



VIII Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica

29 NOV al 1 DIC - La Plata



7º Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica



UNIVERSIDAD
NACIONAL
DE LA PLATA

ORGANIZACIÓN

Departamento de Ingeniería Aeroespacial de la Facultad de Ingeniería, Universidad Nacional de La Plata.

Comité de organización

- Dr. Ing. Juan Sebastián Delnero
- Dr. Ing. Julio Marañón Di Leo
- Dra. Ing. Ana Scarabino
- Dr. Ing. Martín Idiart
- Ing. Ariel Gamarra
- Ing. Iban Echapresto Garay
- Ing. Matías Coppa
- Ing. Diego Day
- Melany Nucíforo
- Francisco Vera
- Guillermo Hamid

Voluntarios

- Aldana Ferreyra Bossi
- Bautista Saraví Gamboa
- Catalina Martín
- Agustín Verbanaz
- Lucio Ciccioli
- Francisco Harispe
- Thiago Aude
- Nicolás Craig
- Antonio Cancela
- Joaquín Brohme
- José Escoz

SPONSORS



AUSPICIOS



Red
Universitaria de
Ingeniería
Aeronáutica



ÍNDICE

Aerodinámica, Fluidodinámica y Mecánica de Vuelo

6976	Diseño y construcción de un túnel de viento supersónico bidimensional con sistema de visualización Schlieren.	Pág. 12
6989	Ánalisis por CFD de la capa límite turbulenta de placas planas y perfiles con rugosidad superficial.	Pág. 20
7009	Desarrollo del modelo aerodinámico de un cohete supersónico.	Pág. 28
7012	Cargas en tirabuzón – Aplicación IA-100B.	Pág. 36
7013	Cargas en vuelo por maniobras – Aplicación IA-100B.	Pág. 44
7199	Simulación numérica de las derivativas estáticas y dinámicas de una aeronave.	Pág. 50
7200	Refrigeración del Motor del IA-100 B.	Pág. 59
7208	Instalación experimental para la visualización con humo de fenómenos no estacionarios cíclicos.	Pág. 69
7219	Mejora de calidad de flujo en túnel de viento.	Pág. 77
7221	Desarrollo de una experiencia académica de visualización de vibraciones inducidas por vórtices.	Pág. 86
7237	Simulador para la estimación del campo acústico externo generado en la fase de despegue de un vehículo lanzador.	Pág. 92
7244	Desempenho aerodinâmico de perfis modificados com biomimética	Pág. 100
7271	Diseño y construcción de una tobera aplicada al sistema de control de reacción basado en gas frío adaptada al vacío.	Pág. 109

7198	Simulación del calentamiento aerodinámico de cohetes.	Pág. 118
7240	Estudio experimental del efecto aerodinámico de una hélice impulsora sobre un comando bajo la acción de una ráfaga	Pág. 119
7293	Investigación numérica de la separación no estacionaria del flujo sobre un perfil a bajo número de Reynolds.	Pág. 120
7303	Ánalisis dinámico de una turbina supersónica para su uso en turbo bombas de vehículo lanzador LOx LCH4.	Pág. 121
7307	Diseño de una turbina supersónica para su uso en turbo bombas de vehículo lanzador LOx LCH4.	Pág. 122

Dinámica y Control

7193	Estudio de la dinámica de apertura de cofia de vehículos lanzadores	Pág. 124
7194	Análisis de respuesta estructural del estabilizador horizontal de la aeronave IA-100B mediante modelos de elementos finitos y ensayos experimentales.	Pág. 132
7227	Control super-twisting de alto orden para la fase atmosférica de un lanzador satelital	Pág. 142
7235	Variaciones de las propiedades dinámicas de un lanzador satelital en su fase atmosférica.	Pág. 150

-
- 7204 Desarrollo, integración y certificación de un nuevo sistema de control de Frenos con Antiskid para la Aeronave IA-63 “Pampa”. [Pág. 158](#)

Diseño y Certificación Aeronáuticos

- 8300 Diseño y certificación de una aeronave eléctricamente propulsada. [Pág. 160](#)
-
- 7245 Diseño de un banco de ensayos para caracterización de sistemas moto propulsores eléctricos de uso aeronáutico. [Pág. 175](#)
- 7257 Aeronave de propulsión eléctrica AVIEM AV100 Epower. [Pág. 176](#)
- 7269 Certificación Inicial de aeronave IA-100B. [Pág. 177](#)

Interacción Fluido-Estructura

- 7090 Análisis de la respuesta aeroelástica de una turbina eólica por el método de elemento de pala. [Pág. 179](#)
- 7249 Análisis numérico del acoplamiento aerodinámico entre cuerpos cilíndricos para aplicación en cosechadores de energía eólica mediante vibraciones inducidas por vórtices. [Pág. 186](#)
- 7282 Desarrollo de una librería de acoplamiento para la simulación de problemas de interacción fluido-estructura. [Pág. 194](#)
-
- 7277 Simulación computacional de la interacción fluido-estructura entre cilindro y perfil aerodinámico para cosecha de energía del viento. [Pág. 202](#)

Materiales y Estructuras

- 7018 Resditribución de Cargas – Método de la Estructura Virtual. [Pág. 204](#)
- 7102 Aplicación del criterio simplificado de Prevención de Flutter a la estructura y superficies de control de la Aeronave IA-100 B/C. [Pág. 210](#)
- 7232 Ensayos de caracterización de corcho fenólico para uso en un vehículo lanzador. [Pág. 221](#)
- 8270 Automatizacion de teorias analiticas estudiadas en Estructuras Aeroespaciales con algoritmos de programación. [Pág. 230](#)
- 8271 Validación de teorías analíticas estudiadas en Estructuras Aeroespaciales con programas de elementos finitos. [Pág. 239](#)
-
- 7060 Influencia de la humedad en filamentos de Nylon 12 previa manufactura FDM. [Pág. 247](#)

Propulsión

- 7058 Un análisis de las señales audibles del banco de pruebas digital de las bujías del motor turbopropulsor TPE331. [Pág. 249](#)
-

7243	Indicadores de performance de motores a reacción.	Pág. 256
7302	Proceso de fabricación e integración de motor cohete Tatu-7 de propelente líquido.	Pág. 257
7304	Ánalysis termo-mecánico de motor cohete Tatu-19 de 1400kg de empuje para banco de ensayo alimentado con LOx y LCH4.	Pág. 258

Transporte Aéreo

7053	Medición del impacto en la calidad del aire a partir del dióxido de carbono emitido por aeronaves en Bogotá D.C. mediante el uso de tecnología ADS-B.	Pág. 260
7055	Heatmap de operaciones aéreas en el aeropuerto internacional El Dorado de Bogotá a través del uso del sistema ADS-B – Estimación de zonas de análisis de ruido producido.	Pág. 269
7214	Modelos del fenómeno de espera. Análisis de procesos en el transporte aéreo: el caso de la zona de check-in.	Pág. 280
7220	Analisis de obstáculos en entornos aeroportuarios del SNA según SLOs.	Pág. 287
7225	Método de tasación de una aeronave adquirida.	Pág. 295
7242	El Desarrollo De Software GENSLOs.	Pág. 300
7254	La Verificación de Radioayudas mediante VANTs.	Pág. 307
7273	Un modelo de predicción de series de tiempo para la estimación de tiempo en tierra de aeronaves civiles comerciales.	Pág. 315

7224	Impacto de la Pandemia de COVID-19 en el precio de venta de un avión biturbohélice.	Pág. 323
7260	Ánalysis de accidentes aéreos con factor contribuyente meteorológico en la región SAM-OACI durante el periodo 2013-2022.	Pág. 324

UAV

7264	Diseño preliminar de un vehículo aéreo no tripulado: revisión de sistemas mecánicos y análisis estructural.	Pág. 326

7265	Diseño preliminar de un vehículo aéreo no tripulado: integración de sistemas eléctricos y mecánicos.	Pág. 334
7267	Proceso de diseño de un vehículo aéreo no tripulado aplicando ingeniería de sistemas.	Pág. 335
7551	Desarrollo de simulador de la dinámica de vuelo para aeronaves VTOL.	Pág. 336

Tecnología Espacial

6996	Diseño y análisis del control térmico en Misión USAT-I.	Pág. 338
6997	Diseño conceptual de una carga útil para el estudio de la atmósfera en órbita LEO.	Pág. 346
7054	Fabricación de gajos para tanques estructurales de primera etapa para lanzador Tronador II.	Pág. 354

7215	Balance de masa en GLACIAR SPEGAZZINI a partir del estudio de modelos digitales de elevación.	Pág. 362
7233	Ensayos de caracterización de pintura para uso en un vehículo lanzador.	Pág. 371
7274	Determinación de masas de presurizantes en sistemas de alimentación de vehículos lanzadores.	Pág. 379

7196	Carro de transporte e izaje para vehículos lanzadores.	Pág. 388
7230	Diseño de tanques de oxidante y combustible para vehículo lanzador.	Pág. 389
7236	Estudio y ensayo de vibración de sistema de desacople de vehículos lanzadores.	Pág. 390
7238	Torre de izaje de vehículo lanzador.	Pág. 391
7261	Diseño de modelos participativos en el marco del BRAIA.	Pág. 392
7262	Impresión 3D FDM de aplicación aeroespacial.	Pág. 393
7300	Optimización del proceso de fabricación de inyectores swirl-swirl para motor cohete de propelente líquido.	Pág. 394
7306	Dimensionamiento y manufactura de ignitor pirotécnico para motor de propelente líquido.	Pág. 395
7308	Diseño mecánico y estructural de bomba de alimentación para cohete de combustión líquida.	Pág. 396
7335	Degradación de las propiedades termo-ópticas de un componente espacial.	Pág. 397

Tecnología Experimental

7218	Banco de ensayos mecánicos para tanques de combustible de lanzadores espaciales.	Pág. 399

7201	Ensayos de sistemas espaciales – principios y prácticas básicas.	Pág. 407
7216	Banco de apertura de cofia.	Pág. 408
7226	Banco de separación de etapas.	Pág. 409
7231	Diseño y construcción de banco de ensayos criogénicos para ensayos de tanques de vehículo lanzador.	Pág. 410
7234	Ensayos funcionales de banco criogénico para ensayos de tanques de vehículo lanzador.	Pág. 411
7241	Estudio de actuador piezoeléctrico para aplicación en control de flujo activo.	Pág. 412
7263	Diseño y construcción de sistema de adquisición de potencias mecánicas de un aerogenerador para ensayos en túnel de viento.	Pág. 413
7266	Diseño de un banco de pruebas de vibraciones en la aviación militar.	Pág. 414

CONFERENCISTAS INVITADOS



7º Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica



FACULTAD DE INGENIERÍA
Universidad Nacional de La Plata



UNIVERSIDAD
NACIONAL
DE LA PLATA

CONFERENCISTAS INVITADOS



RAFAEL SANJURJO NAVARRO

Licenciado en Ciencias Físicas por la U. Complutense en 1966, Ingeniero Aeronáutico por la E.T.S.I. Aeronáuticos en 1967 y Doctor Ingeniero Aeronáutico por la E.T.S.I.A. en 1971

-Catedrático de Universidad (Electricidad y Electrotecnia) desde febrero de 1980, impartiendo los cursos de Instalaciones Eléctricas en Aeropuertos y el de Compatibilidad Electromagnética en Sistemas Aeroespaciales en Doctorado. Profesor del Proyecto Fin de Carrera de Sistema Eléctrico de Aeropuerto

-Estudios y proyectos en diversas áreas, siendo algunas de carácter aeroportuario.

- 11 libros publicados sobre temas técnicos aeronáuticos.
- Ha impartido conferencias y cursos sobre instalaciones eléctricas, protecciones y proyecto de sistemas eléctricos en aeropuertos y aeronaves.
- Fue Presidente del Comité de AENOR CTN-214 (Ayudas visuales y equipo eléctrico asociado).
- Fue Director y creador del Master de SISTEMAS AEROPORTUARIOS de la Universidad Politécnica de Madrid.
- Fue Director del Departamento de Infraestructuras, Sistemas Aeroespaciales y Aeropuertos de la Universidad Politécnica de Madrid.
- Ha sido DIRECTOR de la Escuela Técnica Superior de Ingenieros Aeronáuticos y VICERRECTOR de Ordenación Académica y Centros Superiores de la Universidad Politécnica de Madrid.
- Ha creado la carrera de Graduado en Gestión y Operaciones Aeronáuticas (GyOTA) en la UPM para formación de Gestores, Pilotos y Controladores.
- Fue Director de los Cursos de Verano de la Universidad Politécnica de Madrid durante 12 años organizando numerosos cursos de todo tipo que se impartieron en la Granja de San Ildefonso (Segovia)
- Ahora es Director Honorífico del Master en Gestión de Sistemas Aeronáuticos que se está impartiendo en versión "on line".



7º Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica



FACULTAD DE INGENIERÍA
Universidad Nacional de La Plata



UNIVERSIDAD
NACIONAL
DE LA PLATA



MIRTA IRIONDO

Es Licenciada en Física Teórica y Doctora en Matemáticas por el Real Instituto Tecnológico de Suecia, KTH, - donde estuvo exiliada durante muchos años-, y cuenta con una extensa trayectoria académica y laboral: fue directora del área de Planificación Industrial para el Ministerio de Defensa, Subsecretaria de Investigación Científica y Desarrollo y Tecnológico y la primera Decana de la

y Computación en la historia de la Universidad de Córdoba. Se ha especializado en las áreas de Matemática y Física, conocimiento que volcó en una extensa carrera como docente e investigadora, tanto en Argentina como en Suecia. Fue autora de publicaciones docentes y científicas especializadas y encabezó varios proyectos académicos. Cuenta con una destacada trayectoria académica y laboral y posee sólidos conocimientos de la industria para la Defensa. Es la titular de la Fábrica Argentina de Aviones FADEA, la empresa dependiente del Ministerio de Defensa que se encarga de la fabricación de aviones en el país.



CRISTÓBAL BRITO MAUR

Egresó como Ingeniero Aeronáutico de la UNLP en 2003. Trabajó como Ingeniero de diseño en Future Engineering GmbH, Hamburgo, como consultor en Altran España, y desde 2009 en la empresa Airbus, en Bremen, Alemania, cumpliendo roles como A380 High Lift Systems Support Structure Team, Structural Analysis Engineer, Single Aisle High Lift System Structure Team, Structural Analysis Engineer, y Airframe R&T – Strategy Plan and Innovation,

Airframe Technology Watch Leader.

Su posición actual es Airframe Architecture Team, Airframe Architect (UD). Sus responsabilidades son:

- Airframe “Technical and Product Strategy” leader.
- Technical leader for the Airframe product development through the conceptual phase, trading architectures and technologies aiming to meet the best value proposition. Involved on different programmes as the Airbus freighter line and A220 incremental developments.
- Design for Value competence leader for Airframe Engineering.
- Critical knowledge management for Airframe Architecture.



7º Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica



UNIVERSIDAD
NACIONAL
DE LA PLATA



RAÚL KULICHEVSKY

Se graduó de Ingeniero Aeronáutico en la Universidad Nacional de La Plata (1992). Obtuvo los títulos de Magíster en Ciencia y Tecnología de Materiales de la Universidad Nacional de San Martín (1995); Diploma en Gestión Integral de la Calidad del Instituto Tecnológico de Buenos Aires (ITBA) (2001); Certified Quality Engineer (CQE) American Society for Quality (ASQ), USA (2001); Especialista en Análisis de Vibraciones. Nivel I y Nivel II (Facultad de Ingeniería de la Universidad de Concepción, Chile). En la Comisión Nacional de Energía Atómica ha sido: Responsable de Instrumentación y Operaciones del Grupo Estudio y Ensayo de Componentes Estructurales, Unidad de Actividad ENDE y Jefe Alterno del Subproyecto Antena Radar de Apertura Sintética (ARAS) en el convenio CNEA-CONAE para el desarrollo y fabricación de la estructura y mecanismos de la antena SAR del Proyecto SAOCOM. Se desempeñó como Líder de Grupo de Análisis de Vibraciones en componentes de plantas Industriales en servicios realizados para las diversas empresas de primera línea en la Empresa I.D. Ingeniería S.A. En la CONAE ha sido responsable del Segmento de Vuelo del Proyecto SAOCOM hasta junio de 2015, desde entonces es Jefe de Proyecto SARE 2A y Responsable de desarrollo de Carga Útil para el Vehículo Lanzador Tronador II Tecnológico. En septiembre de 2017 fue designado Adjunto de la Dirección Ejecutiva y Técnica de la CONAE y en julio de 2018, Director Ejecutivo y Técnico de CONAE.

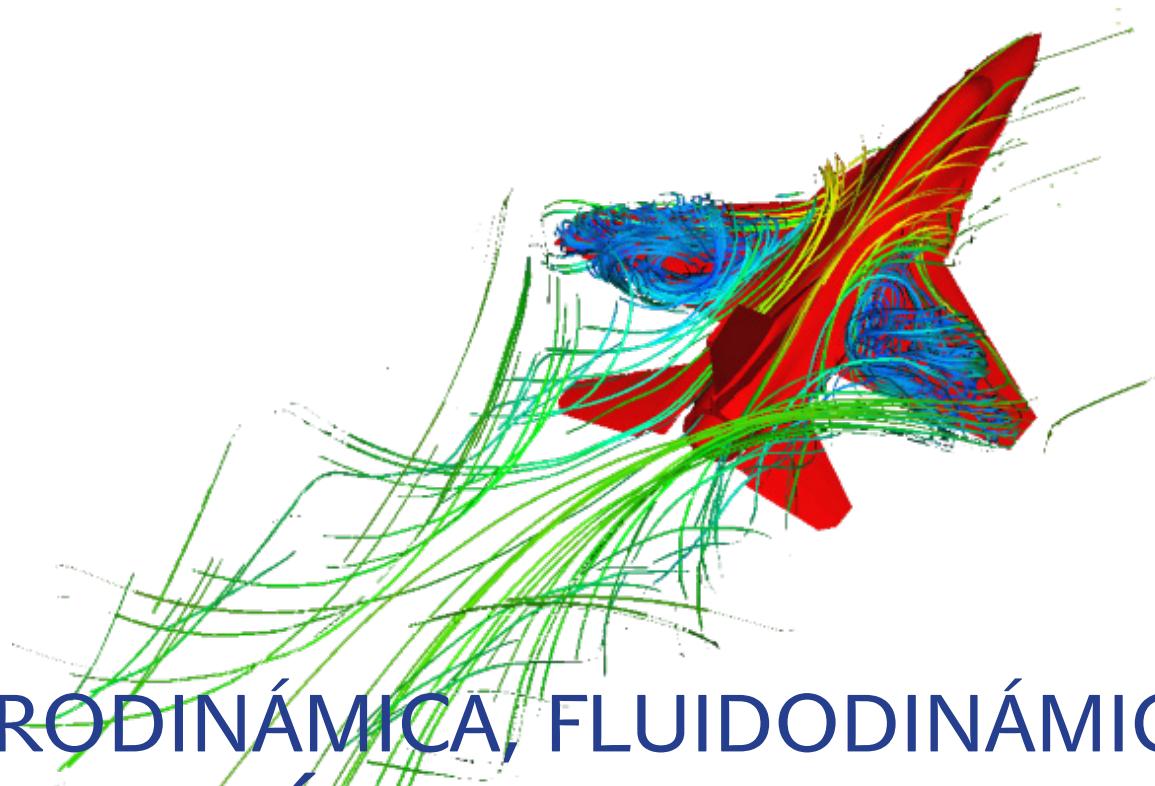
Society for Quality (ASQ), USA (2001); Especialista en Análisis de Vibraciones. Nivel I y Nivel II (Facultad de Ingeniería de la Universidad de Concepción, Chile). En la Comisión Nacional de Energía Atómica ha sido: Responsable de Instrumentación y Operaciones del Grupo Estudio y Ensayo de Componentes Estructurales, Unidad de Actividad ENDE y Jefe Alterno del Subproyecto Antena Radar de Apertura Sintética (ARAS) en el convenio CNEA-CONAE para el desarrollo y fabricación de la estructura y mecanismos de la antena SAR del Proyecto SAOCOM. Se desempeñó como Líder de Grupo de Análisis de Vibraciones en componentes de plantas Industriales en servicios realizados para las diversas empresas de primera línea en la Empresa I.D. Ingeniería S.A. En la CONAE ha sido responsable del Segmento de Vuelo del Proyecto SAOCOM hasta junio de 2015, desde entonces es Jefe de Proyecto SARE 2A y Responsable de desarrollo de Carga Útil para el Vehículo Lanzador Tronador II Tecnológico. En septiembre de 2017 fue designado Adjunto de la Dirección Ejecutiva y Técnica de la CONAE y en julio de 2018, Director Ejecutivo y Técnico de CONAE.



ERNESTO ACERBO

Es Ingeniero Aeronáutico, egresado de la UNLP. Impulsor ferviente de desarrollos aeronáuticos a nivel nacional, es socio gerente de AVIEM Aeronáutica, empresa nacional con más de 20 años de experiencia en diseño, venta, fabricación, mantenimiento, importación y exportación de aeronaves deportivas, experimentales y aviación general. Desde el 2001 hasta el 2016 participó en la Empresa Proyecto Petrel S.A. diseñando, certificando y poniendo en producción a la aeronave Petrel 912iS, primera aeronave nacional certificada en categoría VLA en Argentina. Es diseñador

y comercializador de las aeronaves AVIEM AV 100, en proceso de certificación en categoría LSA (Light Sport Aircraft), trabajando actualmente en el proyecto de una versión de estas aeronaves con motorización eléctrica.



AERODINÁMICA, FLUIDODINÁMICA Y MECÁNICA DE VUELO

DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN TUNEL DE VIENTO SUPERSÓNICO BIDIMENSIONAL CON SISTEMA DE VISUALIZACIÓN SCHLIEREN

N. Balduzzi ^a, N. Balduzzi ^a, P. Mantelli ^a, A. Scarabino ^b

^a UIDET LACLyFA – Facultad de Ingeniería - Universidad Nacional de La Plata
La Plata – Argentina.

^b UIDET GFC – Facultad de Ingeniería - Universidad Nacional de La Plata
La Plata – Argentina.

Email: nehuen.balduzzi@gmail.com

RESUMEN

En este trabajo se abordó el diseño y construcción de un túnel de viento supersónico, que pudiera ser construido y operado con las facilidades e infraestructura disponible en el Departamento de Ingeniería Aeroespacial de la Facultad de Ingeniería de la UNLP.

Al no contar con un compresor con las características adecuadas para un túnel de funcionamiento continuo, se optó por el diseño de un túnel de circuito abierto y funcionamiento por vacío (“indraft”), utilizando como reservorio un tanque esférico de 500 litros de capacidad, disponible en el Centro Tecnológico Aeroespacial “CTA” de la UNLP, para el que se diseñó y construyó un sistema de acople con la sección de prueba del túnel. Con una bomba de vacío se logra bajar la presión absoluta en el tanque hasta 13300 Pa. El sistema se equipó con válvulas, vacuómetros analógicos y manómetros piezoelectrónicos disponibles en el Laboratorio de Capa Límite y Fluidodinámica Ambiental (UIDET - LaCLyFA). Para el sistema de visualización Schlieren se adquirió un espejo cóncavo de calidad astronómica, ya que los más económicos presentaban aberraciones ópticas incompatibles con la calidad de imagen necesaria para las visualizaciones.

Palabras clave: Túnel de viento, Flujo Supersónico, Schlieren, *Indraft*, Ondas de Choque

INTRODUCCIÓN

El término o concepto de túnel de viento hace referencia a una herramienta que permite estudiar el comportamiento del aire cuando se coloca un objeto dentro del flujo, es decir, el movimiento relativo entre el objeto y aire o gas. Ese objeto de estudio puede ser desde una aeronave, un automóvil, un edificio o cualquier propósito de estudio. La Unidad de Investigación, Desarrollo, Extensión y Transferencia – Laboratorio de Capa Límite y Fluidodinámica Ambiental (UIDET-LaCLyFA) en el presente cuenta con cinco túneles de viento subsónicos, en los que se llevan a cabo tarea de calibraciones, investigaciones y transferencias. Sin embargo, siendo la educación uno de los objetivos más importantes de esta unidad, hasta este momento, no contaba con un túnel de viento supersónico para experiencias didácticas.

Las características de un túnel de viento supersónico difieren significativamente de las de un túnel subsónico [1]. Para empezar, el flujo deberá ser supersónico en la sección de prueba, pero será subsónico en gran parte del circuito. El diseño requiere de una tobera convergente-divergente para acelerar el flujo hasta Mach mayor a 1, y una segunda garganta que permita mantener las ondas de choque corriente debajo de la sección de prueba. Además, las irreversibilidades que sufre el flujo demandan potencias mucho mayores que en túneles subsónicos a igualdad de caudal [1].

Un antecedente notable de este desarrollo en nuestro país es el trabajo [2] de la Universidad Nacional de Córdoba. Otros trabajos consultados son las referencias [3] y [4].

Impulsa nuestro proyecto el dejar las bases de un nuevo equipo, así como las técnicas y procedimientos necesarios para su uso, con el fin de aumentar los conocimientos, generar futuros desarrollos, y, sobre todo, permitir a los y las estudiantes avanzar y fortalecer el área práctica. Es por ello que, el objetivo principal de este proyecto abarca el estudio, diseño y construcción de un túnel de viento supersónico bidimensional con implementación de sistema de visualización Schlieren. Esto

permitirá la ejecución de nuevos proyectos, análisis prácticos y visualizaciones de flujos compresibles y cambios de densidad.

ELECCIÓN DE TÚNEL A DESARROLLAR

La opción de un túnel de circuito cerrado con flujo continuo quedó descartada por la falta de una bomba de vacío con la potencia necesaria para este tipo de operación. El equipamiento disponible incluye un reservorio que puede utilizarse tanto presurizado, para un túnel intermitente de presión, como despresurizado, para un túnel intermitente de vacío.

Para definir la elección entre un túnel de viento intermitente de presión o de vacío, estimamos tiempos aproximados de operación, con la garganta bloqueada ($Ma = 1,0$). Para esto, se propusieron diámetros de garganta (A_g), y se obtuvieron los caudales máscicos. De esta forma:

$$D \text{ [m]} \rightarrow A_g \text{ [m}^2\text{]} \rightarrow \dot{m} \text{ [kg/s]}$$

Sabiendo que el CTA de la UNLP cuenta con un reservorio esférico de 500 litros de capacidad, se calcularon los tiempos de operación que cada túnel podría operar. Conociendo el volumen (Vol), la densidad de remanso (ρ_0), el caudal máscico (\dot{m}) y la ecuación compacta de la conservación de masa [5], se puede obtener dicho tiempo, tal como se expresa en la Tabla 1:

$$\rho_0 \cdot \text{Vol} / \dot{m} = t \quad (1)$$

Referenciando a la ecuación (1) se obtiene:

Tabla 1. Tiempos de operación para ambas posibilidades de túneles

	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
$A_g \text{ [m]}$	0,005	0,01	0,015	0,02	0,025	0,03	0,035	0,04	0,045	0,05
$t \text{ (Indraft) [s]}$	129,3	32,3	14,3	8,0	5,1	3,5	2,6	2,0	1,6	1,2
$t \text{ (Blowdown) [s]}$	18,7	4,6	2,0	1,1	0,7	0,5	0,3	0,2	0,2	0,1

Se observa que, para iguales áreas críticas, los tiempos de operación a garganta bloqueada son aproximadamente 7 veces mayores para túneles intermitentes del tipo *indraft* (aspiración), por sobre los *blowdown* (soplado), quedando así descartados del análisis estos últimos. La Figura 1 muestra una esquematización del tipo de configuración elegida.

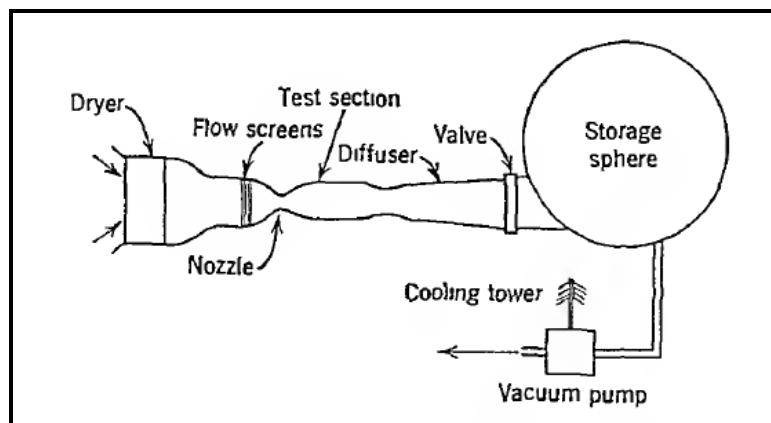


Figura 1. Esquematización de túnel de viento *indraft* [6]

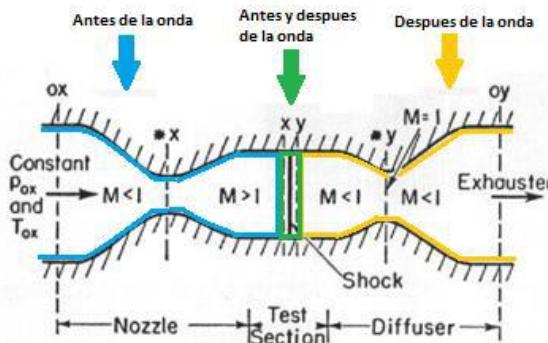
DISEÑO

Se propuso como especificación de uso, que el túnel alcance una velocidad en la sección de pruebas de $Ma = 2,0$. Esto permite el cálculo del área de la sección de pruebas a partir de la relación entre la sección y el área de la garganta [5]. La Tabla 2 muestra las principales dimensiones de la sección de prueba.

Tabla 2. Dimensiones de sección de pruebas propuestas

Dimensión	Valor	Unidad
Área de primera garganta	78,5	mm ²
Área de secc. pruebas	132,5	mm ²
Largo sección de pruebas	35,0	mm
Mach propuesto en sección pruebas	2,0	-

Los túneles supersónicos, cuentan en total con dos gargantas (Figura 2). La primera que ya fue propuesta (A_g) o (A_x) como lo muestra la Figura 2, permitiendo a través de una tobera convergente-divergente que el flujo se acelere, y se genere una condición de bloqueo alcanzando Mach igual a 1 en dicha área. Si no fuera por la segunda garganta (A_y) en el proceso de funcionamiento del túnel, aparecía una onda de choque en plena zona de sección de prueba que interrumpiría todo tipo de visualización y en su mayor defecto, generaría flujo subsónico.

**Figura 2.** Condición de arranque más desfavorable [7]

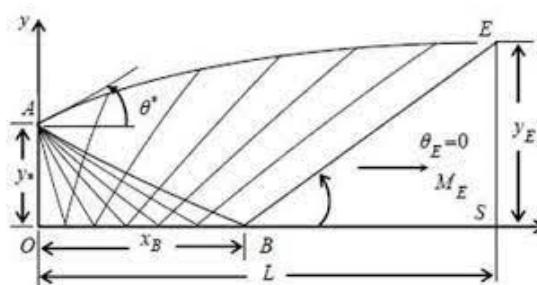
Es por ello, que a través de la metodología propuesta en la referencia [1] se calcula el área de la segunda garganta contemplando la mejor y peor condición de operación (Tabla 3):

Tabla 3. Dimensiones de sección de prueba

Dimensión	Valor	Unidad
Área de segunda garganta	108,9	mm ²

Obtenidos todos los parámetros geométricos, es necesario definir una de las geometrías más importantes del túnel supersónico que es la tobera.

Para esto se utilizará el método de las características descriptas en la referencia [7]. Este método resuelve ecuaciones diferenciales parciales hiperbólicas, determinando la inclinación de las ondas para obtener un flujo horizontal en la sección de prueba (Figura 3).

**Figura 3.** Método de las características

La forma de dicha tobera, que se muestra en la Figura 4, fue obtenida con la utilización de un script en Matlab [7].

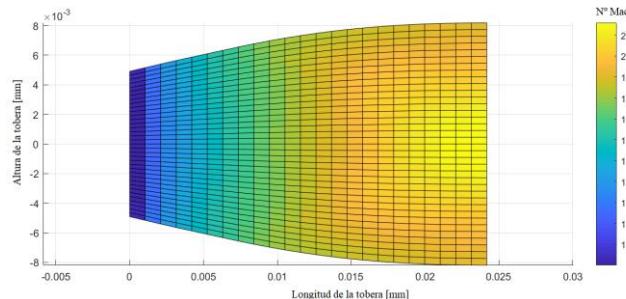


Figura 4. Gráfico de la tobera obtenida mediante método de las características

Las referencias dimensionales previas permiten generar los diseños para, a posteriori, comenzar las construcciones. Luego de varias iteraciones se logró llegar a un objetivo concreto en cuanto al diseño completo de la sección de pruebas, con la geometría mostrada en la Figura 5.

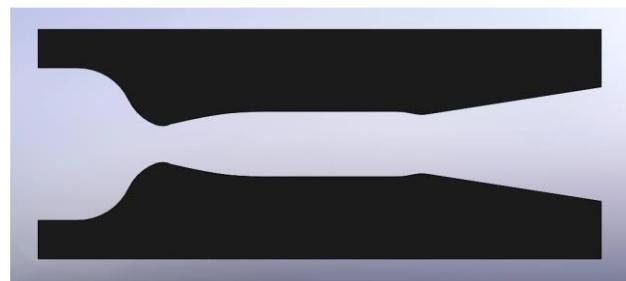


Figura 5. 4º diseño de sección de prueba.

La Figura 6 muestra el diseño del túnel, pensado con sistema de bridas frontales con tornillos para acoplar las distintas interfaces y en base a ello hacer un diseño por partes, ya que un mal cálculo o diseño de un elemento, produciría una no conformidad de todo el conjunto.

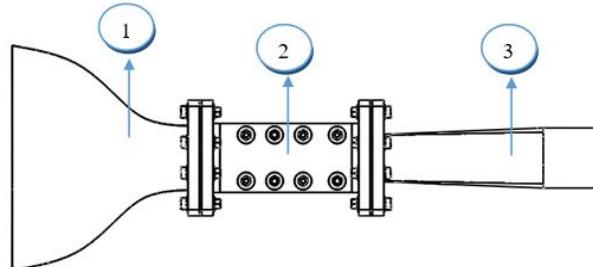


Figura 6. Diseño del túnel

El túnel se dividió en 3 partes principales. Una zona de acondicionamiento de aire (contracción subsónica (1) cuyo perfil se logró utilizando un polinomio de quinto grado, luego la zona de la sección de pruebas (2) y, por último, una zona que permite la interacción y acople de la sección de pruebas con el reservorio, denominada salida posterior (3). La Figura 7 muestra el diseño completo de los tres componentes mencionados. Detalles sobre el diseño propiamente dicho se encuentran en [7].

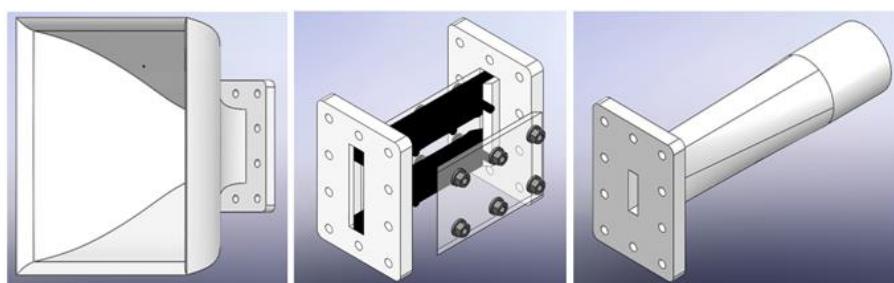


Figura 7. Diseño de componentes de túnel de viento supersónico

CONSTRUCCIÓN

Para llevar a cabo la construcción del túnel se utilizaron diferentes procesos. Los componentes (1) y (3) fueron llevados a cabo íntegramente por impresión 3D con material PLA. Para la construcción del componente (2) se utilizó nuevamente impresión 3D, que contempla las bridas (conexiones con componentes 1 y 3) y las zonas de garganta y sección de pruebas. Por otro lado, se utilizó acrílico cortado a través de laser para materializar las paredes del componente (2). El ensamblaje completo de todos los componentes se aprecia en las Figura 8 y Figura 9.



Figura 8. Túnel de viento con instalación al reservorio



Figura 9. Izq. túnel del viento completo – Der. Reservorio con bomba de vacío

SISTEMA DE VISUALIZACIÓN CON TÉCNICA SCHLIEREN

El sistema Schlieren se basa en el principio de que cuando un objeto con índice de refracción variable se coloca entre espejos o lentes que coliman la luz proveniente de una fuente puntual, ocurre un desplazamiento en la dirección de los rayos incidentes en el plano de observación. Esta desviación en los rayos de luz es proporcional a las variaciones del índice de refracción del objeto bajo estudio, y para el caso de un fluido, esta variación en el índice de refracción se puede relacionar con la variación de densidad del mismo.

Existen una variedad de arreglos del sistema Schlieren (Tabla 4) como, por ejemplo, los sistemas de montajes con espejos y lentes. En este trabajo se utilizó el montaje del sistema con espejos.

Tabla 4. Tipos, ventajas y desventajas de tipos de montajes con espejos

Montajes	Ventajas	Desventajas
Tipo z	<ul style="list-style-type: none"> • Gran espacio de prueba • Libre de coma • Montaje robusto y óptima 	<ul style="list-style-type: none"> • Difícil calibración y puesta a punto • Con aberración de astigmatismo • Utilización de dos espejos parabólicos

Montajes		Ventajas	Desventajas
	sensibilidad		
Único espejo y alineación en el eje	<ul style="list-style-type: none"> Sistema con mayor sensibilidad que montaje en Z Facilidad de calibración y puesta a punto por elementos en serie Libre de coma y astigmatismo 	<ul style="list-style-type: none"> Espacio de prueba reducido Difícil adquisición de espejos esféricos Interferencias y oclusiones al haz de luz por parte de los objetos de las pruebas 	
Único espejo y alineación fuera del eje	<ul style="list-style-type: none"> Alta sensibilidad Utilización de un único espejo Fácil calibración y puesta a punto 	<ul style="list-style-type: none"> Con aberraciones de coma y astigmatismo Espacio de prueba reducido 	

El sistema adoptado para este trabajo fue la técnica de Schlieren con la utilización de espejos y alineación fuera del eje como se indica en la Figura 10.

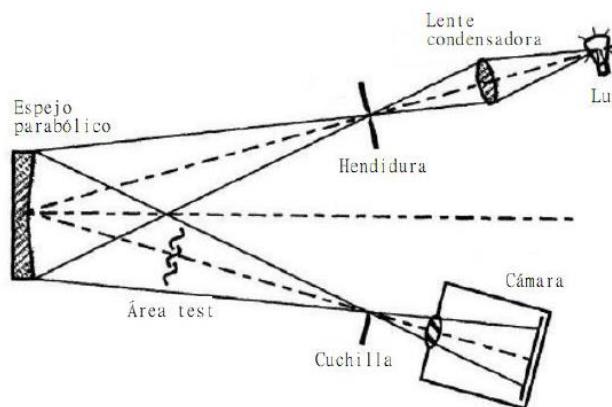


Figura 10. Montaje Schlieren con único espejo esférico y alineación fuera del eje

Las características del espejo astronómico utilizado pueden verse en la Tabla 5.

Tabla 5. Característica del espejo
Datos del espejo

<ul style="list-style-type: none"> Diámetro: 150mm Distancia focal: 900 mm Relación focal: f/6 Espesor: 19 mm Industria Argentina 	
---	--

RESULTADOS Y DISCUSIÓN

Para obtener los resultados del N° de Mach que se alcanzó, se realizó la medición de presión diferencial en diferentes tomas de presión en la sección de prueba. Para ello se utilizó un sensor “Mpx2200 Dp”, el cual obtiene la medición diferencial entre la presión atmosférica y la propia de la sección de prueba (P_d). Obtenido dicho valor se lo divide por P_0 para adimensionalizarlo y estimar el número de Mach mediante relaciones matemáticas válidas para flujo isoentrópico [1].

Tabla 6. Determinación de presión diferencial de sección de prueba N°4

Sección de prueba	Parámetros	Tomas de presión			
		1	2	3	4
Δ Presión (Kpa)	0,48	0,69	0,59	0,56	
P/P_0	0,52	0,31	0,41	0,43	
Mach = 1,40	1,01	1,40	1,20	1,16	

VISUALIZACIONES CON EL SISTEMA SCHLIEREN

En las Figura 11 y Figura 12 se observan fotografías obtenidas mediante dicha técnica. La Figura 11 muestra la sección de prueba en “reposo”, es decir, sin el funcionamiento del túnel, en cambio la Figura 12 se visualiza claramente todas las ondas de Mach tal como se explicó en la sección “Diseño” (Método de las características).



Figura 11. Visualización de Sección de prueba mediante método Schlieren en “reposo”



Figura 12. Visualización de Sección de prueba mediante método Schlieren en “funcionamiento”

Ajustando algunos parámetros como por ejemplo la temperatura, exposición, contraste, iluminación y sombras, se pudo apreciar una imagen más nítida sobre las ondas de Mach, como se observa en la Figura 13.

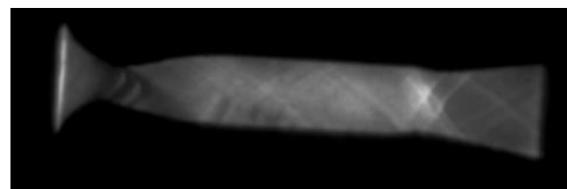


Figura 13. Visualización Met. Schlieren con contraste aumentado

Si se realiza el mismo ensayo, pero con un modelo en estudio, en este caso con un perfil cuña de 7° a 0° de ángulo de ataque, se observa lo mostrado en la Figura 14:



Figura 14. Visualización del Método Schlieren con perfil cuña de 7° con 0° de ángulo de ataque

ANÁLISIS DE RESULTADOS:

Al comparar el número de Mach de diseño con el obtenido a través de relaciones de presión y a partir del ángulo de Mach de las ondas en las visualizaciones, encontramos diferencias de hasta un 30% (Tabla 7). Las diferencias de presión con respecto a la teórica (que conllevan error en la estimación del Mach) pueden ser atribuibles a pérdidas no tenidas en cuenta en el diseño. El número de Mach de 1,76, calculado a partir de las visualizaciones se estima como el finalmente alcanzado en la sección de prueba.

Tabla 7. Errores en % de los diferentes Nº de Mach en la sección de prueba

Método de análisis	Valor numérico de Ma en sección de prueba	Diferencia %
Ideal	2,0	0
Mediciones de presión	1,4	30
Visualizaciones	1,76	12

CONCLUSIONES

- Se alcanzó el objetivo de diseñar, construir y operar un pequeño túnel de viento supersónico para aplicaciones didácticas, con facilidades para medir presión en distintos puntos y visualizar las ondas de choque y de Mach en el flujo mediante el sistema Schlieren.
- La construcción fue realizada con materiales y herramientas disponibles en el mercado local, y equipamiento disponible en el laboratorio. Esto obligó a tomar decisiones en el diseño, como, por ejemplo, el conformado con impresión 3D que no permitió tener unas óptimas terminaciones superficiales.
- El rendimiento de la tobera fue inferior al esperado. Esto puede deberse a la geometría rectangular de la garganta (los valores clásicos de rendimiento se reportan generalmente para secciones circulares), y a la rugosidad superficial del material, interferencia en los acoplos u otros factores.
- La puesta en marcha y calibración de todo el sistema de visualización resultaron laboriosas, por lo que se recomienda realizar un sistema ad hoc con todos los artefactos en posición correcta sin demasiadas modificaciones en sus posiciones.

En función de estos resultados, se plantea como trabajo futuro incorporar cámaras fotográficas de alta calidad y performance para optimizar al máximo las imágenes obtenidas en las visualizaciones, y mejorar la eficiencia de la tobera.

REFERENCIAS

1. Shapiro, A. H. 1953. The dynamics and thermodynamics of Compressible Fluid Flow, New York, United States of America: The Ronald Press Company (*Libro*)
2. García, J. O., Dagaro, M. A., Peralta, L., Ludueña Donato, G. A., Lorenzon, D., Galeasso, Ángel, Bustamente, J. (2019). Sobre el Diseño y Construcción de un Túnel de Viento Supersónico Bidimensional. Revista de la Facultad de Ciencias Exactas, Físicas y Naturales, <https://revistas.unc.edu.ar/index.php/FCEFyN/article/view/24380>
3. Shin, D. U., Ziegler, E. H., Hogan, G. J., Folinas, G. C., Wong, G. M., Lambert, J. A., Fitton, K. C., Ito, M. J., Fournier, N. S., Patel, N. Y., & Bugden, W. H. (2013). Design and Construction of a Supersonic Wind Tunnel with Diagnostics. Retrieved from <https://digitalcommons.wpi.edu/mqp-all/2307>
4. Bharath, B. Design and fabrication of a supersonic wind tunnel. International Journal of Engineering and Applied Sciences (IJEAS) ISSN: 2394-3661, Volume-2, Issue-5, May 2015
5. White, F. M. (2009). Fluid Mechanics. Connect Learn Succeed (*Libro*)
6. Pope, A. y Goin, K. L. (1965). High-Speed Wind Tunnel Testing. Jonh Wiley & Sons
7. Baldazzi, N. y Baldazzi, N. (2022). Diseño y construcción de un túnel de viento supersónico bidimensional con sistema de visualización Schlieren. Trabajo Final de Ingeniería Aeronáutica. <http://sedici.unlp.edu.ar/handle/10915/137588>

ANÁLISIS POR CFD DE LA CAPA LÍMITE TURBULENTA DE PLACAS PLANAS Y PERFILES CON RUGOSIDAD SUPERFICIAL

V.J. Marletta, J.M. Torres Zanardi, A.E. Scarabino, F.A. Bacchi y M.A. Herrera

Grupo de Fluidodinámica Computacional (GFC) - Universidad Nacional de La Plata

Calle 116 e/ 47 y 48 - (1900) La Plata - Argentina.

Email: valentina.marletta@ing.unlp.edu.ar

RESUMEN

La rugosidad superficial es un factor que influye significativamente en el flujo y transferencia térmica, al introducir perturbaciones en el perfil de velocidad, que afectan la fricción superficial, la mezcla turbulenta y el flujo de calor entre un cuerpo y el fluido. Pese a los avances alcanzados en la comprensión de los flujos turbulentos sobre superficies rugosas, las investigaciones están lejos de concluir. Entre las razones se citan la naturaleza caótica del flujo turbulento, la falta de un número importante de estudios sistemáticos, y la gran variedad de tipos de rugosidad.

El objetivo de este trabajo es analizar las predicciones de la simulación de perfiles aerodinámicos con rugosidad y su influencia en su rendimiento aerodinámico, comparando con resultados experimentales. Para validar el modelo de rugosidad, se realizan simulaciones sobre una placa lisa y otra con diferentes valores de rugosidad uniforme, variando el número de Reynolds. Se extiende el estudio para analizar el flujo turbulento sobre perfiles con rugosidad en el borde de ataque, en particular un perfil NACA 63(3)-418, a diferentes ángulos de ataque.

Palabras clave: Turbulencia, capa límite, rugosidad, resistencia, CFD.

INTRODUCCIÓN

La pérdida de eficiencia debido a la erosión de palas de generadores eólicos y la sedimentación sobre ellas puede llegar a valores tan extremos como el 50% [1-3]. La lluvia, granizo, insectos, arena, polvo y otras partículas transportadas por el viento impactan en las palas con velocidades relativas que llegan a los 200 km/h cuando la turbina se encuentra en operación [4]. La empresa EDP Renewables [5] inspeccionó 201 palas en una granja eólica, encontrando que el 87% mostraban signos de erosión y el 50 %, signos de erosión severa en el borde de ataque, como puede verse en la **Figura 1**.



Figura 1. Ejemplo de rugosidad en el borde de ataque (LER) de una pala de aerogenerador

Entre otros parámetros, la condición de la superficie de las palas del aerogenerador es crucial para su rendimiento, seguridad y eficiencia [6-8]. La condición de la superficie alrededor del borde de ataque juega un papel crítico en las propiedades aerodinámicas y, por lo tanto, en la performance del aerogenerador. Debido al diseño de las palas y la naturaleza del flujo de aire los daños tienden a acumularse en el borde de ataque de la pala y se refiere frecuentemente como rugosidad en el borde de ataque (LER, por sus siglas en inglés *Leading Edge Roughness*).

El problema radica en el impacto que tiene una rugosidad determinada en el flujo de aire sobre un perfil aerodinámico. La rugosidad puede provocar una prematura transición de la capa límite laminar al régimen turbulento, y su efecto directo en un perfil es un aumento de la resistencia por fricción. Por otro lado, cuando la altura de rugosidad de una superficie es menor al espesor de la subcapa viscosa de la capa límite turbulenta, se dice que esta superficie es hidrodinámicamente suave y los cambios aerodinámicos son despreciables [9]. Así mismo, se define el régimen de transición de la rugosidad, donde los elementos de rugosidad son ligeramente más gruesos que la subcapa viscosa y comienzan a perturbarla. Mientras que, en el régimen totalmente rugoso, la subcapa viscosa se destruye completamente y los efectos viscosos se vuelven despreciables. En la **Figura 2.** se ilustran una capa límite laminar y una turbulenta, con sus distintas regiones [10].

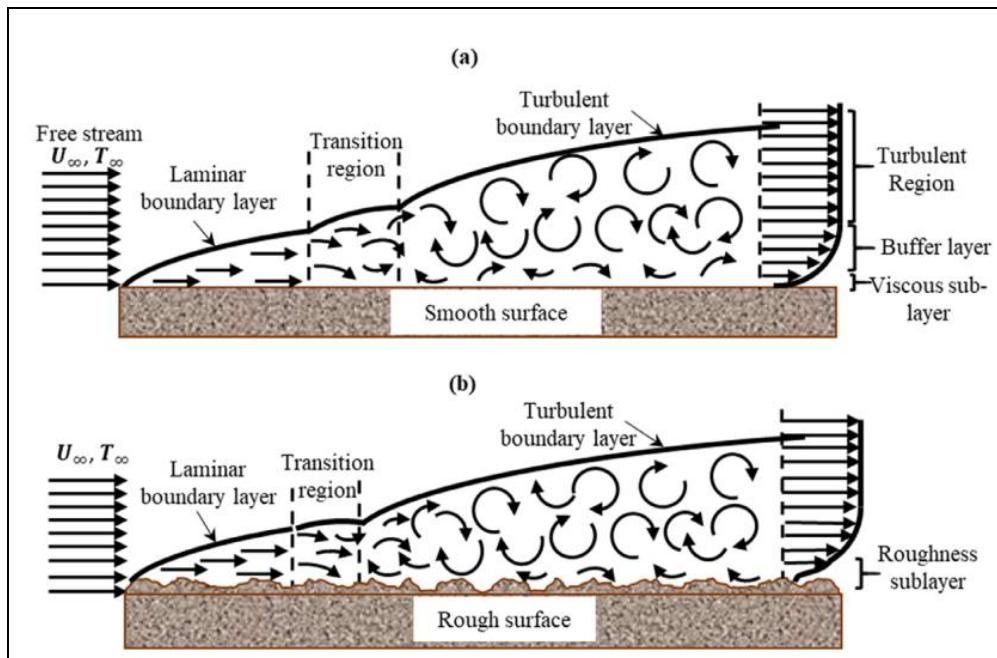


Figura 2. Capa Límite sobre una superficie lisa (a) y una con rugosidad (b) [1]

En este marco, la simulación permite investigar de forma cualitativa estos efectos con mucha mayor versatilidad que realizando ensayos de campo o en túnel de viento. En particular, se modela la rugosidad de forma numérica, integrándola en las ecuaciones que resuelven el campo de flujo, para tener en cuenta su influencia, y así poder comparar con datos experimentales para validar sus resultados. Sin embargo, trabajos publicados de simulación del flujo en perfiles aerodinámicos con rugosidad, presentan diferencias con los resultados experimentales. Por ejemplo, Kruse et al [11, 12] obtiene diferencias de aproximadamente 15% en los máximos coeficientes de sustentación y de un 12% en los coeficientes de resistencia a un número de Reynolds de $3 \cdot 10^6$ y algo menor para $5 \cdot 10^6$, con respecto a los resultados experimentales en el perfil NACA 63(3)-418, en los mismos experimentos que utilizamos en este trabajo para evaluar el modelo numérico.

METODOLOGÍA

Se llevaron a cabo una serie de simulaciones numéricas de CFD (Computational Fluid Dynamics) con el software *ANSYS*, mediante el solver *Fluent*, y las herramientas de modelado de geometría y mallado, *Design Modeler* y *Anssys Meshing*, respectivamente.

Inicialmente, para validar el modelo numérico utilizados, se realizaron simulaciones para un flujo turbulento sobre una placa plana lisa de longitud $L=50\text{ m}$ con diferentes modelos de turbulencia y realizando un estudio de convergencia de malla. Se probaron otras longitudes, pero la mencionada resultó la más práctica porque se abarca la mayor cantidad de números de Reynolds sin llegar a velocidades extremadamente altas.

Posteriormente se simuló un flujo de capa límite turbulenta desde el inicio, sobre la misma placa, pero con diferentes valores de rugosidad uniforme de escala de grano de arena nominal K_s , variando el número de Reynolds para un valor de rugosidad relativa L/K_s fijo. Estos resultados se compararon con las curvas del coeficiente de resistencia total (C_d) en función del número de Reynolds, propuestas por Schlichting y Prandtl [9], a partir de los resultados obtenidos por Nikuradse con tubos enarenados.

Una vez validado el modelo de rugosidad, se llevó a cabo el modelado y mallado para un perfil NACA 63(3)-418 para ángulos de ataque de -5 a 15°, el cual es el rango donde la curva de potencia de una turbina eólica es máxima [11]. Se realizó para un $Re=3.000.000$ y $Re=5.000.000$, que se obtuvo a partir de un valor de cuerda $c=1m$, densidad del fluido $\rho=1kg/m^3$, velocidad $V=1 m/s$ y la viscosidad μ de forma que cumpla el valor de Reynolds, y las configuraciones descriptas en la **Tabla 1**.

Se utilizaron tres valores de rugosidades en el borde de ataque, a partir de lo propuesto en los ensayos en túnel de viento de Krog Kruse *et al.* [11,12], en el cual se hizo uso de papel de lija P40, P60 y P120 para modelar la rugosidad. A su vez se aplicó la rugosidad en tres porcentajes de cuerda: 3%, 4% y 8% como se muestra en la **Figura 3**. En la Tabla 1 se muestra un resumen de las simulaciones realizadas junto con el valor de rugosidad equivalente K_s para cada papel de lija, definido a partir de un estudio de Flack y Schultz [11,13]. Se verificaron los resultados del coeficiente de resistencia y sustentación del perfil con los provistos por los estudios experimentales mencionados.

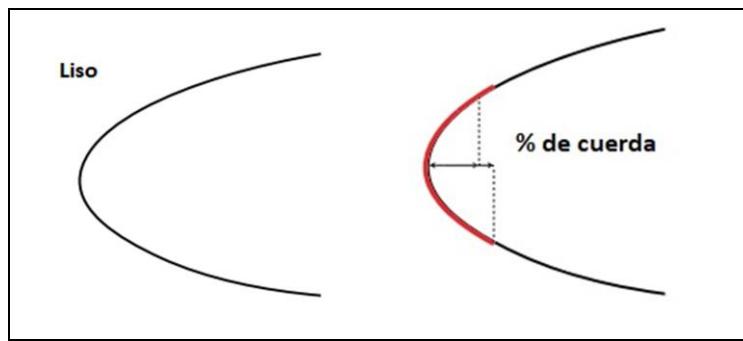


Figura 3. Diferentes configuraciones de rugosidad de borde de ataque

Tabla 1. Resumen de simulaciones realizadas para el perfil aerodinámico

Nro. Simulación/ Experimento	Tamaño de Grano	K_s [μm]	Nro. Reynolds	% de cuerda de LER
1	Liso	0	$3 \cdot 10^6$	-
2	Liso	0	$5 \cdot 10^6$	-
3	P120	357	$3 \cdot 10^6$	3%
4	P120	357	$3 \cdot 10^6$	8%
5	P60	955	$3 \cdot 10^6$	8%
6	P40	1637	$5 \cdot 10^6$	4%
7	P120	357	$5 \cdot 10^6$	4%

CONFIGURACIÓN NUMÉRICA

Las simulaciones son en dos dimensiones, estacionarias, del tipo RANS (Reynolds Average Navier-Stokes) con modelo de turbulencia $k-\omega$ SST (*Shear Stress Transport*). Las ecuaciones son resueltas con el algoritmo SIMPLE y los términos convectivos son discretizados con el esquema QUICK. No se presentaron problemas de convergencia en las simulaciones, obteniéndose residuos ponderados menores a 10^{-6} .

El modelo de turbulencia utilizado posee una extensión para tener en cuenta la rugosidad superficial [10]. Para esto se definen dos parámetros para caracterizar la misma: la altura de rugosidad equivalente, K_s , y una constante C_s que depende del tipo de rugosidad y que, por lo general, toma por defecto un valor de 0.5.

Según el modelo utilizado, se recomienda que la altura adimensional y^+ del elemento adyacente a la pared sea por lo menos menor a 1. En este caso la malla se dimensionó para obtener un y^+ menor a 0.1.

DOMINIO Y MALLADO

Para el perfil se planteó un dominio tipo C, con un radio de 12.5m y una extensión lateral de 20m respecto al borde de fuga, como se muestra en la **Figura 4**. Sobre el borde circular y los laterales superior e inferior se impone una condición de velocidad de entrada, variable en dirección según el ángulo de ataque. En el borde derecho se plantea una condición de presión atmosférica de salida, mientras que sobre el perfil se tiene una condición de pared.

Se implementó una malla no estructurada, para tener mayor independencia en el alineamiento de los elementos respecto a la dirección del flujo. Se cubrió el perfil con aproximadamente 400 elementos tanto en intradós como en extradós, refinando aún más en la zona del borde de ataque y el borde de fuga. Se creó un “Inflation” para poder asegurar que el primer elemento cumpla con el requisito de y^+ planteado. Por último, se creó un cuerpo de influencia alrededor del perfil, con la capacidad de rotar para cada ángulo de ataque, alineándose con la dirección del flujo para así poder capturar la estela del perfil con mayor precisión. Este se extiende un tamaño de tres veces la cuerda hacia atrás, respecto al borde de ataque y con un arco de influencia de 30° . La malla resultante contiene alrededor de 96200 elementos. Las **Figuras 4, 5 y 6** muestran la malla con diferentes niveles de aproximación.

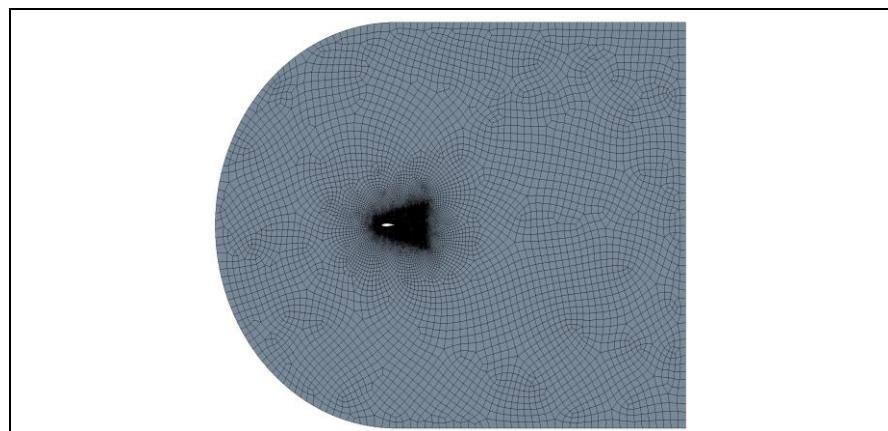


Figura 4. Mallado del dominio total y el cuerpo de influencia

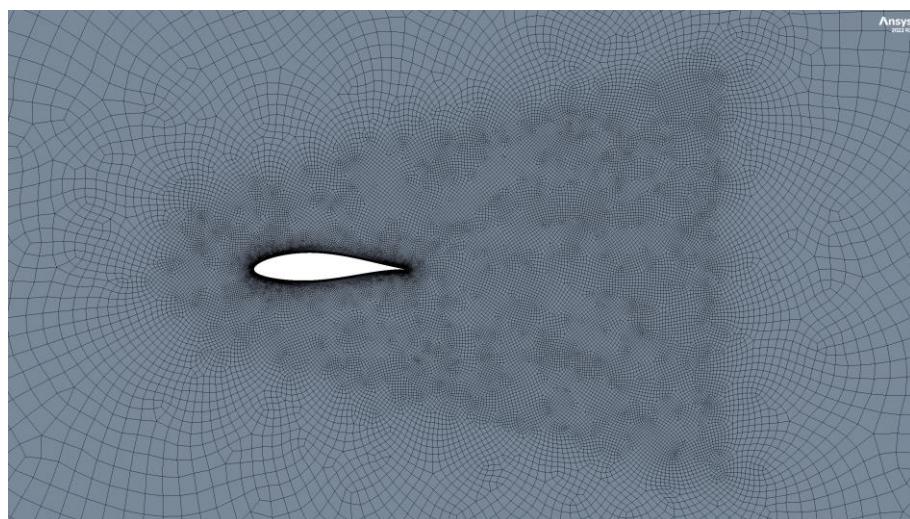


Figura 5. Mallado del cuerpo de influencia rotante con el ángulo de ataque

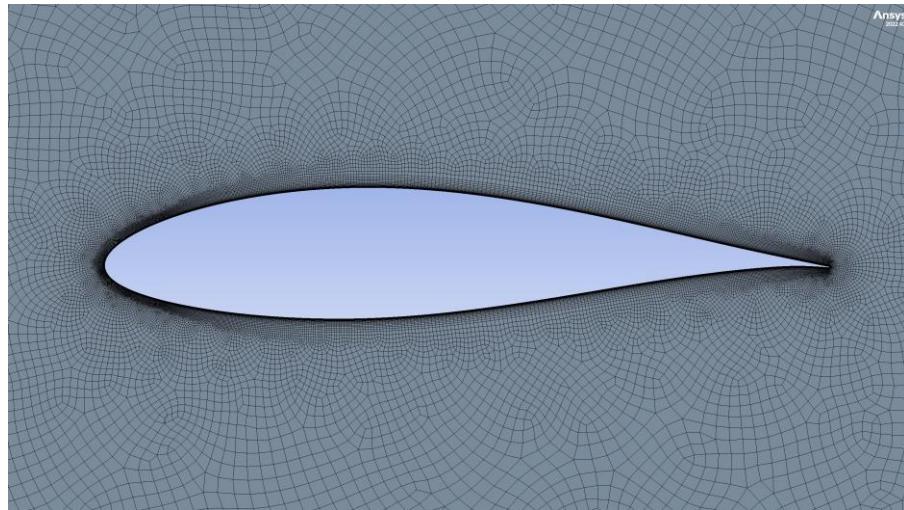


Figura 6. Mallado de cerca del NACA 63(3)-418 refinado en el borde de ataque y de fuga

RESULTADOS

PLACA PLANA

Las simulaciones de placa plana con rugosidad superficial uniforme fueron comparadas con las curvas semiempíricas de Schlichting [9] para valores diferentes de rugosidad relativa y demostraron muy buena concordancia, como se puede apreciar en la **Figura 7**. También se verifica que, efectivamente, para un valor de L/K_s fijo, si se varía la velocidad sobre la placa, existe un punto a partir del cual el coeficiente de resistencia es independiente del número de Reynolds. Este punto se denomina límite de la región del flujo rugoso completamente desarrollado.

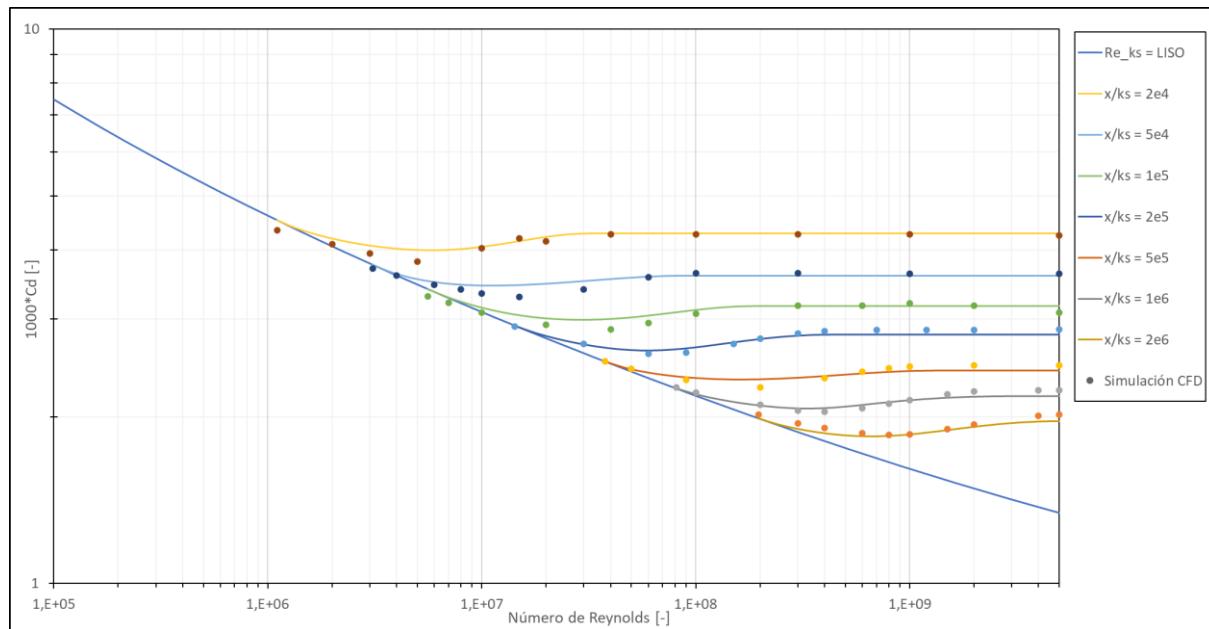


Figura 7. Resultados de la placa plana rugosa en comparación con la ley de resistencia de una placa enarenada de Schlichting y Prandtl [9].

PERFIL AERODINÁMICO

La **Figura 10** muestra los datos experimentales del perfil liso [12] de cuatro estudios diferentes en comparación con la simulación en CFD, ya que esto sirve como base para las simulaciones con

rugosidad. Se observa a la izquierda la sustentación en función del ángulo de ataque, que va desde aproximadamente -5° hasta 15° , y a la derecha se muestra la sustentación en función de la resistencia. El perfil aerodinámico liso experimental muestra una pérdida de sustentación a un ángulo de ataque menor que la simulación, probablemente debido a efectos del túnel y la simplificación del modelo de turbulencia. La sustentación máxima se sobreestima en las simulaciones, con un error máximo de aproximadamente 15% respecto a los datos de la NASA.

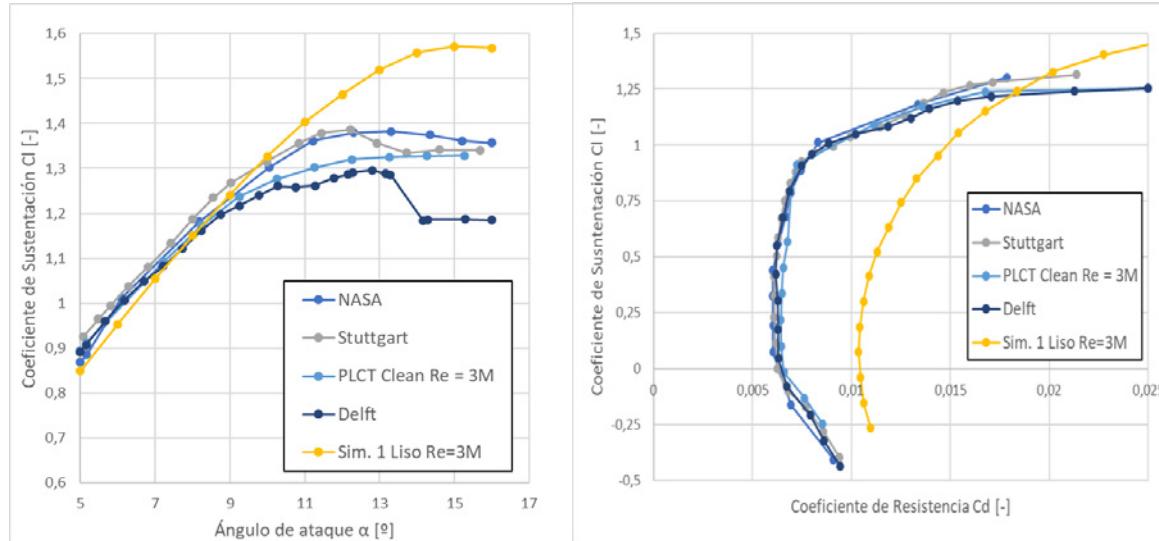


Figura 8. Resultados de Cd y Cl de la simulación para un perfil liso para $Re = 3 \cdot 10^6$.

En cuanto al coeficiente de resistencia, los datos experimentales muestran el “pozo de laminaridad”, una zona de mayor eficiencia donde la resistencia es mínima. La **Figura 9** muestra que esta zona no se reproduce en las simulaciones, probablemente debido al hecho de que se parte de un modelo donde se asume que el flujo es turbulento desde el principio.

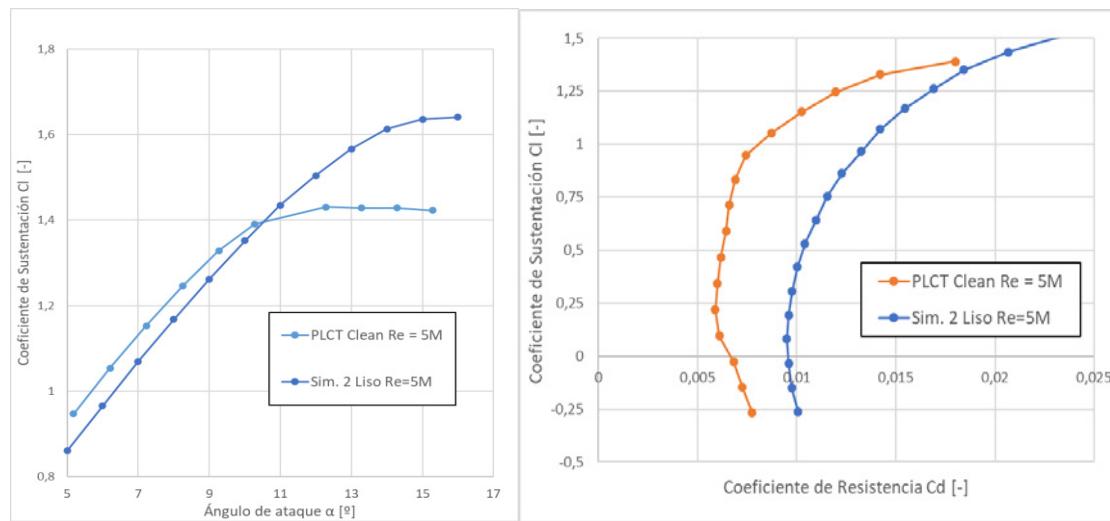


Figura 9. Resultados de Cd y Cl de la simulación para un perfil liso para $Re = 5 \cdot 10^6$.

A continuación, se presentan los resultados para los perfiles con rugosidad junto con las curvas experimentales en túneles de viento [11,12].

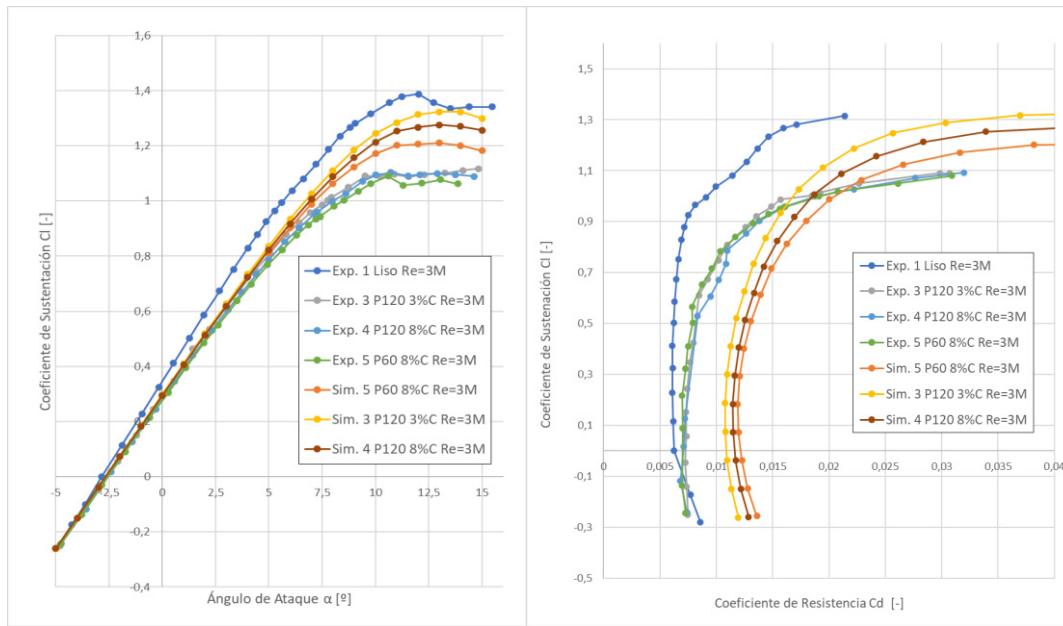


Figura 10. Resultados de Cd y Cl de la simulación para un perfil con rugosidad para $Re=3 \cdot 10^6$.

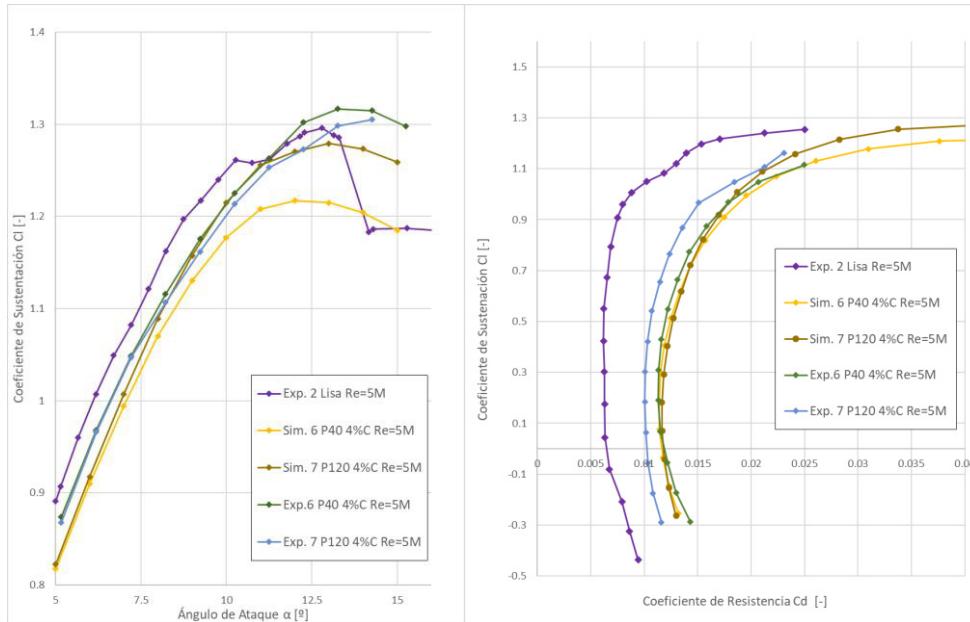


Figura 11. Resultados de Cd y Cl de la simulación para un perfil con rugosidad para $Re = 5 \cdot 10^6$.

En las **Figuras 10 y 11** se puede observar la concordancia del coeficiente de sustentación hasta un ángulo de ataque de casi 7° . Para el caso del coeficiente de resistencia sí se ve un cierto error y corrimiento de la curva, sin embargo, este es de menos del 10%.

CONCLUSIONES

Se logró validar el modelado de las tensiones de corte con CFD para placas planas con distintas rugosidades, verificando los valores del coeficiente de fricción total indicados por la ley de resistencia de Schlichting. Por otro lado, los resultados de las simulaciones del perfil NACA 63(3)-418 fueron consistentes con otras simulaciones de otros autores ([11]), presentando la misma escala máxima de error para el Cd y en la zona de entrada en pérdida para el Cl. Estas discrepancias con los valores experimentales confirman las dificultades y desafíos que aún presentan los modelos simplificados de

rugosidad, aún cuando estén validados con el problema base del flujo sobre la placa plana sin gradiente de presión.

Los resultados de los cuatro tipos de papel de lija con diferentes alturas de rugosidad y extensión sobre el perfil mostraron un comportamiento y magnitudes similares a los resultados experimentales. Si comparamos las curvas del perfil liso respecto a las que tienen rugosidad, se puede observar un aumento en la resistencia total, una disminución de la pendiente de sustentación y del coeficiente de sustentación máximo. Por otro lado, si comparamos las curvas con igual extensión de rugosidad sobre el borde de ataque, pero con alturas de rugosidad diferentes (Sim. 4 y 5 de la **Fig. 10**), podemos concluir que para una mayor altura de rugosidad (o menor tamaño de papel de lija) hay un aumento de la resistencia y una disminución del coeficiente de sustentación máximo. Esta misma degradación se puede ver si aumentamos la extensión de la rugosidad sobre el borde de ataque, para un mismo tamaño de papel de lija (Sim. 3 y 4 de la **Fig. 10**). Se deja para un trabajo futuro analizar los cambios aerodinámicos para una misma rugosidad y un mayor rango de números de Reynolds.

Respecto al pozo de laminaridad en las curvas del perfil liso, podrían obtenerse resultados más precisos haciendo uso de un modelo de transición laminar-turbulento. Sin embargo, en los experimentos con rugosidad no se observa esta zona, probablemente debido a que la rugosidad de borde de ataque hace que el flujo sobre el perfil se vuelva turbulento desde el inicio, dejando de ser un problema para las simulaciones.

El trabajo futuro contempla aplicar estos modelos y otros que incluyan la transición laminar-turbulenta, a otros perfiles de uso común en turbinas eólicas y eventualmente otras turbomáquinas, para poder predecir las pérdidas de eficiencia esperables por la rugosidad debida a la acumulación de suciedad, erosión u otras causas.

El presente trabajo se encuentra enmarcado en el proyecto PICT 2019 – 00570, “Efectos de erosión, suciedad y hielo en palas de aerogeneradores”.

REFERENCIAS

1. M. Kadivar, D. Tormey, G. McGranaghan: A review on turbulent flow over rough surfaces: Fundamentals and theories, International Journal of Thermofluids, 2021. Vol 10.
2. M. Khalfallah and A. Koliub: Effect of dust on the performance of wind turbines; The Ninth Arab International Conference on Solar Energy (AICSE-9), Kingdom of Bahrain, Elsevier Desalination, 2007, Vol 209, Issues 1-3, pages 209-220.
3. L. Deshun, L. Rennian, Y. Congxin and W. Xiuyong: Effects of Surface Roughness on Aerodynamic Performance of a Wind Turbine Airfoil; Asia-Pacific Power and Energy Engineering Conference, 2010.
4. H. Law and V. Koutsos: Leading edge erosion of wind turbines: Effect of solid airborne particles and rain on operational wind farms; Wind Energy, 2020.
5. A.H. Sierra and E.G. Perez: Wind farm owner's view on rotor blades: from O&M to design requirements; International Conference Wind Turbines Rotor Blade O&M, 2013.
6. A. Sareen, C.A. Sapre and M.S. Selig: Effects of leading-edge erosion on wind turbine blade performance; Wind Energy, 2014.
7. R. van Rooij and W.A. Timmer: Roughness sensitivity considerations for thick rotor blade airfoils; J Solar Energy Eng Trans ASME, 2003, 125, pp 468-478.
8. R.W. Hooker: The aerodynamic characteristics of airfoils as affected by surface roughness; NACA-TN-457 Langley Memorial Aeronautical Laboratory; 1933.
9. H. Schlichting; “Teoría de la Capa Límite”; 1951, Ed. Urmo.
10. F. Menter: Development of a rough wall boundary condition for ω -based turbulence models; ANSYS Technical Report, 2004.
11. E.K. Kruse, N. Sørensen, C. Bak and M.S. Nielsen: CFD simulations and evaluation of applicability of a wall roughness model applied on a NACA 633-418 airfoil; Wind Energy, 2020, pp 1–12.
12. E.K. Kruse, C. Bak and A.S Olsen: Wind tunnel experiments on a NACA 633-418 airfoil with different types of leading-edge roughness; Wind Energy, 2021.
13. K.A. Flack and M.P. Schultz: Review of hydraulic roughness scales in the fully rough regime; J Fluids Eng., 2010.

DESARROLLO DEL MODELO AERODINÁMICO DE UN COHETE SUPERSÓNICO

P.H. Pedreira^a, M. Calamaro^a, P. García Delucis^a, A. Schubert^a, J. B. Valero^a

^aLaboratorio de Hidrógeno, Departamento de Ambiente y Movilidad, Instituto Tecnológico de Buenos Aires, Ciudad Autónoma de Buenos Aires - Argentina
ppedreir@itba.edu.ar

RESUMEN

Este trabajo presenta el diseño aerodinámico del cohete Theros III, que participó en la competencia Spaceport America Cup. Las estructuras aerodinámicas fueron diseñadas en base a información de la literatura y corregidas con datos del simulador OpenRocket en un proceso iterativo que incluyó el diseño y selección del motor del lanzador. La telemetría obtenida en vuelo permitió concluir que las estimaciones del coeficiente de arrastre del lanzador, realizadas con OpenRocket empleando el método de Barrowman, fueron en exceso. La implementación de un modelo de mecánica de fluidos computacional permitió obtener coeficientes de arrastre menores a los previstos por OpenRocket y similares a los estimados por Aerolab, simulador que emplea datos experimentales para sus predicciones.

Palabras clave: aerodinámica, flujo transónico, flujo supersónico, cohete, mecánica de fluidos computacional

INTRODUCCIÓN

El cohete Theros III participó en la competencia internacional Spaceport America Cup realizada en Estados Unidos y que reúne a equipos universitarios de todo el mundo con el fin de desarrollar recursos humanos en el área de ingeniería aeroespacial. La competencia fija como objetivo del lanzador alcanzar una altura de 10000 pies (3048 metros) transportando una carga útil, existiendo penalizaciones en el puntaje por desviarse de este objetivo. El vehículo diseñado es de propulsión sólida y no cuenta con actuadores activos hasta llegar al apogeo. Esto significa que una vez encendido el motor, éste entregará su impulso total y luego el cohete volará de forma libre. Debido a esto, es clave la correcta determinación de los coeficientes aerodinámicos del vehículo que determinarán la tasa de frenado del mismo y, por ende, la altitud alcanzada.

El diseño aerodinámico se realizó de forma iterativa empleando información existente en la literatura para el dimensionamiento global y los programas de simulación OpenRocket y AeroLab para verificar el desempeño aerodinámico [1,2]. Estos programas utilizan métodos analíticos y datos experimentales para la determinación de los coeficientes aerodinámicos y la trayectoria del vehículo. Este coeficiente no es constante durante el vuelo debido a la variación del número de Reynolds y la transición de régimen subsónico a supersónico que ocurren durante la aceleración y desaceleración del vehículo. Particularmente, en el régimen transónico ocurren variaciones drásticas en el campo de velocidad y presión del flujo, lo que dificulta la predicción precisa y el análisis del comportamiento aerodinámico [3]. Como se presentará en las siguientes secciones, ambos programas dan resultados disímiles tanto en régimen subsónico como supersónico. Por lo tanto, el desarrollo de un modelo de mecánica de fluidos computacional del lanzador que permita una estimación directa de los coeficientes aerodinámicos se constituye en una herramienta esencial de diseño.

El presente trabajo se estructura de la siguiente forma. Primero se presenta el diseño global del cohete, detallando el sistema de propulsión, la geometría del fuselaje, aletas y ojiva. A continuación, se introducen los resultados de vuelo del Theros III, comentando sobre las discrepancias entre la trayectoria modelada y la trayectoria medida. Luego se introduce el modelo computacional realizado en OpenFOAM v10. Finalmente, el trabajo cierra con el análisis de resultados computacionales y las conclusiones finales.

DISEÑO DE LA ESTRUCTURA AERODINÁMICA

La Figura 1 muestra el esquema del cohete Theros III. Las superficies aerodinámicas están formadas por la ojiva, el fuselaje y las aletas. Las dimensiones principales del lanzador son su longitud (**L**) y diámetro externo (**D**), minimizadas para reducir el arrastre aerodinámico, pero poder albergar los sistemas internos de electrónica, recuperación, propulsión y la carga útil. Esta última fija el diámetro

interno del fuselaje dado que la competencia exige el transporte de una carga equivalente a un satélite 3U. Así, las dimensiones del Theros III son $D=157\text{ mm}$ y $L=2.88\text{ m}$.

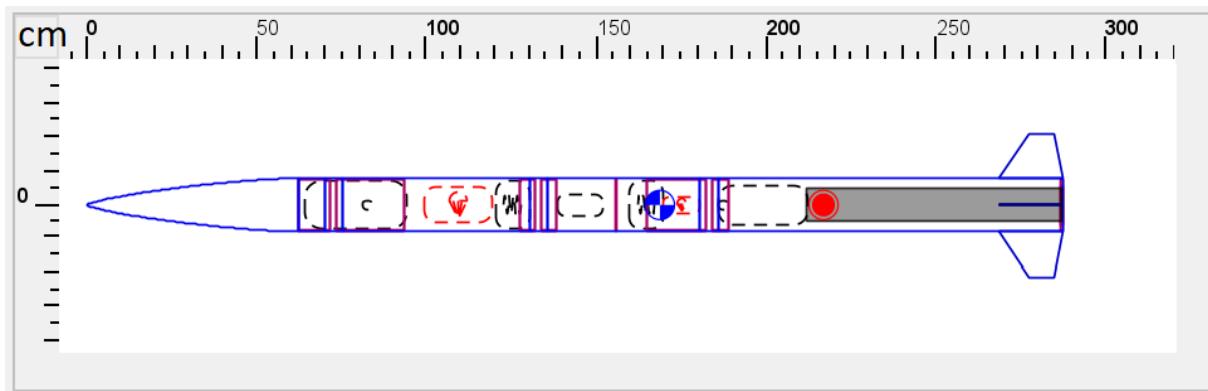


Figura 1. Vista del cohete Theros III en la plataforma OpenRocket.

El diseño de las superficies aerodinámicas se realizó de forma iterativa con el diseño y selección del motor, dado que la potencia requerida para la propulsión depende de las pérdidas aerodinámicas y, a su vez, la potencia del motor determina la velocidad del lanzador. Este proceso se realizó con ayuda del programa OpenRocket. Este emplea el método de Barrowman, que utiliza relaciones teóricas y empíricas para el cálculo de los coeficientes aerodinámicos [4], y las curvas de impulso del motor. Como resultado se determinó que el vuelo del cohete alcanzaría el régimen transónico, con números de Mach (**Ma**) en el rango de $0.8 < \text{Ma} < 1.2$. Con el régimen de vuelo determinado, se procedió al dimensionamiento final de las aletas y la ojiva.

Las aletas son las encargadas de proveer estabilidad al lanzador durante el vuelo al producir momentos recuperadores. Se debe encontrar una relación de compromiso para el tamaño de las aletas, dado que mayor tamaño mejora la estabilidad pero aumenta el arrastre aerodinámico y reduce la velocidad de aleteo. El aleteo es un fenómeno asociado a las cargas dinámicas producidas por las oscilaciones del flujo a lo largo de las aletas que pueden producir la falla de las mismas. Esto ocurre cuando la velocidad de vuelo excede la velocidad de aleteo [5]. Se emplearon aletas trapezoidales dada la disponibilidad de datos sobre aleteo para esta geometría y porque facilita el proceso de recuperación al no sobresalir de la parte trasera del lanzador, aún cuando éste aterrice de forma no perpendicular a la tierra.

El diseño de la ojiva depende fuertemente del régimen de vuelo, definido por el número de Mach. Para el régimen transónico, el perfil seleccionado, con mejores características, es el de Von Kármán [6].

RESULTADOS DE VUELO

La Figura 2 muestra al cohete Theros III en el momento del despegue y la comparación entre la trayectoria medida y la calculada con OpenRocket hasta el apogeo. El vuelo se realizó con un motor Aerotech M2500 [7]. La medición de la trayectoria se realizó con un GPS Featherweight con la capacidad de transmitir en tiempo real la telemetría de vuelo a una estación en tierra. La simulación de OpenRocket se realizó empleando la información meteorológica provista por los organizadores de la competencia. El modelo contempla la variación de las propiedades de la atmósfera con la altitud y la intensidad y turbulencia del viento. Se observa que la altitud medida durante todo el vuelo fue mayor a la prevista por el programa de simulación. Se identificaron tres posibles fuentes principales para estas discrepancias:

1. El impulso real del motor fue mayor al valor nominal por el fabricante, lo cual aumenta el impulso total del cohete.
2. El vuelo se realizó con un ángulo de ataque menor al simulado, lo que resulta en un menor arrastre aerodinámico.
3. El arrastre aerodinámico del lanzador es menor al previsto por OpenRocket.

Para estudiar el primer factor se realizaron simulaciones en OpenRocket incrementando el impulso total del motor, considerando la incertezza en el impulso informada por el fabricante. Los resultados se

indican como una línea discontinua en la Figura 2. Se observa que las discrepancias siguen siendo apreciables. Para el segundo factor se verificó el ángulo de ataque provisto por OpenRocket. Para un viento de 7 m/s , informado por los organizadores de la competencia, se obtuvo un ángulo de ataque menor a un grado. Esta condición se mantuvo aún para un viento lateral de 15 m/s , que fue simulado para evaluar la sensibilidad en la incertezza de la velocidad del viento,

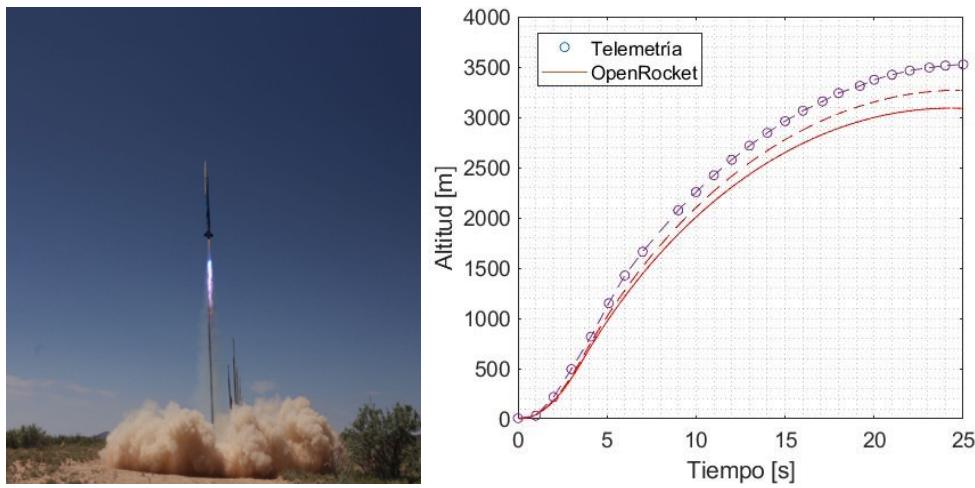


Figura 2. Theros III durante el despegue y comparación entre la trayectoria medida y simulada.

El tercer factor considerado es la incorrecta estimación del arrastre aerodinámico. Para observar esto, se compararon la velocidad y aceleración obtenidas de la telemetría con las previstas por el simulador (la aceleración de la telemetría se obtuvo derivando numéricamente la velocidad medida). La Figura 3 muestra la velocidad de ascenso, incluyendo la incertezza asociada al impulso del motor. Aquí se observa que la telemetría muestra una mayor tasa de desaceleración luego de finalizado el quemado ($\sim 5\text{s}$). Si bien las diferencias en la velocidad son pequeñas, se debe notar que estas diferencias a lo largo de todo el ascenso producen la discrepancia en la altitud observada en la Figura 2. Finalmente, el análisis de la aceleración, graficada en la Figura 3 luego del apagado del motor, permite concluir que las discrepancias observadas se deben a la menor tasa de aceleración en la fase inicial del vuelo. Esto implica una sobreestimación, por parte del simulador, de los coeficientes de arrastre en la fase de máxima velocidad.

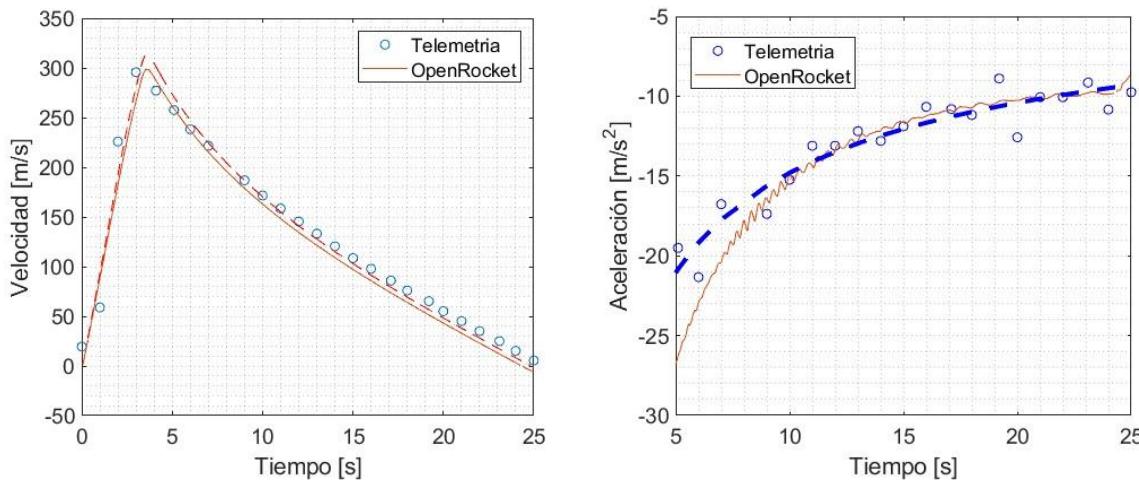


Figura 3. Velocidad y aceleración del Theros III durante el ascenso. La línea discontinua en el gráfico de la aceleración se incluye para facilitar la visualización de los datos.

Para contrastar los valores de los coeficientes de arrastre estimados por OpenRocket, se empleó el programa Aerolab. Aerolab realiza una estimación de los coeficientes de arrastre de cohetes utilizando

una amplia biblioteca de resultados experimentales. Como se verá más adelante, Aerolab predice coeficientes de arrastre 20% menores a los previstos por OpenRocket. Debido a la discrepancia entre estas dos previsiones y el hecho que OpenRocket es una herramienta de amplio uso en las competencias de cohetería, es oportuno realizar un estudio detallado de la predicción del coeficiente de arrastre con métodos más detallados. Por ello, la siguiente sección presenta el modelo de mecánica de fluidos computacional del lanzador Theros III.

MODELO COMPUTACIONAL

CONFIGURACIÓN INICIAL

El modelo computacional del lanzador se realizó en OpenFOAM v10, utilizando el algoritmo de solución *rhoCentralFoam* que presenta un esquema de solución basado en la densidad. El funcionamiento detallado del mismo se encuentra en [8,9]. La configuración inicial del *solver*, que incluye la configuración del algoritmo de solución y los métodos de discretización de las ecuaciones de transporte, se realizó tomando el caso descrito por Marcantoni [10] de un flujo supersónico bidimensional con $Ma=3.5$, sobre un cuerpo redondeado cuyo perfil es dado por la siguiente función:

$$f(x) = x^{-0.5} \quad 0 < x < 1 \quad (1).$$

La Figura 3 muestra el dominio computacional y condiciones de borde. Se emplea aire normalizado con una presión en la entrada $P_\infty=1$. Los restantes detalles del caso pueden verificarse en el trabajo de referencia. Este paso preliminar se adoptó para facilitar la puesta en marcha de la simulación del cohete, que involucra un dominio de tamaño considerablemente mayor y un flujo de mayor complejidad. Para monitorear la solución, se evaluó el valor de presión máxima (P_o) sobre el cuerpo y se lo comparó con la solución analítica del caso. La Figura 3 muestra el campo de presión obtenido, donde se observa claramente la posición de la onda de choque. En la Tabla 1 se consigna que la discrepancia con el valor teórico es menor al 1%.

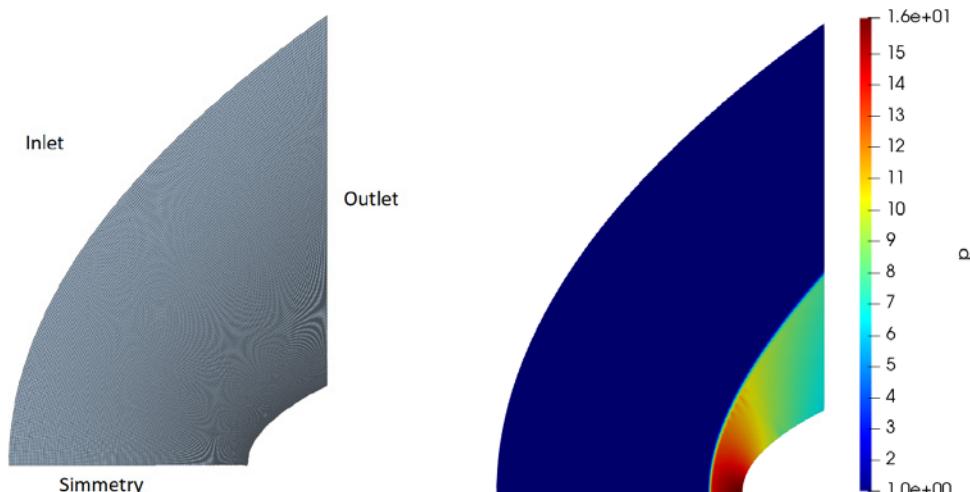


Figura 3. Malla, condiciones de borde y campo de presión calculados.

Tabla 1. Relación de presión máxima teórica y simuladas.

P_o/P_∞ teórico (Anderson., 2002)	P_o/P_∞ (este trabajo)	Error [%]
16.24	16.13	0.67

CONFIGURACIÓN DEL LANZADOR

El dominio computacional se muestra en la Figura 4. Se definió un dominio cilíndrico inicialmente según [11] pero luego se realizaron ajustes según las características del flujo obtenido. Inicialmente, se

utilizó un diámetro de $40D$, una distancia aguas arriba del cohete de $15D$ y una distancia aguas abajo del cohete de $30D$, donde D es el diámetro del cohete. Luego se incrementó el largo del dominio ya que la estela del cohete alcanzaba la sección de salida, lo que generaba zonas de cambios abruptos de presión aumentando el número de Courant y desestabilizando la solución. Finalmente se utilizó un dominio cilíndrico de diámetro $35D$, distancia aguas arriba de $60D$ y una distancia aguas abajo de $280D$. En la Tabla 2 se listan las condiciones de borde empleadas para la velocidad (U), temperatura (T), y presión (p). Hay dos condiciones con nombre propios de la distribución de OpenFOAM. La condición *supersonicFreestream* fijada en la entrada del dominio determina el valor de la velocidad en la entrada a partir del proceso de expansión de Prandtl-Meyer y requiere de la definición de la velocidad (U_∞), presión y temperatura en el infinito. El valor de U_∞ se determina con el número de Mach y la velocidad del sonido. La condición *waveTransmissive* aplicada a la presión permite que las ondas de presión no reboten en los contornos del dominio computacional. Para los casos subsónicos se utilizó la condición *fixedValue* ($U_\infty 0 0$) [m/s] en el borde de entrada que impone un valor fijo de velocidad. Debido al alto número de Reynolds del flujo 4×10^6 , las simulaciones se realizaron empleando el modelo de turbulencia $k\epsilon$ realizable con modelos de pared.

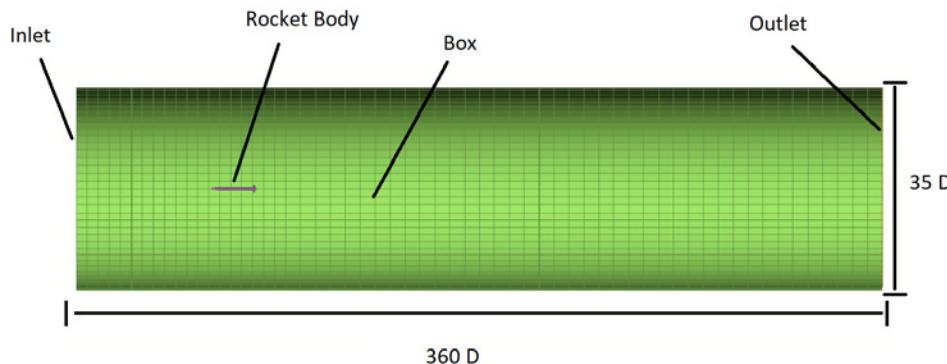


Figura 4. Dominio computacional y mallado lateral externo.

Tabla 2. Condiciones de borde. *zeroGradient* es gradiente normal nulo.

Borde	U	T	P
inlet	supersonicFreestream $U=(U_\infty 0 0)$ [m/s]	fixedValue (298 K)	zeroGradient
outlet	zeroGradient	zeroGradient	waveTransmissive
box	slip - Deslizamiento	zeroGradient	waveTransmissive
rocket body	fixedValue (0 0 0) [m/s]	zeroGradient	zeroGradient

Para realizar el estudio de independencia de malla se empleó una sección bidimensional del dominio, debido al costo computacional de las simulaciones tridimensionales. El refinamiento de la malla se orientó a verificar la incidencia de la distancia adimensional a la pared (y^+) en los valores del coeficiente de arrastre calculado como:

$$Cd = Fd(0.5\rho AU^2)^{-1} \quad (2),$$

donde Fd es la fuerza de arrastre, ρ es la densidad del aire, A es el área diametral del cohete y U la velocidad de referencia tomada como la velocidad de vuelo. Se realizaron mallas de 49500 y 110000 elementos, obteniendo un valor de coeficiente de arrastre bidimensional de 0.98. Luego, en la malla más pequeña se fijó la distancia a la pared del centro del primer elemento en 0.1, 0.2 y 0.3mm manteniendo una progresión geométrica para el resto de los elementos próximos a la pared. Con esto se obtuvieron mallas de 54000, 51000 y 49500 elementos respectivamente. Para todos los casos se

obtuvo el mismo valor de coeficiente de arrastre. Luego, se trasladó la topología de la malla de 49500 elementos al caso tridimensional, obteniendo un dominio de 1.6M elementos.

Las simulaciones se realizaron en un servidor donde se utilizaron 45 núcleos de Intel Xeon(R) Gold 5220R CPU @ 2.20GHz. Las simulaciones tridimensionales tardan en promedio 72h en converger.

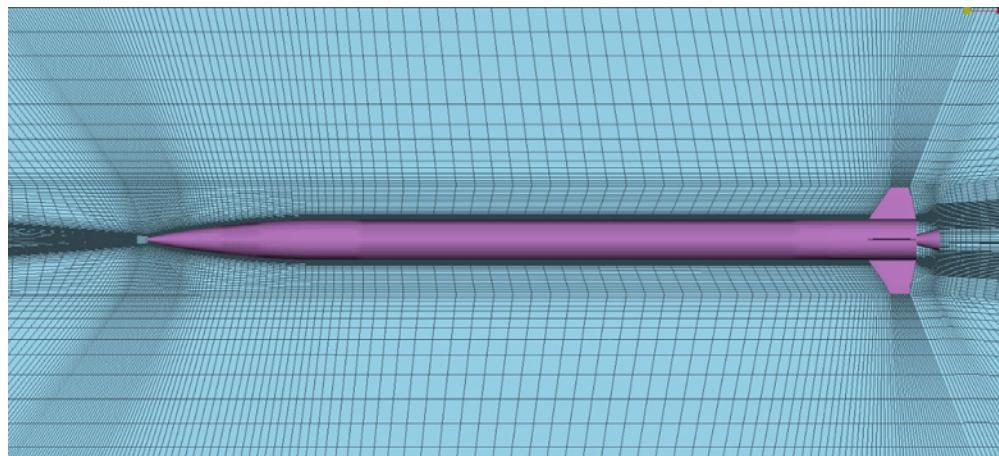


Figura 5.Vista de la malla en la región próxima al cohete.

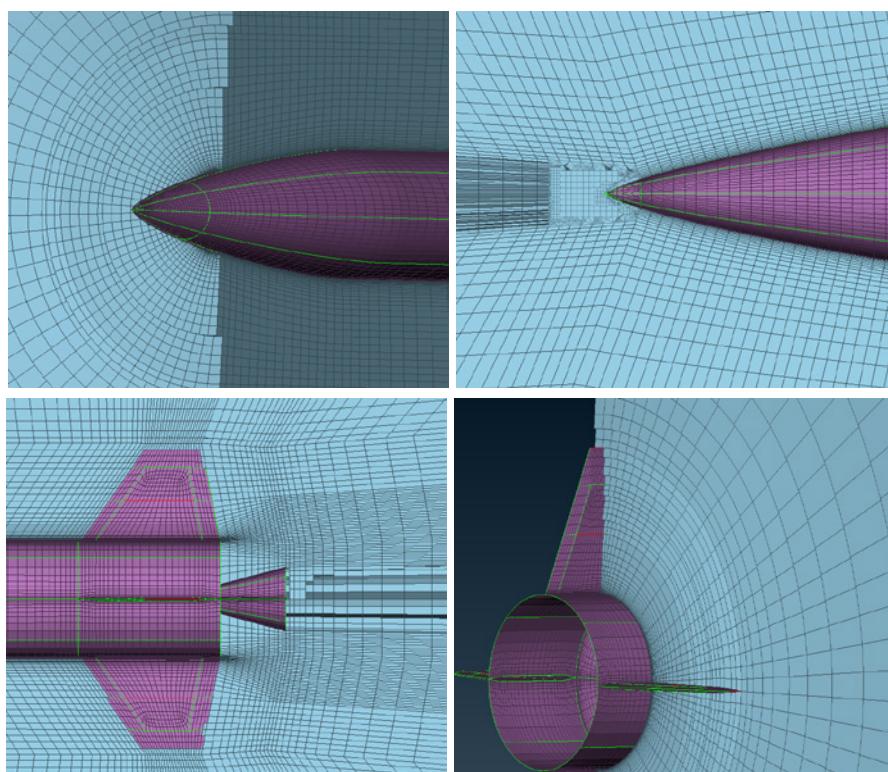


Figura 6. Detalle del mallado en la región frontal y trasera del cohete.

RESULTADOS

Las simulaciones se realizaron en el régimen transónico y supersónico, hasta $Ma = 1.75$. La Figura 7 muestra los valores de coeficientes de arrastre (C_d) obtenidos en el presente trabajo y los compara con los previstos por OpenRocket y Aerolab. Para los tres casos se observan comportamientos cualitativamente similares. El valor del coeficiente de arrastre se incrementa a medida que la velocidad se approxima a $Ma=1$ y alcanza su valor máximo en el entorno de $Ma=1.1$. Luego comienza a descender rápidamente hasta el valor máximo simulado en este trabajo, $Ma=1.75$. Este proceso ha sido descrito en [3], donde también se describe que a velocidades subsónicas ($Ma < 1$) el C_d desciende lentamente con Ma . Los valores calculados para C_d muestran un buen acuerdo con las predicciones de

Aerolab para el régimen supersónico ($Ma>1$) y arrojan valores significativamente menores a los previstos por OpenRocket. Como fue discutido previamente, se esperaba que los valores de C_d de este último simulador estuvieran sobredimensionados. Las diferencias con los previstos por Aerolab fueron menores al 4%, salvo para el régimen subsónico donde se observa una mayor discrepancia

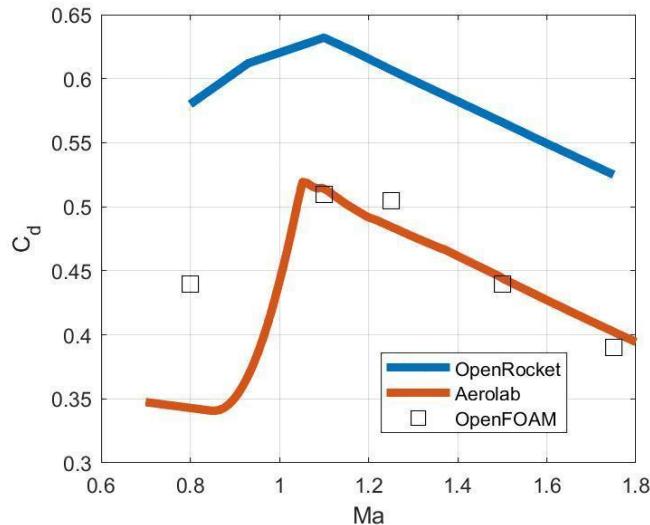


Figura 7. Coeficiente de drag vs. número de Mach.

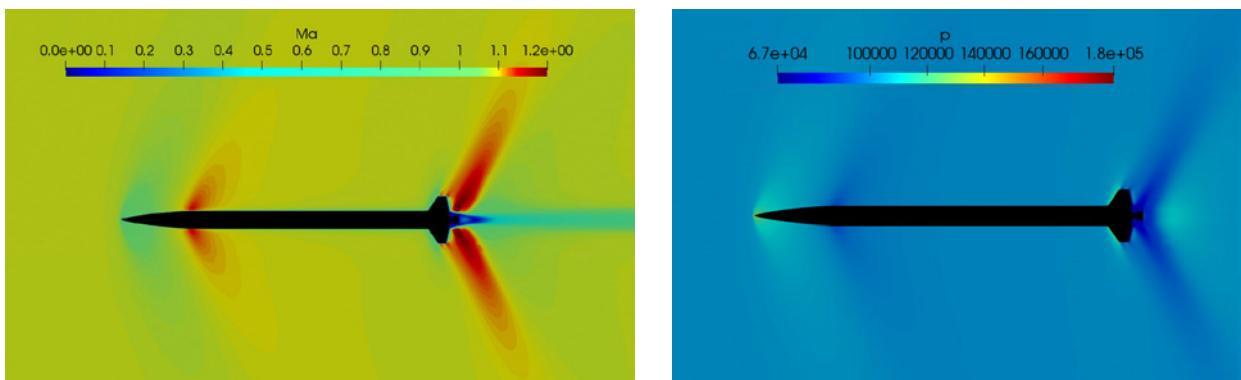


Figura 7. Campo de número de Mach y presión para el caso $Ma=1.1$.

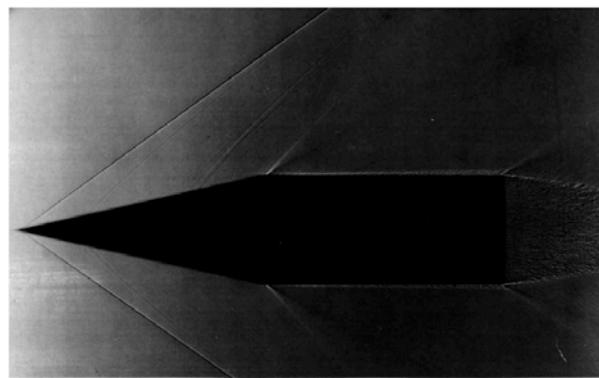


Figura 8. Shadowgrafía de cilindro cónico a $Ma=1.84$ [13].

La Figura 8 presenta los campos de Mach y presión obtenidos para un número de Mach de flujo libre $Ma=1.1$. Si bien se requiere información detallada para la validación de los campos presentados, estos presentan características similares a las observadas en otros estudios [13, 14]. La formación de la onda de choque frontal, la aparición de ondas de Mach aguas abajo de la ojiva y en la cola del lanzador y la estela convergente se han observado en proyectiles supersónicos como se ejemplifica en la Figura 8.

En cuanto al campo de presión, se observa que la máxima presión se concentra en el extremo de la ojiva, reduciéndose rápidamente en la transición hacia el fuselaje. También se observa una zona de baja presión en la zona del motor, lo que sugiere que el empleo de una *bowtail* podría ser un mecanismo efectivo para la reducción del arrastre [12].

CONCLUSIONES Y TRABAJO FUTURO

El diseño del cohete Theros III fue presentado en este trabajo. La metodología iterativa apoyada en herramientas de simulación como OpenRocket resultó de gran importancia para el dimensionamiento global de la estructura y trayectoria del cohete. La simulación permitió identificar que el lanzador se desplazaría en régimen transónico durante la fase de alta velocidad de vuelo.

En el régimen transónico ocurre una variación considerable en el coeficiente de arrastre, vinculada a la aparición de ondas de choque. Los resultados de vuelo mostraron que las estimaciones del coeficiente de arrastre realizadas por OpenRocket en base al método de Barrowman fueron excesivas, dado que el lanzador alcanzó una altitud mayor a la prevista. Por ende, se hizo necesario la construcción de un modelo más elaborado.

Se desarrolló un modelo de mecánica de fluidos computacional en el entorno OpenFOAM y se verificó la configuración del *solver* empleando un caso de literatura. Las simulaciones arrojaron valores del coeficiente de arrastre menores a los estimados por OpenRocket y de acuerdo a lo esperado con los resultados del vuelo. Estos valores son similares a los reportados por Aerolab, simulador que emplea datos experimentales para sus predicciones. Además, la evolución cualitativa del coeficiente de arrastre con el número de Mach fue capturada por el modelo.

Para fortalecer la confiabilidad del modelo se espera poder implementar en OpenRocket el empleo de los coeficientes aerodinámicos obtenidos con OpenFOAM y Aerolab, verificando las trayectorias modeladas contra la obtenida durante el vuelo del Theros III. A su vez, comprobar en el caso tridimensional el estudio de convergencia de malla realizado de forma bidimensional. Finalmente, la medición directa de los coeficientes de arrastre en un túnel de viento sería de gran valor para la ulterior validación de los modelos computacionales.

REFERENCIAS

1. Niskanen, S. (2009), Development of an Open Source model rocket simulation software, M.Sc. thesis, Helsinki University of Technology.
2. Toft, H. O. (2003) Aerolab versión 1.3.2
3. Florio, B.J. et al. (2019) 'Estimating transonic drag', ANZIAM Journal, 59, p. 1. doi:10.21914/anziamj.v59i0.13408.
4. Barrowman, J.S. (1967) 'The practical calculation of the aerodynamic characteristics of slender finned vehicles' No NAS 1.15:209983.
5. Howard, Z. (2011) 'How to calculate fin flutter speed'. Apogee Components, Issue 291.
6. Moncunill, J.D. and López, R.C. (2018) 'Computational study of a supersonic nose cone', Universitat Politècnica de Catalunya, Barcelona.
7. AeroTech M2500T, www.thrustcurve.org/motors/AeroTech/M2500T/ consultada en 13/08/23
8. Greenshields, C.J. et al. (2009) 'Implementation of semi-discrete, non-staggered central schemes in a colocated, polyhedral, finite volume framework, for high-speed viscous flows', Int. Journal for Numerical Methods in Fluids.
9. Kurganov, A and Tadmor, E. (2000) 'Semidiscrete central-upwind schemes for hyperbolic conservation laws and hamilton-jacobi equations', SIAM J. on Sci. Comp., vol. 23, no. 3. pp. 707-740.
10. Marcantoni, L.F.G., Tamagno, J.P. and Elaskar, S.A. (2012) 'HIGH SPEED FLOW SIMULATION USING OPENFOAM', Mecánica Computacional Vol XXXI, págs. 2939-2959.
11. Dongyang, C. et al. (2017) 'Aerodynamic and static aeroelastic computations of a slender rocket with all-movable canard surface', Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 232(6), pp. 1103–1119.
12. Hirst, T. et al. (2015) 'Bluff body drag reduction using passive flow control of jet boat tail', SAE International Journal of Commercial Vehicles, 8(2), pp. 713–721. doi:10.4271/2015-01-2891.
13. Van Dyke, M (2008), 'An Album on Fluid Motion', Parabolic Press, Inc. 12va edición.
14. AYTAÇ, Z. and AKTAŞ, F. (2020) 'Utilization of CFD for the aerodynamic analysis of a subsonic rocket', Politeknik Dergisi, 23(3), pp. 879–887. doi:10.2339/politeknik.711003.

CARGAS EN TIRABUZÓN – APLICACIÓN IA-100B

G. Scarpin

Departamento de Ingeniería Aeroespacial – UNDEF – CRUC - IUA
Av. Fuerza Aérea Argentina 6500, (X5010JMX) - Córdoba – Argentina
Email: gscarpin@iua.edu.ar

RESUMEN

El comportamiento de una aeronave durante la maniobra de tirabuzón es probablemente el más difícil de estimar analíticamente en la etapa de diseño de una aeronave. Sin embargo, es necesario conocerlo para poder calcular las cargas actuantes en la estructura y de esta forma dimensionar la misma.

La dificultad en estimar las cargas aerodinámicas y másicas se debe a que, durante la maniobra de tirabuzón, la aeronave se encuentra girando en una pérdida de sustentación profunda y asimétrica con un fuerte acoplamiento de las cargas de inercia.

Uno de los pocos modelos que permiten conocer las condiciones de una aeronave en tirabuzón es el presentado por Bandu Pamadi en Ref. (1). En este modelo se asume que la aeronave se encuentra en un tirabuzón estacionario en el cual las cargas aerodinámicas están en equilibrio con las de inercia.

El modelo exige conocer las cargas de inercia, para ello se hizo uso de las especificaciones MIL-A-8861B(AS) (TABLE II. Spin parameters) en la cual se sugieren las velocidades y aceleraciones, angulares y lineales, presentes en una aeronave en tirabuzón.

Las cargas obtenidas fueron utilizadas en el dimensionamiento de la estructura de la aeronave de entrenamiento primario militar FAdeA IA-100B.

Palabras clave: CARGAS, AERODINAMICA, TIRABUZÓN, IA-100B

INTRODUCCIÓN

La maniobra de tirabuzón ha sido estudiada desde el inicio de la aviación, poniendo especial énfasis en el control de la aeronave durante la maniobra, resistencia a la entrada en tirabuzón y técnicas de pilotaje para recuperación.

Las aeronaves acrobáticas deben ser diseñadas de manera de ser capaz de realizar maniobras de tirabuzón en forma segura. Dentro de las múltiples consideraciones a tener en cuenta para lograrlo, es el cálculo de cargas actuantes sobre la estructura durante toda la maniobra.

Predecir el comportamiento de un avión en tirabuzón en la etapa de diseño, es probablemente el mayor reto que enfrentará el diseñador de esta. Esto se debe a la dificultad de estimar a priori la actuación de la aeronave debido a los múltiples acoplamientos entre las cargas de inercia con las aerodinámicas, sumado a que las aerodinámicas son las actuantes en un avión en pérdida profunda en rotación. Incluso, los ensayos de tirabuzón en túneles de viento verticales resultan poco precisos debido a que los números de Reynolds de los ensayos son muy bajos afectando a la estimación de las fuerzas aerodinámicas para la aeronave en pérdida.

Existe muy poca literatura relacionada al cálculo de cargas actuantes en la estructura de una aeronave en tirabuzón. Algunos autores asumen que las cargas aerodinámicas son tan bajas que pueden ser consideradas despreciables. Sin embargo, esta afirmación suele ser cierta sólo en la etapa inicial inestacionaria de la maniobra, aplicable a aeronaves que no alcanza a estabilizar el tirabuzón. Una vez que la aeronave alcanzó la etapa estacionaria del tirabuzón, las cargas aerodinámicas no son pequeñas, siendo las mismas iguales a las de inercia.

Bandu N. Pamadi, en su libro de Ref. (1) propone un método de cálculo de las condiciones para un tirabuzón estacionario, el cual, con muy pocas modificaciones, fue implementado para el cálculo de cargas sobre la estructura de la aeronave de entrenamiento militar FAdeA IA-100B “Malvina”.

El tirabuzón es una maniobra típica del entrenamiento de pilotos militares. En el caso del IA-100B es un requerimiento de diseño que la aeronave posea capacidad de realizar dicha maniobra con seguridad. Por tal motivo ya en la etapa de diseño preliminar se aplicaron las recomendaciones y criterios de diseño que permiten lograr buenas características de tirabuzón.

En este informe se presenta el procedimiento usado para estimar las cargas actuantes sobre la estructura de la aeronave acrobática IA-100B, durante la maniobra de tirabuzón estacionario, siguiendo el método de cálculo propuesto por Pamadi asumiendo las condiciones de velocidad y aceleraciones, lineales y angulares, propuesta por la MIL-A-8861B(AS).

METODOLOGÍA

Definición de los Casos de Carga – Parámetros del Tirabuzón

Cuando se quiere calcular las cargas actuantes sobre una aeronave, lo primero que se debe hacer es consultar la Norma de certificación de dicha aeronave de manera de cumplir con todos los casos de carga que la misma prevé. En el IA-100B la Norma de certificación es la FAR-23, Amdt. 23-64⁽²⁾, seleccionándose como medio de cumplimiento la ASTM F3116/F3116M-18⁽³⁾. En ambos documentos no hay una sola mención explícita sobre los casos de cargas por maniobra de tirabuzón. Por este motivo se recurrió a la especificación MIL-A-8861B⁽⁴⁾. En el Cap. 3.4 “Spins”, se presentan las características de los diferentes tipos de tirabuzones, es decir, velocidades y aceleraciones lineales y angulares, que deben ser usados para estimar las cargas en las aeronaves militares de EE. UU., las cuales se muestran resumidas en la Tabla 1. También se indica que estas condiciones son aplicables a los aviones de ataque, cazas, entrenadores, utilitarios y de observación. La velocidad de entrada debe ser la del punto A del diagrama V-n (Velocidad de Maniobra). Todas las combinaciones de los parámetros de la Tabla 1 se utilizarán para determinar las cargas límites, previéndose la posibilidad de modificar los valores de la tabla para adaptarlo a valores medidos para una aeronave específica, previa aprobación del usuario.

Debido a que la Tabla 1 es aplicable a una amplia variedad de aeronaves desde pesados cazas hasta los entrenadores livianos como el IA-100B, se realizó un estudio de las velocidades y aceleraciones, angulares y lineales, que se presentan en las aeronaves livianas durante las maniobras de tirabuzón. Se observa que los valores propuestos en la Tabla 1 se ajustan a las múltiples mediciones realizadas en estudios de la NASA sobre aeronaves de la categoría del IA-100B (Ref. (5), (6) y (7)).

Tabla 1. Parámetros del Tirabuzón⁽⁴⁾

Nº	Tipo		Tirabuzón	Velocidad de Guiñada [rad/seg]	Velocidad de Rolido [rad/seg]	Velocidad de Cabeceo [rad/seg]	Factor de Carga [-]
1	Escarpado	A la Derecha	Erecto	5.0 <i>Para aviones de entrenamiento con motores montados en el fuselaje.</i>	+3.5	±1.5	+3.0
2			Invertido		-3.5	±1.0	-2.5
3		A la Izquierda	Erecto		-3.5	±1.5	+3.0
4			Invertido		+3.5	±1.0	-2.5
5	Plano	A la Derecha	Erecto	<i>con motores montados en el fuselaje.</i>	+1.5	0.0	+1.0
6			Invertido		-1.5	0.0	-1.0
7		A la Izquierda	Erecto		-1.5	0.0	+1.0
8			Invertido		+1.5	0.0	-1.0

Nota: Se asume que las velocidades angulares están dadas en ejes cuerpo y el factor de carga en ejes viento.

Ecuaciones de Movimiento para un Tirabuzón de Estado Estacionario

A continuación, se desarrolla el modelo de tirabuzón estacionario propuesto por Pamadi en Ref. (1).

Modelo de Tirabuzón

De la ecuación de movimiento de seis grados de libertad de una aeronave y asumiendo despreciable el producto de inercia I_{xz} , se tiene:

$$F_x = m (\ddot{U} + q W - r V) \quad (1)$$

$$F_y = m (\ddot{V} + r U - p W) \quad (2)$$

$$F_z = m (\ddot{W} + p V - q U) \quad (3)$$

$$L = \dot{p} I_x + q r (I_z - I_y) \quad (4)$$

$$M = \dot{q} I_y + r p (I_x - I_z) \quad (5)$$

$$N = \dot{r} I_z + p q (I_y - I_x) \quad (6)$$

En un tirabuzón estacionario, el eje de rotación es prácticamente vertical, y el centro de gravedad del avión se mueve en una trayectoria helicoidal descendente, alrededor del eje de rotación a una velocidad constante. Sea U_0 la velocidad de descenso. Descomponiendo el vector velocidad U_0 en ejes cuerpo, se tiene:

$$U = U_0 \cos \alpha \quad (7)$$

$$W = U_0 \sin \alpha \quad (8)$$

Siendo α el ángulo de ataque.

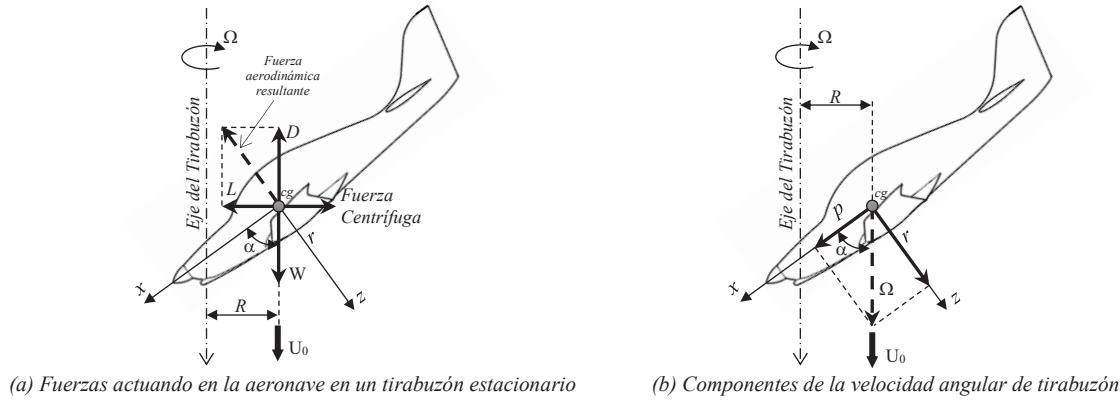


Figura 1: Fuerzas y Velocidades de Referencia en un Tirabuzón Estacionario

Ω es la velocidad angular constante, viendo desde arriba, positivo en sentido de rotación horario ($+Z_{\text{tirabuzón}}$ hacia abajo). Debido a la rotación, la componente de velocidad lateral del avión en el cg en eje cuerpo es:

$$V = -\Omega R \quad (9)$$

donde R es el radio del helicoide o el radio del tirabuzón. Generalmente R es del orden de media envergadura, para tirabuzones empinados, o menos para tirabuzones planos.

Debido a que U , V y W son constantes:

$$\dot{U} = \dot{V} = \dot{W} = 0 \quad (10)$$

En un tirabuzón, el ángulo de ataque está muy por encima del ángulo de pérdida. A tales ángulos de ataque, la fuerza aerodinámica resultante es aproximadamente normal a la cuerda del ala. Ver que la sustentación actúa en el plano horizontal y la resistencia en el plano vertical opuesta a la gravedad como se observa en la Figura 1-a.

El vector velocidad angular Ω , puede ser proyectado en los ejes X y Z cuerpo como (ver Figura 1-b):

$$p = \Omega \cos \alpha \quad (11)$$

$$r = \Omega \sin \alpha \quad (12)$$

Si el ala está en el plano horizontal,

$$q = 0 \quad (13)$$

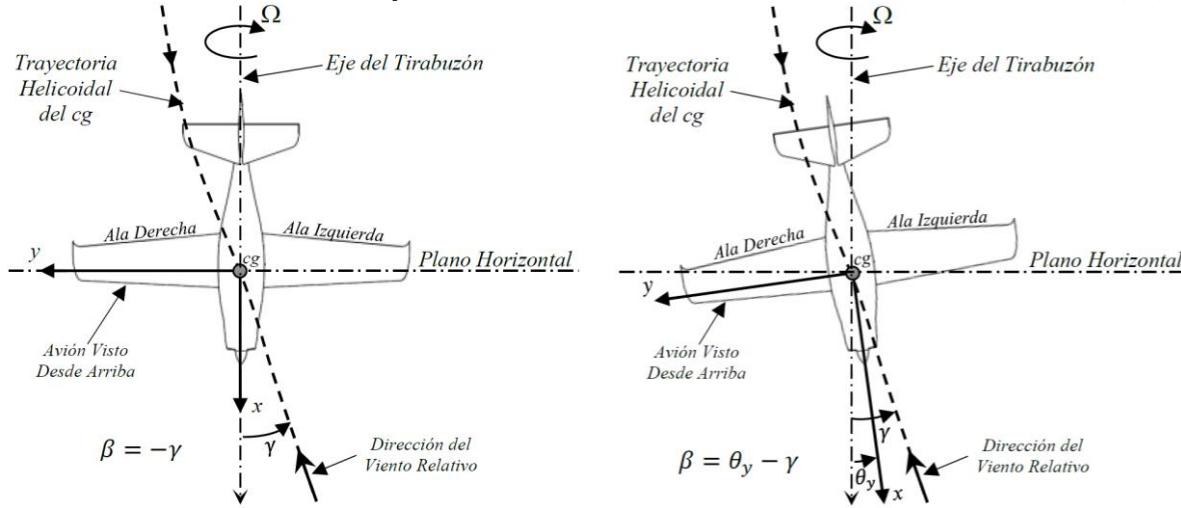


Figura 2: Ángulos en un Tirabuzón Estacionario

Debido al movimiento helicoidal, el avión en tirabuzón experimenta un ángulo de deslizamiento β . Por ejemplo, en un tirabuzón positivo, el viento viene de la izquierda ($-\beta$). Como se ve en Figura 2-a, el ángulo de deslizamiento está relacionado con el ángulo del helicoide, o ángulo de trayectoria, por la siguiente relación:

$$\beta = -\gamma \quad (14)$$

donde el ángulo del helicoide γ está dado por:

$$\gamma = \tan^{-1} \left(\frac{\Omega R}{U_0} \right) \quad (15)$$

A continuación, se considera el caso más general en el que el ala está inclinada respecto del plano horizontal. Siendo θ_y el ángulo de inclinación del ala. Se asumirá θ_y positivo cuando el ala derecha está inclinada hacia abajo, y la izquierda hacia arriba, respecto del plano horizontal (rotación $+Z_{\text{viento}}$) como se muestra en la Figura 2-b. El deslizamiento ahora se escribe como:

$$\beta = \theta_y - \gamma \quad (16)$$

Se observa que un ángulo de inclinación positivo, θ_y , reduce el deslizamiento. Cuando $\theta_y = \gamma$, el deslizamiento es nulo.

El ángulo de deslizamiento, β , juega un rol importante en el balance de momentos. Normalmente, un cierto monto de deslizamiento es siempre necesario para lograr el balance de las tres componentes de momentos. Debido a que la fuerza centrífuga, actuando sobre todos los componentes de la aeronave, es directamente radial hacia afuera, y pasa a través del eje de rotación del tirabuzón, no genera ningún momento alrededor del eje del tirabuzón. Por lo tanto, la fuerza aerodinámica resultante debe también pasar a través del eje del tirabuzón como se muestra en la Figura 1-a. Esto significa, que la única manera en la cual la aeronave puede tener la cantidad correcta de inclinación del ala, θ_y , para ajustar el deslizamiento, β , al valor requerido, es a través de una rotación respecto de la normal de la cuerda raíz, χ (guiñada) como se muestra en la Figura 3. Por tal motivo, la aeronave esencialmente rota alrededor de su eje Z_{cuerpo} para generar el monto requerido de inclinación del ala, θ_y . Entonces, los ángulos χ , θ_y y α están relacionados por la siguiente expresión:

$$\sin \theta_y = -\cos \alpha \sin \chi \quad (17)$$

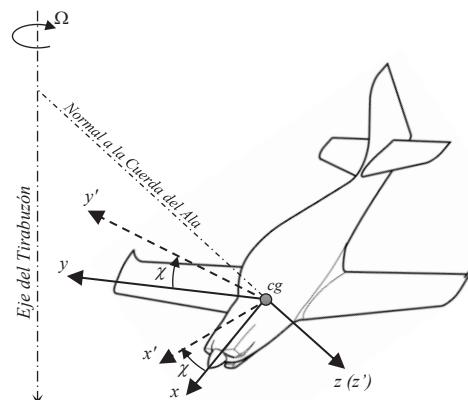


Figura 3: Rotación χ alrededor del eje normal a la cuerda raíz

Para entender físicamente esta relación, se consideran los dos casos extremos, para $\alpha = 0^\circ$ y $\alpha = 90^\circ$. A $\alpha = 0^\circ$, el tirabuzón es todo rolido debido a que el eje X_{cuerpo} coincide con el eje del tirabuzón. El eje Z_{cuerpo} está ahora en el plano horizontal. Por lo tanto, la rotación χ alrededor del eje Z_{cuerpo} es numéricamente igual a θ_y (Eje Cuerpo = Eje Viento). Por otro lado, para $\alpha = 90^\circ$, la aeronave está en un tirabuzón plano, y el movimiento es una guiñada alrededor del eje Z_{cuerpo} y $\theta_y = 0^\circ$ debido que el ala está en el plano horizontal para cualquier valor de χ . Por lo tanto, $\theta_y = 0^\circ$ para $\alpha = 90^\circ$.

El vector de velocidad angular Ω ahora tiene los siguientes componentes en el sistema de ejes cuerpo:

$$p = \Omega \cos \alpha \cos \chi \quad (18)$$

$$q = -\Omega \cos \alpha \sin \chi \quad (19)$$

$$r = \Omega \sin \alpha \quad (20)$$

Equilibrio de Fuerzas

Con $\dot{U} = \dot{V} = \dot{W} = 0$, las ecuaciones (1) a (3) se reducen a:

$$F_x = m(qW - rV) \quad (21)$$

$$F_y = m(rU - pW) \quad (22)$$

$$F_z = m(pV - qU) \quad (23)$$

Sustituyendo U, V, W por las ecuaciones (7) a (9) y p, q, r por las ecuaciones (18) a (20) e ignorando χ ($\cos \chi = 1$, $\sin \chi = 0$), se tiene:

$$F_x = m\Omega^2 R \sin \alpha \quad (21)$$

$$F_y = 0 \quad (22)$$

$$F_z = -m\Omega^2 R \cos \alpha \quad (23)$$

Desarrollando el lado izquierdo, ignorando los efectos de la potencia y teniendo en cuenta las fuerzas aerodinámicas y gravitacional actuando en el avión, se tiene:

$$L \sin \alpha - D \cos \alpha + W \cos \alpha = m\Omega^2 R \sin \alpha \quad (24)$$

$$-L \cos \alpha - D \sin \alpha + W \sin \alpha = -m\Omega^2 R \cos \alpha \quad (25)$$

Multiplicando (24) por $\cos \alpha$ y (25) por $\sin \alpha$, y sumando ambas ecuaciones se tiene:

$$D = W \quad (26)$$

Por otro lado, multiplicando (24) por $\sin \alpha$ y (25) por $\cos \alpha$, y restando una por otra se tiene:

$$L = m\Omega^2 R \quad (27)$$

A estas mismas conclusiones se podría haber llegado viendo la Figura 1-a, sin embargo, estas relaciones fueron obtenidas a partir de las ecuaciones de movimiento de la aeronave.

Con

$$D = \frac{1}{2} \rho U_0^2 S C_D \quad (28)$$

$$L = \frac{1}{2} \rho U_0^2 S C_L \quad (29)$$

De (26) y (28):

$$U_0 = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_D}} \quad (30)$$

De (27), (29) y (30):

$$R = \left(\frac{1}{2m\Omega^2} \right) \rho U_0^2 S C_L = \frac{g}{\Omega^2} \frac{C_L}{C_D} \quad (31)$$

Equilibrio de Momentos

Al equilibrar los momentos, la suma de todos los momentos debe ser cero, sin importar el sistema de ejes de referencia elegido. Por ejemplo, suponiendo que se considera el movimiento de la aeronave con respecto al eje del tirabuzón; entonces las fuerzas centrífugas de todos los componentes de la aeronave, actuando radialmente hacia afuera desde el eje del tirabuzón, no producen ningún momento respecto de este eje. Por lo tanto, el momento aerodinámico total respecto de este eje también debe ser nulo. Esto significa que la resultante de fuerzas aerodinámicas también debe pasar a través del eje del tirabuzón. En otras palabras, para determinar los modos de equilibrio del tirabuzón, de deberá encontrar la combinación de ángulo de ataque, α , deslizamiento, β , ángulo de inclinación, θ_y (o χ) y velocidad de tirabuzón, Ω , para los cuales la resultante de fuerza aerodinámica pasa a través del eje del tirabuzón.

Para tirabuzones en estado estacionario, $\dot{p} = \dot{q} = \dot{r} = 0$. Con esto, los momentos de las ecuaciones (4) a (6) toman la siguiente forma:

$$L = q r (I_z - I_y) \quad (32)$$

$$M = r p (I_x - I_z) \quad (33)$$

$$N = p q (I_y - I_x) \quad (34)$$

Donde L, M y N son los momentos de rolido, cabeceo y guiñada actuando en la aeronave durante un tirabuzón estacionario. Debido a que se ha ignorado los efectos de la potencia, los únicos momentos actuando sobre la aeronave son los momentos aerodinámicos. El lado derecho de las ecuaciones (32) a (34) representan los momentos debido a los efectos de acoplamiento de inercia. Sustituyendo p, q , y r de las ecuaciones (18) a (20) en (32) a (34), toman la siguiente forma:

$$L = -\frac{\Omega^2}{2} \sin 2\alpha \sin \chi (I_z - I_y) \quad (35)$$

$$M = \frac{\Omega^2}{2} \sin 2\alpha \cos \chi (I_x - I_z) \quad (36)$$

$$N = -\frac{\Omega^2}{2} \cos^2 \alpha \sin 2\chi (I_y - I_x) \quad (37)$$

Las ecuaciones anteriores pueden ser escritas como:

$$L + L_i = 0 \quad (38)$$

$$M + M_i = 0 \quad (39)$$

$$N + N_i = 0 \quad (40)$$

donde L_i, M_i, N_i son los momentos de rolido, cabeceo y guiñada de inercia dados como:

$$L_i = q r (I_y - I_z) = \frac{\Omega^2}{2} \sin 2\alpha \sin \chi (I_z - I_y) \quad (41)$$

$$M_i = r p (I_z - I_x) = \frac{\Omega^2}{2} \sin 2\alpha \cos \chi (I_z - I_x) \quad (42)$$

$$N_i = p q (I_x - I_y) = \frac{\Omega^2}{2} \cos^2 \alpha \sin 2\chi (I_y - I_x) \quad (43)$$

Como la aeronave se considera que se encuentra en tirabuzón estacionario, según (38) a (40), se tiene:

$$L = -L_i \quad (44)$$

$$M = -M_i \quad (45)$$

$$N = -N_i \quad (46)$$

Se observa que determinando los momentos producidos por la inercia se obtienen los momentos aerodinámicos L, M y N en ejes cuerpo.

Cargas por Tirabuzón Estacionario

Seguidamente se describe el método de cálculo utilizado para simular la maniobra de tirabuzón y de esa manera estimar las cargas actuantes en la aeronave.

Con los datos de inercia y geométricos de la aeronave, más los datos especificados en Tabla 1, se obtienen los siguientes parámetros que describen el tirabuzón.

La velocidad angular del tirabuzón es obtenida de los datos de Tabla 1 haciendo:

$$\Omega = \sqrt{p^2 + q^2 + r^2} \quad (47)$$

El ángulo de ataque es obtenido de la ec. (20), resultando:

$$\alpha = \sin^{-1} \left(\frac{r}{\Omega} \right) \quad (48)$$

El ángulo de rotación del ala es calculado con la ec. (19),

$$\chi = \sin^{-1} \left(\frac{q}{-\Omega \cos \alpha} \right) \quad (49)$$

El ángulo de inclinación lateral, de ec. (17), resulta:

$$\theta_y = \sin^{-1} (-\cos \alpha \sin \chi) \quad (50)$$

Para obtener los coeficientes aerodinámicos C_L y C_D , así como la velocidad de descenso, U_0 , se propone un procedimiento iterativo. Para ello primero se fija un valor de coeficiente aerodinámico resultante C_R . En el caso del IA-100B se asume un valor típico de 1.2⁽¹⁾.

$$C_R = \sqrt{C_L^2 + C_D^2} \quad (51)$$

La velocidad de descenso es obtenida de la ec. (30). La presión dinámica se calcula como:

$$q = \frac{1}{2} \rho U_0^2 \quad (52)$$

Siendo ρ la densidad a la altura donde la maniobra de tirabuzón es ejecutada.

El coeficiente de sustentación es obtenido haciendo:

$$C_L = \frac{n_z W}{q S} \quad (53)$$

Conocidos los datos de inercia, y geométricos de la aeronave, para cada tirabuzón definido en la Tabla 1, el proceso de cálculo iterativo propuesto es el siguiente:

- i. Se propone un valor de C_D
- ii. Se calcula U_0 con la ec. (30)
- iii. Se obtiene la presión dinámica con la ec. (52)
- iv. Se calcula el C_L de la ec. (53)
- v. Se obtiene C_R de la ec (51)
- vi. ¿ C_R coincide con el valor propuesto? Si coincide, se termina el cálculo, si no coincide se regresa al punto i.

Estimados estos valores es posible calcular el radio de giro del tirabuzón mediante la ec. (31), el ángulo del helicoide con la ec. (15) y el ángulo de deslizamiento con la ec. (16).

Las fuerzas aerodinámicas L y D son obtenidas de las ecuaciones (28) y (29) respectivamente. Estas fuerzas son transformadas a ejes cuerpo mediante la matriz de transformación

$$\begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \beta \cos \alpha & -\sin \beta \cos \alpha & -\sin \alpha \\ \sin \beta & \cos \beta & 0 \\ \cos \beta \sin \alpha & -\sin \beta \sin \alpha & \cos \alpha \end{bmatrix} \begin{bmatrix} D \\ 0 \\ L \end{bmatrix} \quad (54)$$

De las ec. (41) a (43) se obtienen los momentos producidos por la inercia y de las ec. (44) a (46) los momentos aerodinámicos en ejes cuerpo.

Las fuerzas normales en el ala y el empenaje horizontal son obtenidas resolviendo el siguiente sistema de ecuaciones:

$$\sum F_z: \quad F_{z_{Ala}} + F_{z_{EH}} = F_z \quad (55)$$

$$\sum M_y: -F_{z_{Ala}} x_a - F_{z_{EH}} l_t = M_y \quad (56)$$

Donde x_a es la distancia de la posición de la resultante aerodinámica en eje Z_{cuerpo} del ala con respecto al cg y l_t la distancia de la fuerza aerodinámica en Z_{cuerpo} del empenaje horizontal.

Estrictamente, no sólo el empenaje horizontal equilibra el momento de cabeceo, sino también las cargas aerodinámicas del fuselaje. En este modelo se asume que ambas conforman la fuerza $F_{z_{EH}}$.

Las fuerzas aerodinámicas F_x y F_y y los momentos L y N, se asumen que son reaccionados por el ala.

RESULTADOS

Para la aeronave IA-100B se calcularon 12 casos de carga de tirabuzón. Estos casos fueron obtenidos considerando todas las combinaciones posibles de velocidades angulares y lineales, según se detallan en la Tabla 1. A modo de ejemplo, en el *ANEXO: Ejemplo de Cálculo* de este informe se incluye el cálculo de uno de los casos de carga, específicamente correspondiente a la maniobra de tirabuzón N° 1. Este cálculo se efectuó utilizando la herramienta Excel®.

CONCLUSIONES

En este informe, se ha presentado un método robusto para el cálculo de cargas asociadas a la maniobra de tirabuzón en estado estacionario. Este procedimiento se destaca por su simplicidad y su fácil implementación en una hoja de cálculo tipo Excel®.

Mediante este método, se lograron calcular los casos de carga más críticos para la aeronave FAdeA IA-100B "Malvina". De los diferentes casos de tirabuzón detallados en la Tabla 1, los números 3 y 4 demostraron ser particularmente exigentes. Estos casos corresponden a tirabuzones escarpados hacia la izquierda, tanto en posición erecta como invertida.

Las condiciones de diseño presentadas en la Tabla 1 se derivaron de las especificaciones MIL-A-8861B (AS) (4). Sin embargo, para su plena confirmación, será necesario someterlas a validación a través de mediciones obtenidas en ensayos de vuelo.

En base a las observaciones realizadas en aeronaves de categoría similar (5) (6) (7), a las que pertenece el IA-100B, se espera que la combinación de velocidades angulares y factores de carga actuantes sea menos demandante que los valores especificados en este informe y que se utilizaron en el proceso de diseño estructural.

REFERENCIAS

1. Pamadi, Bandu N. *Performance, Stability, Dynamics, and Control of Airplanes*. Third. Reston : AIAA Education Series, March 27, 2015. pp. 681-730. ISBN: 978-1-62410-274-5 (Libro).
2. FAA. *Part 23 Accepted Means of Compliance Based on ASTM Consensus Standards*. Washington, DC 20591 - USA : Federal Aviation Administration, May 11, 2018. p. 18.
3. ASTM. *Standard Specification for Design Loads and Conditions*. s.l. : ASTM International, February 2020. F3116/F3116M - 18€1.
4. MIL-A-8861B(AS). *Airplane Strength and Rigidity Flight Loads*. s.l. : MILITARY SPECIFICATION, 7 February 1986.
5. Stought III, Paul H., Patton, Jr., James M. and Sliwa, Steven M. *Flight Investigation of the Effect of Tail Configuration on Stall, Spin, and Recovery Characteristics of a Low-Wing General Aviation*

Research Airplane. Hampton, Virginia : NASA, Langley Research Center, February 1987. NASA Technical Paper 2644.

6. Burk, Jr., Sanger M., Bowman, Jr., James S. and White, William L. *Spin-Tunnel Investigation of Spinning Characteristics of Type General Aviation Airplane Designs / I - Low-Wing Model A: Effects of Tail Configurations*. Hampton, Virginia : NASA, Langley Research Center, September 1977. NASA Technical Paper 1009.
7. Stough, H. Paul, III and DiCarlo, Daniel J. *Spin Resistance Development for Small Airplanes - A Retrospective*. s.l. : Journal of Aerospace (2000), pp. 145-171 (27 pages), 2000. SAE Transactions Vol. 109.

ANEXO: Ejemplo de Cálculo

Caso Ejemplo: IA-100B

Tirabuzón N°: 1 (Tabla 1)
 Tipo: Escarpado - Ala Derecha - Erecto (Tabla 1)
 Maniobra: Tirabuzón Estabilizado (Tabla 1)

Datos		Condiciones del Tirabuzón (Tabla 1)			
Masa	1350 kg	13243.5 N	r	p	q
I _x	2216.8 kgm ²		5	3.5	1.5
I _y	2756.3 kgm ²		H		0 m
I _z	4760.5 kgm ²				
S	14 m ²				
cam	1.444 m		Xala		0.361 m (50% cam)
b	9.9 m		Xeh		4.175 m

Solución

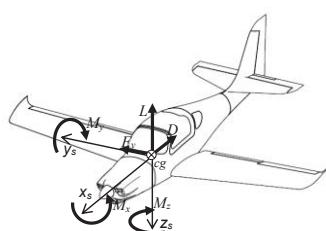
Ω (ec. 47)	6.285 rad/s	360.10 °/s	p	1.225 kg/m ³
α (ec. 48)	0.920 rad	52.71 °	q (ec. 52)	2492.8 Pa
χ (ec. 49)	-0.405 rad	-23.20 °		
θ _y (ec. 50)	0.241 rad	13.81 °		
p (ec.18)	3.5 rad/s	200.54 °/s	Verificación	
q (ec.19)	1.5 rad/s	85.94 °/s	Verificación	
r (ec.20)	5 rad/s	286.48 °/s	Verificación	
C _L (ec. 53)	1.1384		C _R	1.2 Propuesta
C _D	0.3795	Iterativo	C _R (ec. 51)	1.2 Verifica
U ₀ (ec. 30)	63.80 m/s	124.0 KEAS		
R (ec. 31)	0.745 m			
γ (ec. 15)	0.0733 rad	4.198 °	0.5974	-0.1011
β (ec. 16)	0.1677 rad	9.610 °	0.1669	0.9860
			0.7844	-0.1328
				0.6059

Ejes Cualidades de Vuelo

L _i (ec. 41)	-15032 Nm	L _{aero} (ec. 44)	-15032 Nm
M _i (ec. 42)	44515 Nm	M _{aero} (ec. 45)	-44515 Nm
N _i (ec. 43)	-2832 Nm	N _{aero} (ec. 46)	-2832 Nm

Momentos Aerodinámicos en Ejes Estructura (según convención usada en IA-100)

Fuerzas Aerodinámicas		Fuerzas Ejes Cuerpo Estructura	
D (ec. 28)	13244 N	F _x (ec. 54)	-23696.54 N
F _y	0 N	F _y (ec. 54)	2210.86 N
L (ec. 29)	39731 N	F _z (ec. 54)	34459.97 N
$n_x = D/W$	1	$n_x = F_x/W$	-1.7893
$n_z = L/W$	3	$n_y = F_y/W$	0.1669
		$n_z = F_z/W$	2.6020
		F_{z_Ala} (ec. 55)	26050.24 N
		F_{z_EH} (ec. 56)	8409.73 N



IA-100: Convención de signos
para Fuerzas y Momentos

Verifica

F _z (ec. 55)	34459.97 N
M _y (ec. 56)	-44514.75 Nm

Nota: En **negrita itálica** se presentan los datos del problema y resaltado en **fondo gris** los resultados principales

CARGAS EN VUELO POR MANIOBRAS – APLICACIÓN IA-100B

G. Scarpin

Departamento de Ingeniería Aeroespacial – UNDEF – CRUC - IUA
Av. Fuerza Aérea Argentina 6500, (X5010JMX) - Córdoba – Argentina
Email: gscarpin@iua.edu.ar

RESUMEN

Dentro de los múltiples casos de cargas a analizar para el dimensionamiento estructural de una aeronave se encuentran los definidos por las maniobras en vuelo simétricas y asimétricas exigidos por las normas de certificación.

Si se quiere estimar las cargas en vuelo, se debe tener la capacidad de simular las maniobras solicitadas con el propósito de conocer las fuerzas y momentos aerodinámicos y de inercia actuantes.

Para simular el movimiento de la aeronave en vuelo se proponen un grupo de modelos matemáticos sencillos usados habitualmente en la industria aeronáutica durante décadas (Ref. (1)). Se prefiere estos métodos simplificados, respecto de utilizar un simulador sofisticado, debido a que los resultados son fáciles de verificar y validar.

Los modelos aquí presentados fueron utilizados en el cálculo de cargas para el dimensionamiento estructural del avión de entrenamiento primario militar FAdeA IA-100B.

Palabras clave: CARGAS, MECÁNICA DEL VUELO, IA-100B

INTRODUCCIÓN

Para dimensionar la estructura de una aeronave debe previamente determinarse las cargas actuantes sobre la misma. Esto incluye principalmente las cargas producidas por maniobras en vuelo, turbulencias, aterrizaje y condiciones de maniobras en tierra. El proceso general para determinar las cargas consiste, en primera instancia, en simular las distintas maniobras o condiciones analizadas. Para ello se suele utilizar sofisticados simuladores de múltiples grados de libertad, incluyendo en algunos casos la respuesta dinámica de la estructura bajo cargas inestacionarias. De los infinitos casos de carga se deben seleccionar, para el dimensionamiento estructural, unos pocos considerados críticos. Para ello se utilizan los criterios de carga de las Normas de certificación de aeronaves civiles, o las especificaciones en el caso de los aviones militares. Específicamente, en el caso del IA-100B, se pretende certificarlo bajo el estándar FAR-23, por ello, en cumplimiento con FAR §23.2215 “Flight load conditions”⁽²⁾, se presenta en este informe el procedimiento de cálculo de las maniobras que definen las cargas en vuelo. Según FAR §23.2215, para las condiciones de carga de vuelo, el solicitante debe determinar las cargas de diseño estructural resultantes de las siguientes condiciones de vuelo:

- 1) Ráfagas atmosféricas donde la magnitud y el gradiente de estas ráfagas se basan en estadísticas de ráfagas medidas.
- 2) Maniobras simétricas y asimétricas.
- 3) Empuje asimétrico resultante de la falla de un motor.

En el presente informe se describe los métodos usados para simular las maniobras simétricas y asimétricas correspondiente al punto 2). Para estimar las condiciones de cargas por ráfagas se utilizó el procedimiento simplificado presentado en la Norma, y no se muestra en este informe. El caso 3) sobre cargas por empuje asimétrico no es aplicable a esta aeronave. Siguiendo la recomendación de Ref. (2), se selecciona como medio de cumplimiento a la ASTM F3116/F3116M-18^{E1 (3)}, la cual en §4. “Flight Loads”, especifica cada una de las condiciones que deben ser estudiadas para el cálculo de cargas actuantes sobre las distintas partes estructurales de una aeronave en vuelo.

Las condiciones de vuelo por maniobras serán simuladas utilizando modelos matemáticos sencillos los cuales son usados habitualmente en la industria aeronáutica⁽¹⁾. Se prefiere estos métodos simplificados, respecto de utilizar un simulador sofisticado, debido a que los resultados son fáciles de verificar y validar, sumado a que las hipótesis realizadas y la precisión obtenida es suficiente para la categoría de aeronave estudiada.

METODOLOGÍA

A continuación, se detallan las diversas condiciones de vuelo junto con el procedimiento de cálculo empleado para derivar las posiciones, velocidades y aceleraciones, tanto lineales como angulares. Estos parámetros son fundamentales para caracterizar el vuelo y se requieren como datos de entrada en el cálculo de las cargas que afectan a los distintos elementos estructurales.

Fuerzas y Momentos

Desde una perspectiva matemática, las fuerzas y momentos aerodinámicos son representadas mediante sus derivadas de primer orden tal como se muestra seguidamente:

- *Sustentación*

$$L = C_L \bar{q} S \quad (1)$$

$$C_L = C_{L_0} + C_{L_\alpha} \alpha + C_{L_\dot{\alpha}} \frac{\dot{\alpha}c}{2V} + C_{L_q} \frac{qc}{2V} + C_{L_{\delta_e}} \delta_e + C_{L_{\delta_f}} \delta_f \quad (2)$$

- *Resistencia*

$$D = C_D \bar{q} S \quad (3)$$

$$C_D = C_{D_0} + C_{D_\alpha} \alpha \quad (4)$$

- *Fuerza Lateral*

$$F_Y = C_Y \bar{q} S \quad (5)$$

$$C_Y = C_{Y_\beta} \beta + C_{Y_p} \frac{pb}{2V} + C_{Y_r} \frac{rb}{2V} + C_{Y_{\delta_a}} \delta_a + C_{Y_{\delta_r}} \delta_r \quad (6)$$

- *Momento de rolido*

$$M_x = C_l \bar{q} S b \quad (7)$$

$$C_l = C_{l_\beta} \beta + C_{l_p} \frac{pb}{2V} + C_{l_r} \frac{rb}{2V} + C_{l_{\delta_a}} \delta_a + C_{l_{\delta_r}} \delta_r \quad (8)$$

- *Momento de cabeceo*

$$M_y = C_m \bar{q} S c \quad (9)$$

$$C_m = C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_\dot{\alpha}} \frac{\dot{\alpha}c}{2V} + C_{m_q} \frac{qc}{2V} + C_{m_{\delta_e}} \delta_e + C_{m_{\delta_f}} \delta_f \quad (10)$$

- *Momento de guiñada*

$$M_z = C_n \bar{q} S b \quad (11)$$

$$C_n = C_{n_\beta} \beta + C_{n_p} \frac{pb}{2V} + C_{n_r} \frac{rb}{2V} + C_{n_{\delta_a}} \delta_a + C_{n_{\delta_r}} \delta_r \quad (12)$$

Asimismo, las ecuaciones de movimiento serán planteadas en función del tiempo adimensional, siguiendo la metodología clásica propuesta en Ref. (4).

Para transformar las anteriores derivadas por velocidades angulares, en función del tiempo t , a derivadas en función del tiempo adimensional, t/τ , se hace lo siguiente:

$$\begin{aligned} C_{L_{d\alpha}} &= C_{L_\alpha}/(2 \mu) & C_{L_{d\theta}} &= C_{L_q}/(2 \mu) \\ C_{Y_{d\phi}} &= C_{Y_p}/(2 \mu_l) & C_{Y_{d\psi}} &= C_{Y_r}/(2 \mu_l) \\ C_{l_{d\phi}} &= C_{l_p}/(2 \mu_l) & C_{l_{d\psi}} &= C_{l_r}/(2 \mu_l) \\ C_{m_{d\alpha}} &= C_{m_\alpha}/(2 \mu) & C_{m_{d\theta}} &= C_{m_q}/(2 \mu) \\ C_{n_{d\phi}} &= C_{n_p}/(2 \mu_l) & C_{n_{d\psi}} &= C_{n_r}/(2 \mu_l) \end{aligned} \quad (13)$$

El operador derivada, d , es definido como:

$$d = \frac{d}{d(t/\tau)} \quad (14)$$

Asimismo, se fijan los parámetros de inercia adimensional como:

$$h = \frac{2}{\mu} \left(\frac{k_y}{c} \right)^2 [-] \quad J_x = \frac{2}{\mu_l} \left(\frac{k_x}{b} \right)^2 [-] \quad J_z = \frac{2}{\mu_l} \left(\frac{k_z}{b} \right)^2 [-] \quad J_{xz} = \frac{2}{\mu_l} \left(\frac{k_{xz}}{b} \right)^2 [-] \quad (15)$$

con

$$\tau = \frac{m}{\rho S V} [s] \quad \mu = \frac{m}{\rho S c} [-] \quad \mu_l = \frac{m}{\rho S b} [-] \quad (16)$$

Maniobras de Vuelo Simétricas

Las condiciones de vuelo simétricas abarcan cualquier maniobra para la cual se diseñe la aeronave y que no involucre movimientos de rolido o guiñada.

Maniobras Simétricas en Estado Estacionario

Las maniobras simétricas en estado estacionario se definen son aquellas en las que se supone que la aceleración de cabeceo es insignificante o nula.

El viraje estacionario, como se muestra en la Figura 1-a), se considera una condición simétrica de estado estable, aunque el avión tiene una aceleración que actúa lateralmente durante el giro. La maniobra de restablecimiento, Figura 1-b), si se realiza lentamente con respecto al cambio en la velocidad de cabeceo, se puede asumir una aceleración de cabeceo insignificante o nula⁽¹⁾.

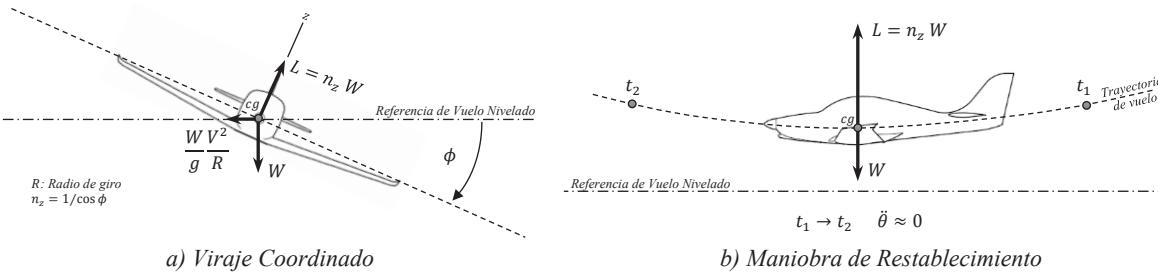


Figura 1: Maniobras Simétricas en Estado Estacionario

Respecto de las dos maniobras de la Figura 1, desde el punto de vista de cargas, resulta crítica la maniobra de viraje coordinado por ser la que posee un mayor amortiguamiento de cabeceo, lo que implica que el elevador deberá deflactarse un ángulo mayor para estabilizar la maniobra a igual V y n_z . La velocidad de cabeceo en la maniobra de viraje se lo puede calcular como⁽⁴⁾:

$$q = \frac{g}{V} \left(n_z - \frac{1}{n_z} \right) \quad (17)$$

Donde:

q : Velocidad angular de cabeceo [rad/s]

V : Velocidad de vuelo verdadera [m/s]

g : Aceleración de la gravedad [m/s²]

n_z : Factor de carga normal [-]

Las ecuaciones de movimiento para una maniobra simétrica en estado estacionario resultan:

$$C_L = \frac{n_z W}{\bar{q} S} \quad (18)$$

$$C_m = 0 \quad (19)$$

En caso de tener necesidad de calcular las cargas en la dirección X se las puede obtener de:

$$T - \bar{q} S C_D = n_x W \quad (20)$$

Por ser una maniobra estabilizada, $\dot{q} = 0$ y $\dot{\alpha} = 0$.

De las ec. (18) y (19), desarrollando los coeficientes aerodinámicos de ec. (2) y (10), se puede obtener el ángulo de ataque y de deflexión de elevador de equilibrio, resolviendo el siguiente sistema de ecuaciones lineales:

$$\begin{vmatrix} C_{L\alpha} & C_{L\delta_e} \\ C_{m\alpha} & C_{m\delta_e} \end{vmatrix} \begin{Bmatrix} \alpha \\ \delta_e \end{Bmatrix} = - \begin{vmatrix} C_{L_0} - \frac{n_z W}{\bar{q} S} & C_{Lq} & C_{L\delta_f} \\ C_{m_0} & C_{m_q} & C_{m\delta_f} \end{vmatrix} \begin{Bmatrix} \frac{1}{2V} \\ \delta_f \end{Bmatrix} \quad (21)$$

Maniobras Simétricas Inestacionarias

Las posiciones, velocidades y aceleraciones en maniobras inestacionarias son obtenidas resolviendo las ecuaciones de movimiento longitudinales asumiendo velocidad y altura constante. Según Ref. (4) y (5), las mismas pueden ser escritas en el dominio de Laplace como:

$$(C_{L\alpha} + C_{L\alpha\tau} \tau s + 2\tau s) \Delta\alpha + (C_{L\delta_e} - 2) \tau s \Delta\theta = -C_{L\delta_e} \Delta\delta_e \quad (22)$$

$$(C_{m\alpha} + C_{m\alpha\tau} \tau s) \Delta\alpha + (C_{m\delta_e} \tau s - h\tau^2 s^2) \Delta\theta = -C_{m\delta_e} \Delta\delta_e \quad (23)$$

Donde las variables, $\Delta\alpha, \Delta\theta, \Delta\delta_e$, son las perturbaciones medidas desde la condición de equilibrio obtenida de ec. (21) y las derivadas son las presentadas en ec. (13).

Las funciones de transferencia se obtienen al resolver el sistema de ecuaciones algebraicas que a continuación se presentan.

$$\begin{vmatrix} C_{L\alpha} + C_{L_{d\alpha}}\tau s + 2\tau s & C_{L_{d\theta}}\tau s - 2\tau s \\ C_{m_\alpha} + C_{m_{d\alpha}}\tau s & C_{m_{d\theta}}\tau s - h\tau^2 s^2 \end{vmatrix} \begin{Bmatrix} \frac{\Delta\alpha(s)}{\Delta\delta_e(s)} \\ \frac{\Delta\theta(s)}{\Delta\delta_e(s)} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} -C_{L\delta_e} \\ -C_{m\delta_e} \end{Bmatrix} \quad (24)$$

Estas funciones de transferencia representan el modelo de movimiento de dos grados de libertad longitudinal de una aeronave, en el cual se ha eliminado el modo fugoide. Las mismas pueden ser resueltas usando Matlab Simulink®, Altair Embed®, Scilab® u otro software de similares características. La variación del factor de carga puede ser obtenido de la siguiente función de transferencia.

$$\frac{\Delta n_z(s)}{\Delta\delta_e(s)} = \frac{V}{g} \left(\frac{\Delta\theta(s)}{\Delta\delta_e(s)} - \frac{\Delta\alpha(s)}{\Delta\delta_e(s)} \right) \quad (25)$$

Maniobras de Vuelo Asimétricas

Maniobras de Rolido

Las maniobras de rolido son maniobras asimétricas que involucran la aplicación del control lateral para producir el movimiento del avión sobre el eje x. Las maniobras de rolido se logran junto con un factor de carga simétrico especificado. Las siguientes suposiciones se realizan con fines analíticos ⁽¹⁾:

- 1) La velocidad de la aeronave se asume constante durante toda la maniobra
- 2) Se desprecian los efectos de acoplamiento cruzado entre los grados de libertad de rolido y guiñada.

La ecuación de movimiento de rolido de un grado de libertad en el dominio de Laplace, según los coeficientes definidos en ec. (13), puede escribirse como:

$$\left(\frac{C_{l_p}}{2\mu_l} \tau - J_x \tau^2 s \right) p(s) = -C_{l\delta_a} \delta_a(s) \quad (26)$$

La función de transferencia resulta:

$$\frac{p(s)}{\delta_a(s)} = \frac{C_{l\delta_a}}{J_x \tau^2 s - \frac{C_{l_p}}{2\mu_l} \tau} \quad (27)$$

Maniobras de Guiñada

Las maniobras de guiñada, cuando se aplican a análisis de cargas estructurales, son maniobras que involucran la aplicación abrupta del timón de dirección para producir una condición de deslizamiento lateral. Las maniobras de timón, utilizadas para el diseño estructural, son esencialmente maniobras planas en las que el timón se aplica abruptamente en una posición de alas niveladas. Esta maniobra es difícil de hacer en vuelo porque se debe aplicar un gran desplazamiento lateral para mantener las alas niveladas. El propósito de mantener las alas niveladas es maximizar el deslizamiento lateral resultante ⁽¹⁾. Dado que la maniobra de guiñada utilizada para los análisis de carga estructural se considera una "maniobra plana", se realizan las siguientes suposiciones:

- 1) La velocidad de vuelo se supone constante durante la maniobra.
- 2) La aceleración y la velocidad de rolido se suponen cero.
- 3) El control lateral se aplica según sea necesario para mantener una actitud de alas niveladas.
- 4) Se desprecian las derivadas de velocidad del timón de dirección y ailerones.

Del sistema de ecuaciones diferenciales que describen el movimiento lateral de una aeronave, asumiendo velocidad y aceleración de rolido nulo y según la notación definida en ec. (13), se tiene ⁽⁵⁾:

$$\begin{vmatrix} C_{y\beta} - 2\tau s & C_{y\delta_a} & \frac{C_{y_r}}{2\mu_l} \tau - 2\tau \\ C_{l\beta} & C_{l\delta_a} & \frac{C_{l_r}}{2\mu_l} \tau + J_{xz} \tau^2 s \\ C_{n\beta} & C_{n\delta_a} & \frac{C_{n_r}}{2\mu_l} \tau - J_{zz} \tau^2 s \end{vmatrix} \begin{Bmatrix} \beta(s) \\ \delta_r(s) \\ \delta_a(s) \\ \dot{\psi}(s) \\ \dot{\delta}_r(s) \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} -C_{y\delta_r} \\ -C_{l\delta_r} \\ -C_{n\delta_r} \end{Bmatrix} \quad (28)$$

Si no se desea conocer la deflexión de ailerones y/o si se considera despreciable su influencia, se puede usar la siguiente ecuación simplificada⁽¹⁾:

$$\begin{vmatrix} C_{y\beta} - 2\tau s & \frac{C_{y_r}}{2\mu_l} \tau - 2\tau \\ C_{n\beta} & \frac{C_{n_r}}{2\mu_l} \tau - J_{zz} \tau^2 s \end{vmatrix} \begin{Bmatrix} \beta(s) \\ \dot{\psi}(s) \\ \dot{\delta}_r(s) \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} -C_{y\delta_r} \\ -C_{n\delta_r} \end{Bmatrix} \quad (29)$$

Deslizamiento Estacionario Debido a la Deflexión del Timón de Dirección

Suponiendo que el avión está en vuelo nivelado a una velocidad constante y los coeficientes aerodinámicos son lineales, las tres ecuaciones para fuerza lateral y momentos de rolido y guiñada, pueden escribirse en forma de coeficiente, usando notación matricial⁽¹⁾:

$$\begin{vmatrix} C_{y\beta} & C_{y\delta_a} & C_l \\ C_{l\beta} & C_{l\delta_a} & 0 \\ C_{n\beta} & C_{n\delta_a} & 0 \end{vmatrix} \begin{Bmatrix} \beta \\ \delta_a \\ \phi \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} -C_{y\delta_r} \\ -C_{l\delta_r} \\ -C_{n\delta_r} \end{Bmatrix} \delta_r \quad (30)$$

Asignado un valor de deflexión de timón de dirección, δ_r , y resolviendo el sistema de ecuaciones lineales anterior se obtienen los valores de β , δ_a y ϕ para la condición estacionaria.

RESULTADOS

A modo de ejemplo, se presenta una maniobra simétrica inestacionaria que resulta de la aplicación de un pulso de duración finita al elevador del IA-100B. El objetivo principal consiste en obtener la variación en el factor de carga (Δn_z) a lo largo del tiempo. Para lograrlo, se resuelve el sistema de ecuaciones (24), lo cual permite obtener las funciones de transferencia $\Delta\alpha(s)/\Delta\delta_e(s)$ y $\Delta\theta(s)/\Delta\delta_e(s)$. Una vez conocidas estas funciones, se procede a construir la ecuación (25), mediante la cual se obtiene la función de transferencia deseada $\Delta n_z(s)/\Delta\delta_e(s)$. La Figura 2 muestra el diagrama de bloques implementado en el software libre Scilab 2023.1.0 (Xcos). La entrada del sistema está compuesta por un pulso de elevador, tal como se ilustra en el Scope 1.

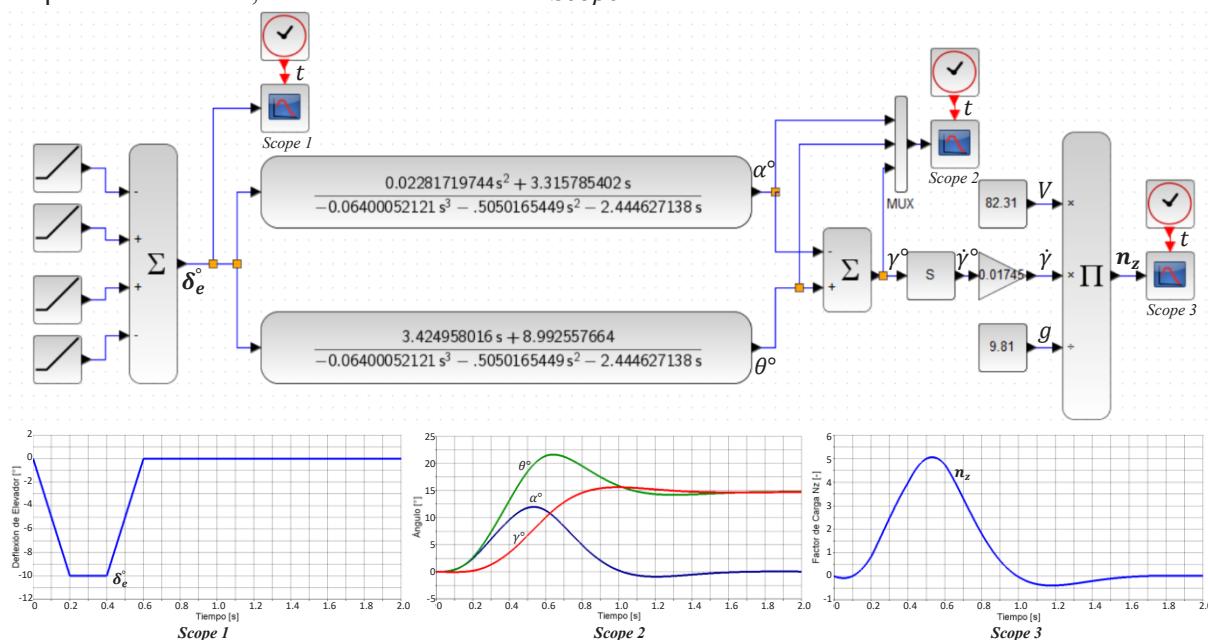


Figura 2: Ejemplo de Simulación de Maniobra Simétrica Inestacionaria – IA-100B

CONCLUSIONES

Se ha presentado la metodología utilizada para simular todas las maniobras de vuelo de cabeceo, rollido y guiñada, tanto estacionarias como inestacionarias, necesarias para el cálculo de las cargas en vuelo de la aeronave FAdeA IA-100B "Malvina". En total, con esta metodología, se simularon 51 maniobras que abarcaron todos los casos necesarios para el cálculo de las cargas, de acuerdo con los requisitos de FAR-23 y las especificaciones establecidas en ASTM F3061/F3061M-18^{e1}. Los modelos obtenidos son simples, de fácil implementación y verificación.

Posteriormente, se procederá a verificar los resultados obtenidos a través de ensayos en vuelo.

ACRÓNIMOS

ASTM	American Society for Testing and Materials
FAdeA S.A.	Fábrica Argentina de Aviones "Brig. San Martín" S.A.
FAR	Federal Aviation Regulations

REFERENCIAS

1. Lomax, Ted L. *Structural Loads Analysis for Commercial Transport Aircraft: Theory and Practice*. Wright-Patterson Air Force Base, Ohio : AIAA Education Series, 1996. ISBN 1-56347-114-0.
2. FAA. *Part 23 Accepted Means of Compliance Based on ASTM Consensus Standards*. Washington, DC 20591 - USA : Federal Aviation Administration, May 11, 2018. p. 18.
3. ASTM. *Standard Specification for Design Loads and Conditions*. s.l. : ASTM International, February 2020. F3116/F3116M - 18^{e1}.
4. Perkins, Courtland D. and Hage, Robert E. *Airplane Performance, Stability and Control*. Princeton, N. J. : John Wiley & Sons, 1949. ISBN-13: 978-0471680468.
5. McLean, Donald. *Automatic Flight Control Systems*. Hemel Hempstead, UK : Prentice Hall International Ltd, 1990. ISBN 013-054008-0.

DETERMINACIÓN NUMÉRICA DE LAS DERIVATIVAS ESTÁTICAS Y DINÁMICAS DE UNA AERONAVE

Carlos Sacco¹, Juan P. Giovacchini¹ y Franco Giuggioloni^{1,2}

¹ Departamento de Ingeniería Aeroespacial, Facultad de Ingeniería, Centro Regional Universitario Córdoba - IUA, Universidad de la Defensa Nacional.

² Fábrica Argentina de Aviones - FAdeA S.A.

email: csacco@iua.edu.ar

RESUMEN

Este trabajo presenta una descripción de métodos y modelos utilizados para determinar las derivativas estáticas y dinámicas en aeronaves utilizando herramientas numéricas basadas en la mecánica de fluido computacional. La evaluación de las fuerzas actuantes sobre la aeronave como resultado de una serie de maniobras prescritas se obtiene resolviendo de manera numérica - utilizando el método de elementos finitos - las ecuaciones de Navier-Stokes incompresibles en una formulación no-inercial. Se analiza un caso de prueba para verificar el algoritmo propuesto y un problema central que es la determinación de las derivativas longitudinales y laterales de una aeronave de entrenamiento primario militar. Se obtienen resultados aceptables y comparables a los encontrados con otros métodos y herramientas estándar de la literatura.

Palabras clave: Derivativas dinámicas, Navier-Stokes, Elementos Finitos

INTRODUCCIÓN

La determinación precisa de las características de estabilidad y control de una aeronave durante la etapa de diseño es un proceso complejo y costoso. Dependiendo de la fase de diseño y desarrollo, se determinan utilizando diversas fuentes. Una combinación de métodos analíticos con resultados semi-empíricos son los menos costosos y más utilizados en una etapa de diseño preliminar. Los ensayos en vuelo sobre el prototipo brindan los resultados más precisos, son costos y se los utiliza en una etapa de verificación final ya que se analiza un diseño globalmente consumado. Una opción intermedia - en costo y precisión - a las anteriores son los ensayos en túnel de viento y diferentes métodos numéricos de CFD (Computational Fluid Dynamics). Estos permiten modelar con mayor o menor grado de detalle los fenómenos físicos involucrados en el vuelo de la aeronave. Existen diversos modelos de CFD, desde métodos de flujo potencial (VLM - Vortex Lattice Method) con una representación de utilidad en respuestas lineales a bajos ángulos de ataque, hasta una solución completa de las ecuaciones de Navier-Stokes, de utilidad cuando ocurren fenómenos no estacionarios y no-linealidades fuertes. Estos fenómenos son los más complejos de capturar con precisión, perceptibles a elevados ángulos de ataque.

La mayor parte de los modelos que se utilizan para el análisis de la mecánica del vuelo se basan en derivativas aerodinámicas. El concepto de derivativa, introducido en [2], es un modelo estándar para representar las cargas aerodinámicas en la ecuación de movimiento. Asume una relación funcional para las fuerzas y momentos aerodinámicos, y los expresa vía una expansión en serie de Taylor descartando términos de alto orden. Debido a la naturaleza de las derivativas, se dividen en estáticas y dinámicas. Cuando existen movimientos lentos y a pequeños ángulos de ataque, las estáticas son suficientes para describir las fuerzas aerodinámicas. A elevados ángulos de ataque y velocidades de rotación, es necesario incluir las derivativas dinámicas.

Independientemente de la precisión del método utilizado para determinar las fuerzas actuante sobre la aeronave, las estáticas son relativamente más simples de obtener que las dinámicas. La obtención mediante herramientas numéricas [7, 4] o experimentales [9, 12, 10] de las derivativas

dinámicas es algo más compleja. Es necesario evaluar la respuesta aerodinámica a una maniobra prescrita dependiente del tiempo.

En este trabajo se implementa un algoritmo numérico para obtener las fuerzas aerodinámicas actuantes sobre una aeronave en una serie de maniobras prescritas. Se resuelven las ecuaciones de Navier-Stokes incompresibles formuladas en un referencial no-inercial discretizadas con el método de elementos finitos. Utilizando el algoritmo propuesto, implementado en un software de desarrollo propio, se analizan dos problemas de interés. En primer lugar se encuentran las derivativas estáticas y dinámicas longitudinales de un ala infinita con sección transversal NACA 0012. Este es un caso de prueba para verificar y comparar resultados con los obtenidos en la literatura utilizando otros métodos. Luego se buscan las derivativas estáticas y dinámicas longitudinales de una aeronave categoría entrenador primario militar, y se comparan con estimaciones obtenidas con otros métodos de análisis. A continuación se presenta una descripción del modelo matemático del problema de fluidos y del método numérico utilizado. Luego se presentan detalles sobre las derivativas y su evaluación numérica. Para finalizar se presentan resultados de los casos mencionados y conclusiones finales.

MODELO MATEMÁTICO DEL FLUIDO

En el problema de interés se quiere determinar con precisión las fuerzas actuantes sobre un cuerpo rígido (aeronave) con movimiento prescrito (maniobras) inmerso en un fluido, lejos de la influencia de fronteras u otros cuerpos con movimiento relativo. En particular se quiere conocer la variación de coeficientes de fuerzas aerodinámicas en función de sus variables dependientes manteniendo fijas un conjunto de ellas. El problema de fluido es en general no estacionario, pueden existir regiones importantes en cercanías de la aeronave con perturbaciones considerables del campo de movimiento (desprendimientos - macro turbulencia). Dada la naturaleza no estacionaria, no existen resultados analíticos válidos en la teoría de aerodinámica clásica - para geometrías arbitrarias - que permita aproximar el comportamiento de la aeronave en estas condiciones.

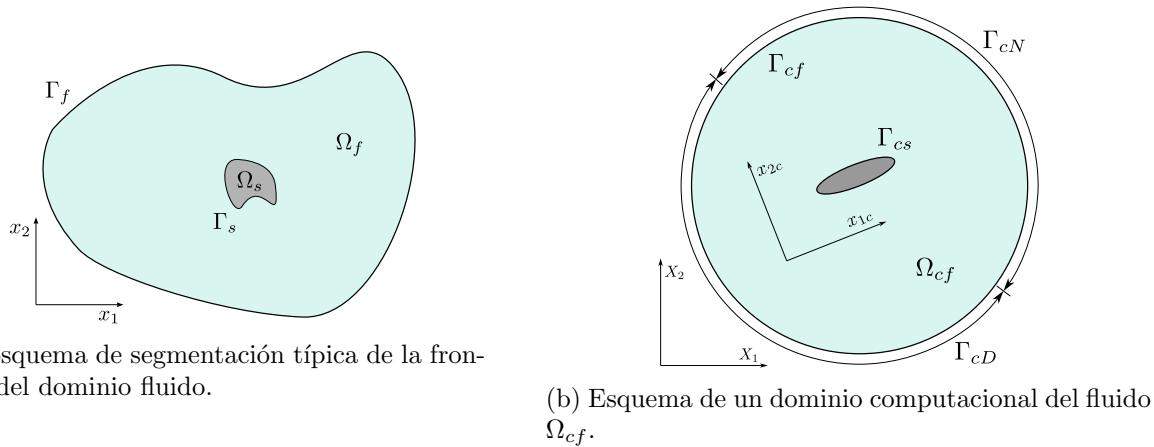


Figura 1: Esquemas del dominio fluido y de un dominio computacional bidimensional. x_{1c}, x_{2c} : coordenadas del sistema de referencia no inercial del dominio computacional. X_1, X_2 : coordenadas del sistema inercial.

La figura 1a muestra un esquema del dominio de interés. Ω_f y Ω_s representan el dominio fluido y sólido respectivamente, ambos en contacto a través de una frontera Γ_s , superficie externa de la aeronave. Ω_s se mueve libremente inmerso en Ω_f con un movimiento prescrito. $\tilde{\Gamma}_f = \Gamma_f \cup \Gamma_s$ es la frontera de Ω_f . Γ_f , es una frontera no física, permanece siempre lejos de Γ_s , en el caso a modelar: $\Gamma_f \rightarrow \pm\infty$. Las fronteras no tienen influencia en el movimiento del fluido en cercanías del sólido.

Dadas las condiciones enunciadas, el problema se puede formular o representar - por conveniencia - siguiendo al menos dos alternativas factibles. Una donde el dominio computacional tiene movimiento arbitrario prescrito siguiendo en todo momento el movimiento del sólido. Las cantidades cinemáticas son siempre relativas a un referencial inercial, formulación ALE (Arbitrary Lagrangian-Eulerian) [5]. La otra alternativa, utilizada en este trabajo, consiste en analizar el fluido en un referencial no-inercial solidario siempre al cuerpo rígido. El dominio computacional es estático, el desplazamiento se introduce de manera indirecta vía condiciones de borde y términos fuentes en las ecuaciones de la dinámica del fluido con origen en las aceleraciones del referencial. Las cantidades cinemáticas son siempre relativas al referencial no-inercial. El fluido se modela como uno viscoso, incompresible e isotérmico, las ecuaciones de Navier-Stokes formuladas en un referencial no-inercial determinan su dinámica:

$$\nabla \cdot \mathbf{v} = 0 \quad ; \quad \frac{\partial \mathbf{v}}{\partial t} + \mathbf{v}_r \cdot \nabla \mathbf{v} = -\frac{1}{\rho} \nabla p + \nu \nabla^2 \mathbf{v} + \mathbf{g} - [\mathbf{a}_R + \dot{\mathbf{\Omega}} \times \mathbf{r} + 2\mathbf{\Omega} \times \mathbf{v} + \mathbf{\Omega} \times (\mathbf{\Omega} \times \mathbf{r})] \quad (1)$$

con \mathbf{v} la velocidad del fluido relativa al referencial no-inercial, ρ la densidad del fluido de viscosidad ν , p es la presión y el término entre $[.]$ corresponde a la aceleración del referencial no-inercial (especificada por la maniobra en el caso puntual de interés). \mathbf{a}_R , $\mathbf{\Omega}$ y $\dot{\mathbf{\Omega}}$ son la aceleración rectilínea, velocidad y aceleración angular del referencial respectivamente, con \mathbf{r} la coordenada espacial. El problema (1) queda completamente definido especificando condiciones de contorno apropiadas para las variables primitivas y valores que adoptan para algún tiempo inicial $t = t_0$. Como esquema numérico se utiliza uno de pasos fraccionados [14], donde desde las ecuaciones de NS propuestas se obtiene el siguiente conjunto de ecuaciones diferenciales consistentes:

$$\begin{aligned} \hat{\mathbf{v}} &= \mathbf{v}^t + \delta t \left(-\mathbf{v}_r^t \cdot \nabla \mathbf{v}^t + \nu \nabla^2 \mathbf{v}^t + \mathbf{g}^t - [\mathbf{a}_R^t + \dot{\mathbf{\Omega}}^t \times \mathbf{r}^t + 2\mathbf{\Omega}^t \times \mathbf{v}^t + \mathbf{\Omega}^t \times (\mathbf{\Omega}^t \times \mathbf{r}^t)] \right) \\ \frac{\rho}{\delta t} \nabla \cdot \hat{\mathbf{v}} &= \nabla^2 p^{t+\delta t} \\ \mathbf{v}^{t+\delta t} &= \hat{\mathbf{v}} - \frac{\delta t}{\rho} \nabla p^{t+\delta t} \end{aligned} \quad (2)$$

el superíndice t indica un estado temporal de la variable, y δt el paso temporal. Este método hace una primera aproximación al campo de velocidad $\mathbf{v}^{t+\delta t}$ mediante $\hat{\mathbf{v}}$, una velocidad que satisface la ecuación de evolución contemplando únicamente fenómenos difusivos y convectivos, sin contribuciones de la presión p . Luego, se consideran las contribuciones de la presión para evolucionar desde $\hat{\mathbf{v}}$ hacia $\mathbf{v}^{t+\delta t}$. En esencia se desacoplan los efectos difusivos y convectivos de los originados por la presión, y esta actúa para forzar la restricción de incompresibilidad. $p^{t+\delta t}$ es una aproximación a la presión ya que se obtiene utilizando $\hat{\mathbf{v}}$. Luego, conocido $\hat{\mathbf{v}}$ y $p^{t+\delta t}$ se puede encontrar una aproximación a $\mathbf{v}^{t+\delta t}$.

Se utiliza el método de elementos finitos, con distribuciones lineales de las variables del problema, para discretizar en el espacio el conjunto de ecuaciones (2) del esquema numérico propuesto. La formulación propuesta para la dinámica del fluido (1) presenta una ventaja significativa, ya que no es necesario recalcular las matrices elementales en cada paso de tiempo, como ocurre en las formulaciones convencionales de Elementos Finitos con dominios en movimiento. Como la discretización de los términos convectivos producen inestabilidad numérica, para lograr un correcto comportamiento del algoritmo se deben añadir términos de estabilización. En este trabajo se utiliza el método de estabilización OSS (*Ortogonal Subscale Stabilization*) [11, 3]. En todos los casos que se analizan se utilizó un modelo de turbulencia algebraico de Smagorinsky [13].

La elección del dominio computacional $\Omega_{cf} \subset \Omega_f$ es una de compromiso entre precisión del resultado y costo computacional. Se elige Ω_{cf} tan pequeño como sea posible tal que sus fronteras ficticias Γ_{cf} estén suficientemente lejos de Γ_{cs} y no alteren la solución introduciendo perturbaciones indeseadas en el campo de movimiento. En los problemas abordados Ω_{cf} es - por simplicidad - un cilindro (infinito) para el caso bidimensional y una esfera para el tridimensional. En la figura

1b se muestra un esquema de un dominio bidimensional, donde la geometría del cuerpo que se analiza (elipse en tonos oscuros) permanece siempre en la región central, lejos de las fronteras. Se distinguen dos tipos de condiciones de borde de interés, de Dirichlet donde se impone el valor de la variable \mathbf{v} en una región $\Gamma_{fD} \subset \tilde{\Gamma}_{cf}$; y de Neumann donde se imponen los flujos normales de las variables en a región $\Gamma_{fN} \subset \tilde{\Gamma}_{cf}$:

$$v_i = f_i(\mathbf{x}_{s_D}, t) \quad , \quad \mathbf{x}_{s_D} \in \Gamma_{cD} \quad ; \quad \sigma_{ij} n_j(\mathbf{x}_{s_N}, t) = h_i(\mathbf{x}_{s_N}, t) \quad , \quad \mathbf{x}_{s_N} \in \Gamma_{cN} \quad (3)$$

con $f_i(\mathbf{x}_s, t)$ y $h_i(\mathbf{x}_{s_N}, t)$ funciones conocidas. En la figura 1a se muestra una segmentación esquemática de la frontera $\tilde{\Gamma}_{cf} = \Gamma_{cD} \cup \Gamma_{cN}$. Sobre la frontera sólida Γ_{cs} se imponen condiciones de borde dadas por ley de pared. La frontera externa de Γ_{cf} está segmentada en dos partes de igual tamaño, en Γ_{cD} se impone la velocidad, en Γ_{cN} tracción normal nula. En el esquema de la figura se enfatiza la existencia de dos referenciales, uno no-inercial solidario al dominio computacional (x_{1c}, x_{2c}) , y otro inercial fijo en el espacio (X_1, X_2) . Las condiciones de borde y los términos fuentes de aceleración contienen información sobre el movimiento arbitrario acelerado del dominio computacional. En este sentido, las condiciones de borde de velocidad tienen la dirección opuestas al movimiento de la frontera relativo al referencial inercial. Como el movimiento del cuerpo está prescrito, también lo está el del dominio computacional, el término fuente que contiene el aporte no-inercial de las aceleraciones y las condiciones de borde para todo tiempo.

DERIVATIVAS ESTÁTICAS Y DINÁMICAS

Las fuerzas y momentos que actúan sobre una aeronave dependen de forma compleja de valores actuales y pasados de diversas variables, como el ángulo de ataque, la velocidad del flujo, etc. Para simplificar el modelo se formula la hipótesis de que las variaciones en el flujo son lentas y la masa e inercia del vehículo son mayores que la masa de aire que lo rodea. Bajo estas hipótesis se puede considerar que el flujo es quasi-estacionario. De la hipótesis anterior se exceptúan los efectos de rotación q y de la frecuencia reducida κ . De esta forma, un coeficiente aerodinámico se puede escribir con la siguiente relación funcional:

$$C_i = f_i(\alpha, \beta, \text{Ma}, \text{Re}) + g_i(q) + h_i(\kappa) \quad , \quad i = L, D, Y, m, l, n \quad (4)$$

donde el subíndice i se utiliza para indicar los tres coeficientes de fuerza: de sustentación C_L , de resistencia C_D , y de fuerza lateral C_Y ; y los tres coeficientes de momento: de cabeceo C_m , rolido C_l y guiñada C_n . Las direcciones positivas de fuerzas, momentos y rotaciones se indica en el esquema de la figura 2e. La función f_i en (4) se utiliza para representar efectos estáticos que dependen del ángulo de ataque α , de deslizamiento β , número de Mach (Ma) y de Reynolds (Re). Las función g_i contempla contribuciones de la velocidad de rotación q ; mientras que h_i los movimientos oscilatorios a través de la frecuencia reducida κ (se define a posteriori).

EVALUACIÓN NUMÉRICA DE LAS DERIVATIVAS

Las derivativas estáticas C_{ij} , $i = L, D, Y, l, m, n$ y $j = \alpha, \beta, p, q, r$ se obtienen de manera clásica utilizando expresiones en diferencias para evaluaciones de C_i a diferentes j . Las derivativas dinámicas C_{ij} , $j = \dot{\alpha}, \dot{\beta}, \dot{p}, \dot{q}, \dot{r}$ (con la combinación ij que corresponda según la relación funcional adoptada) se obtienen de una combinación de maniobras apropiadas - más elaborado que el caso estático - que permiten recuperar coeficientes de fuerzas y momentos de manera desacoplada (en fase y fuera de fase con una excitación externa).

Por claridad se presenta el caso de fuerzas y momentos longitudinales, los casos de fuerzas laterales, momento de rolido y guiñada tienen un tratamiento análogo [12, 10]. En [7, 4] se pueden encontrar detalles de la formulación presentada en esta sección. Se considera que las fuerzas y momentos longitudinales tienen una relación funcional en términos del ángulo de

ataque α , velocidad angular de rotación en cabeceo q , y de sus derivadas temporales $\dot{\alpha}$ y \dot{q} . A primer orden la variación de los coeficientes longitudinales δC_L , δC_D y δC_m es:

$$\delta C_i = C_{i\alpha} \delta \alpha + a C_{i\dot{\alpha}} \delta \dot{\alpha} + a C_{iq} \delta q + a^2 C_{i\dot{q}} \delta \dot{q} \quad , \quad i = L, D, m \quad (5)$$

con $a = \frac{c}{2U_\infty}$, c una longitud de referencia y U_∞ la velocidad de vuelo sin perturbaciones, lejos de la aeronave. En (5) $C_{ij} = \frac{\partial C_i}{\partial j}$, $j = \alpha, \dot{\alpha}, q, \dot{q}$. Al tomar derivada parcial respecto a cualesquiera j , el resto permanecer constante.

Obtenidas las derivativas estáticas longitudinales, las dinámicas se encuentran evaluando la respuesta a una maniobra donde se impone una oscilación armónica de la aeronave alrededor de su centro de gravedad (cg). Como las perturbaciones se plantean en el centro de rotación de la aeronave, $q = \dot{\alpha}$ y $\dot{q} = \ddot{\alpha}$. Si α_f y ω son la amplitud y frecuencia de las oscilaciones respecto el centro de rotación, se puede escribir:

$$\alpha = \alpha_0 + \alpha_f \sin(\omega t) \quad , \quad \dot{\alpha} = q = \alpha_f \omega \cos(\omega t) \quad , \quad \ddot{\alpha} = \dot{q} = -\alpha_f \omega^2 \sin(\omega t) \quad (6)$$

con α_0 un ángulo de ataque de referencia. En la figura 2d se muestra un esquema de la maniobra osculatoria impuesta. Luego de (5) se tiene:

$$\delta C_i = \bar{C}_{i\alpha} \alpha_f \sin(\omega t) + \bar{C}_{iq} \alpha_f \kappa \cos(\omega t) \quad (7)$$

con $\kappa = a\omega = \frac{\omega c}{2U_\infty}$ la frecuencia reducida, $\bar{C}_{i\alpha} = (C_{i\alpha} - \kappa^2 C_{iq})$ un coeficiente en fase con el movimiento armónico, y $\bar{C}_{iq} = (C_{i\dot{\alpha}} + C_{iq})$ uno fuera de fase. La ecuación (7) se puede interpretar como el primer término de una expansión en serie de Fourier:

$$\bar{C}_{i\alpha} = \frac{2}{\alpha_f n T} \int_0^{nT} \delta C_i(t) \sin(\omega t) dt \quad , \quad \bar{C}_{iq} = \frac{2}{\alpha_f \kappa n T} \int_0^{nT} \delta C_i(t) \cos(\omega t) dt \quad (8)$$

donde $\delta C_i(t)$ representa el incremento en el coeficiente longitudinal generado por la maniobra de oscilación de período $T = \frac{2\pi}{\omega}$.

Luego las derivativas dinámicas se obtienen a partir de tres simulaciones donde se impone un movimiento prescrito a la aeronave. Dos son de origen estático, las realizadas para determinar $C_{i\alpha}$ y C_{iq} , y una donde se encuentra δC_i a partir del movimiento oscilatorio de rotación alrededor del cg . $C_{i\dot{\alpha}}$ y $C_{i\ddot{\alpha}}$ se obtienen de manera indirecta. De (8) se obtiene $\bar{C}_{i\alpha}$, luego de su definición - y conocido $C_{i\alpha}$ - se encuentra un valor numérico para la derivativa C_{iq} . Conocido C_{iq} de una maniobra de rotación alrededor de un punto en el espacio (ver esquema de la maniobra en la figura 2a), de la definición de \bar{C}_{iq} y de (8) se obtiene $C_{i\dot{\alpha}}$.

RESULTADOS

En esta sección se presentan resultados de derivativas estáticas y dinámicas longitudinales para dos problemas de interés. Se analiza un ala infinita con una sección transversal del perfil aerodinámico NACA 0012. Este caso de prueba permite verificar el algoritmo propuesto replicando resultados conocidos [1] para el perfil aerodinámico NACA 0012. El dominio computacional es uno tridimensional emulando un ala de envergadura infinita a través de condiciones de borde de simetría. El segundo problema analizado corresponde a la evaluación numérica de las derivativas estáticas y dinámicas longitudinales de una aeronave categoría entrenador primario militar IA100-B. De esta geometría se tienen resultados [8] obtenidos con otros métodos numéricos.

DERIVATIVAS ALA INFINITA - NACA 0012

En esta sección se presentan resultados del análisis de un ala infinita donde la sección transversal es la del perfil aerodinámico NACA 0012. La geometría analizada tiene una envergadura $b = 1$ [m], y una cuerda $c = 1$ [m]. El problema se analiza a $Re = 6,8 \times 10^6$ constante para todas

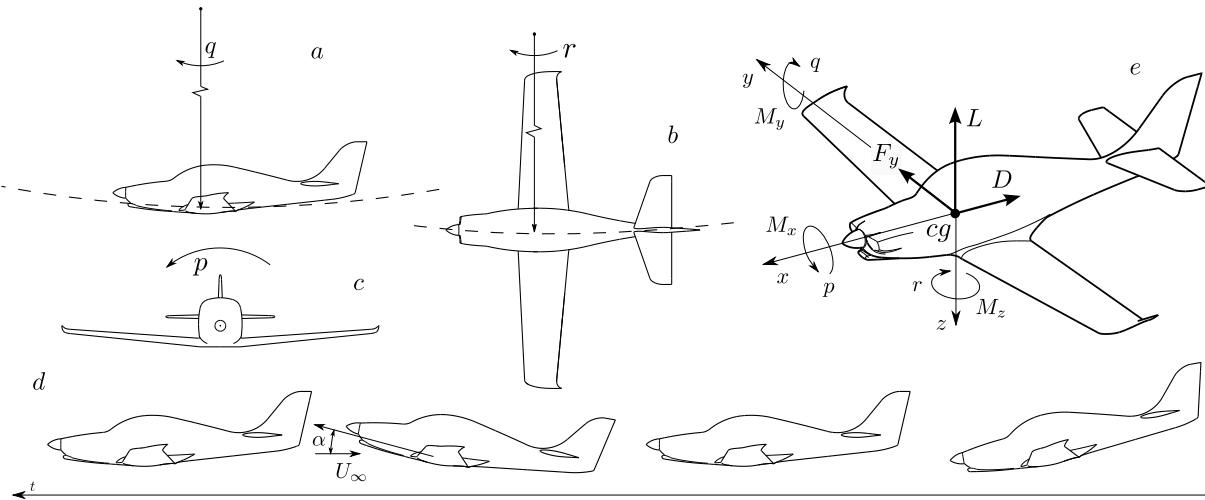


Figura 2: Esquema del movimiento impuesto a la aeronave para las maniobras analizadas. *a* : rotación a velocidad q respecto a un punto fijo. *b* : rotación a velocidad de guiñada r . *c* : rotación a velocidad de rolido p . *d* : variación armónica del ángulo de ataque α . *e* : Esquema de ejes de referencia y direcciones positivas para velocidades angulares, fuerzas y momentos sobre la aeronave.

las evaluaciones. El dominio computacional es un cilindro con el perfil posicionado en la región central, donde el punto del 50% de la cuerda coincide con el origen del sistema de referencia. Las condiciones de borde de velocidad y tracción nula se imponen sobre las fronteras como se muestra en el esquema de la figura 1b. En la tabla 1 se muestran resultados obtenidos para las derivativas estáticas y dinámicas longitudinales, en los coeficientes C_L y C_m . Debido a que las derivativas varían con la frecuencia de la perturbación, se analizan diferentes κ para evaluar su comportamiento. Se puede observar que para valores de $\kappa \leq 0,04$ $\bar{C}_{L\alpha} \rightarrow C_{L\alpha}$, luego los términos $C_{L\dot{\alpha}}$ y $C_{L\dot{q}}$ no tienen influencia en las derivativas. Los valores obtenidos que no dependen de la frecuencia son $C_{L\alpha} = 0,109$, $C_{L\dot{q}} = -0,168$, $C_{m\alpha} = 0,0265$, $C_{m\dot{q}} = -0,0283$. Estos tienen una buena correlación con los presentados en la literatura [1] ($C_{L\dot{q}} = -0,179$) o los obtenidos de manera analítica [6] ($C_{L\dot{q}} = -0,164$) para el problema bidimensional. Los valores de $C_{m\dot{q}}$ no se pueden comparar de manera directa ya que en [1] el punto de evaluación del momento no está definido de manera clara. Si bien el modelo del fluido en ambas referencias es diferente al utilizado aquí (uno no viscoso), estas comparaciones permiten validar el algoritmo utilizado para obtener los resultados presentados en este trabajo.

Los valores en la tabla 1 están expresados en términos de las variables: $\bar{q} = \frac{qc}{2U_\infty}$, $\dot{q} = \frac{\dot{q}c^2}{4U_\infty^2}$, $\dot{\alpha} = \frac{\dot{\alpha}c}{2U_\infty}$. No se dispone de resultados para comparar con las derivativas dinámicas $C_{L\dot{\alpha}}$, $C_{L\dot{q}}$, $C_{m\dot{\alpha}}$, y $C_{m\dot{q}}$ presentadas.

En la figura 3 se muestra la distribución de presión en un estado temporal para la maniobra dinámica de perturbación del ángulo de ataque junto con algunas líneas de corriente que describen el campo de velocidad.

DERIVATIVAS DE LA AERONAVE IA100-B

En esta sección se muestran resultados de la evaluación numérica de las derivativas estáticas y dinámicas longitudinales de la aeronave IA100-B. En la tabla 2a se presentan resultados de las derivativas estáticas y dinámicas longitudinales obtenidas con el algoritmo y metodología propuesta. Se muestran también resultados obtenidos con VLM [8] para algunos coeficientes disponibles. En la tabla 2b se presentan resultados de algunas derivativas estáticas laterales obtenidas. Aquí no se presentan comparaciones con VLM ya que el modelo utilizado en [8] no captura de manera apropiada las interacciones con el fuselaje, de fuerte influencia en los casos

Tabla 1: Resultados obtenidos para las derivativas estáticas y dinámicas de C_L y C_m en el problema del ala infinita con perfil aerodinámico NACA 0012. Valores constantes: $C_{L\alpha} = 0,109$, $C_{L\bar{q}} = -0,168$, $C_{m\alpha} = 0,0265$, $C_{m\bar{q}} = -0,0283$. Todas las unidades en $[1/\circ]$.

ω	κ	$\bar{C}_{L\alpha}$	$\bar{C}_{L\bar{q}}$	$C_{L\dot{\alpha}}$	$C_{L\dot{\bar{q}}}$	$\bar{C}_{m\alpha}$	$\bar{C}_{m\bar{q}}$	$C_{m\dot{\alpha}}$	$C_{m\dot{\bar{q}}}$
0.6	0.03	0.1085	-0.185	-0.0170	0.644	0.0254	-0.0745	-0.0461	1.19
0.8	0.04	0.1079	-0.181	-0.0132	0.724	0.0251	-0.0717	-0.0433	0.886
1.0	0.05	0.1072	-0.171	-0.0030	0.747	0.0247	-0.0692	-0.0408	0.710

laterales. La comparación de resultados longitudinales es válida dado que los presentados en este trabajo corresponden a bajos ángulos de ataque donde los efectos no-lineales - no capturados por VLM - se pueden despreciar. En las figuras 4, 5a y 5b se muestra el campo de velocidad sobre la superficie de la aeronave y detalles de algunas líneas de corriente en cercanía de la geometría que se analiza para maniobras de rotación longitudinal, giro y rolido respectivamente.

Tabla 2: Resultados obtenidos de algunas derivativas estáticas y dinámicas longitudinales de la aeronave analizada. Todas las unidades en $[1/\text{rad}]$.

i	$C_{i\alpha}$	$C_{i\bar{p}}$	$C_{i\bar{q}}$	$C_{i\bar{r}}$	$C_{i\dot{\alpha}}$	$C_{i\dot{\bar{q}}}$
L	5.44	-0.18	10.49	-0.18	-4.29	-5.22
	5.44	0.0	10.59	0.0	4.02	-
m	-1.05	0.10	-13.87	0.10	-6.01	-23.39
	-0.97	0.0	-14.08	0.0	-5.34	-

(a) Derivativas estáticas y dinámicas longitudinales de la aeronave analizada. $\kappa = 0,073$. En azul se indican resultados obtenidos con VLM [8].

i	C_{ip}	C_{ir}
Y	0.111	-0.260
l	0.55	0.091
n	0.097	-0.119

(b) Derivativas estáticas laterales.

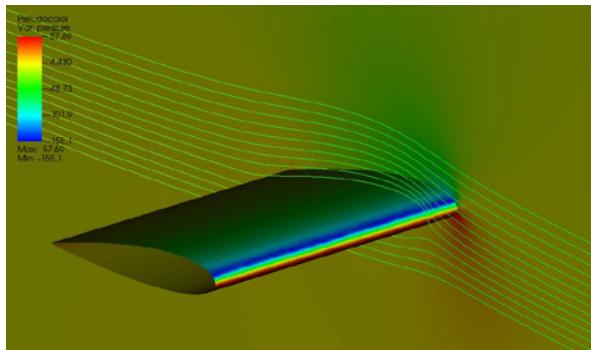


Figura 3: Distribución de presión en un estado temporal para la maniobra dinámica de perturbación del ángulo de ataque.

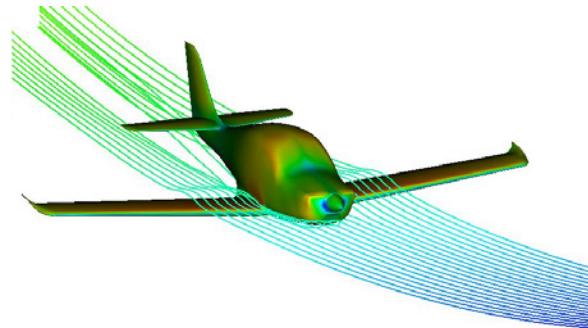


Figura 4: Campo de velocidad sobre la superficie de la aeronave y detalles de algunas líneas de corriente en cercanía de la geometría que se analiza. Maniobra de rotación longitudinal.

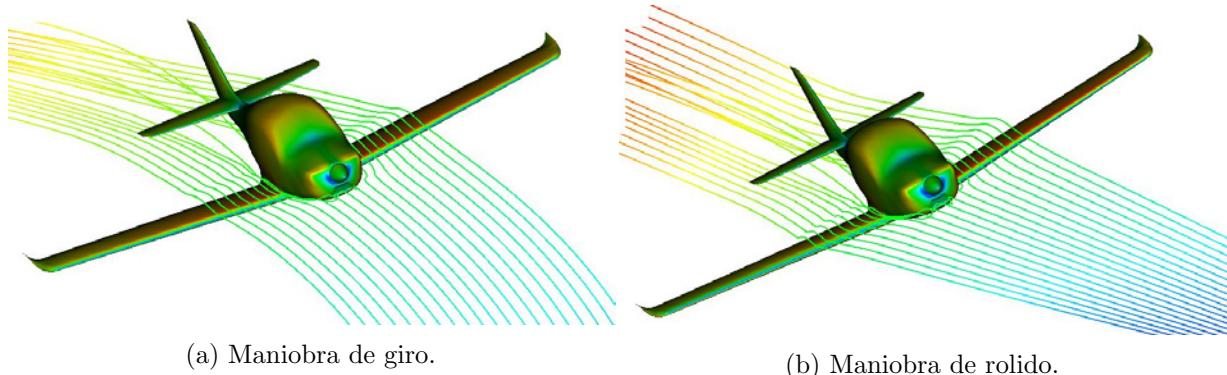


Figura 5: Campo de velocidad sobre la superficie de la aeronave y detalles de algunas líneas de corriente en cercanía de la geometría que se analiza.

CONCLUSIONES

El método y algoritmo propuesto son una herramienta numérica que permiten obtener aproximaciones confiables de las derivativas estáticas y dinámicas de una aeronave. Los resultados obtenidos en este trabajo se ajustan a los presentados en la literatura, obtenidos con otros métodos, para los problemas analizados. En especial las derivativas aerodinámicas para el ala infinita con perfil NACA 0012 tienen una buena correlación con los obtenidos utilizando un modelo de flujo potencial bidimensional. Las derivativas obtenidas de la aeronave IA100-B son comparables con los resultados obtenidos por VLM para los casos longitudinales.

REFERENCIAS

- [1] Limache Alejandro Cesar. *Aerodynamic Modeling Using Computational Fluid Dynamics and Sensitivity Equations*. PhD thesis, Faculty of the Virginia Polytechnic Institute and State University, Blacksburg, Virginia, 4 2002.
- [2] George Hartley Bryan. *Stability in Aviation. An Introduction to Dynamical Stability as Applied to the Motions of Aeroplanes*. MacMillan and Co., St. Martin's street, London, 1 edition, 1911.
- [3] Ramon Codina. Stabilization of incompressibility and convection through orthogonal subscales in finite element methods. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 190(13):1579–1599, 2000.
- [4] Andrea Da Ronch, D. Vallespin, M. Ghoreyshi, and K. J. Badcock. Evaluation of dynamic derivatives using computational fluid dynamics. *AIAA Journal*, 50(2):470–484, 2012.
- [5] Jean Donea, Antonio Huerta, J.-Ph. Ponthot, and A. Rodríguez-Ferran. *Arbitrary Lagrangian–Eulerian Methods*, chapter 14. John Wiley & Sons, Ltd, 2004.
- [6] Bernard Etkin. *Dynamics of Atmospheric Flight*. Dover, 2005.
- [7] Herman S. Fletcher. Comparison of several methods for estimating low-speed stability derivatives for two airplane configurations. Technical Report D-6531, National Aeronautics and Space Administration, 11 1971. NASA Technical Note D-6531.
- [8] Scarpin Gustavo. Dimensionamiento inicial de las superficies de control y banco de datos aerodinámico. *Informe Técnico DMA-007/20*, (B), 9 2020. Proyecto: IA-100B/C. Universidad de la Defensa Nacional, Centro Regional Universitario Córdoba - IUA, Departamento Mecánica Aeronáutica.

- [9] Andreas Hübner, Andreas Bergmann, Thomas Loeser, and Andreas Bergmann. *Experimental and Numerical Investigations of Unsteady Force and Pressure Distributions of Moving Transport Aircraft Configurations*. 2009.
- [10] Mark S. Smith. Analysis of wind tunnel oscillatory data of the x-31a aircraft. Technical Report CR-1999-208725, National Aeronautics and Space Administration - Langley Research Center, Hampton, Virginia, Feb 1999.
- [11] O. Soto, R. Loehner, and J. Cebral. *An implicit monolithic time accurate finite element scheme for incompressible flow problems*.
- [12] Klein V. and Noderer K. Modeling of aircraft unsteady aerodynamic characteristics. part 1: Postulated models. Technical Report NASA TM 109120, National Aeronautics and Space Administration - Langley Research Center, Hampton, Virginia 23681-0001, May 1994.
- [13] D.C. Wilcox. *Turbulence Modeling for CFD*. Turbulence Modeling for CFD. DCW Industries, 2006.
- [14] N. N. Yanenko. *The Method of Fractional Steps*. Springer Berlin Heidelberg, 1971.

REFRIGERACIÓN DEL MOTOR DEL IA-100/B

C. Sacco^a, E. Gonzalez Garcia^a y G. Scarpin^a

^aDepartamento de Mecánica, Facultad de Ingeniería, CRUC-IUA, UNDEF.

Email: csacco@iua.edu.ar

RESUMEN

El diseño adecuado del sistema de refrigeración del motor de un avión es esencial para garantizar su correcta operación durante todo el vuelo. La temperatura del mismo se debe mantenerse dentro de un rango muy específico, lo que hace que el diseño de las tomas de aire, los baffles, los flaps de capot y la forma del carenado motor y el capot sean críticos para lograr una refrigeración eficiente.

En este trabajo se presenta el desarrollo realizado para el avión entrenador básico IA-100 B motorizado con un motor LYCOMING 540. Los estudios se realizaron mediante simulaciones numéricas de mecánica computacional con Elementos Finitos y permitieron analizar cada uno de los elementos que componen el sistema de refrigeración del motor. En el modelo se utilizaron elementos porosos con porosidad ortotrópica para simular las aletas de refrigeración de cada cilindro y los radiadores. Para tener en cuenta posibles defectos de instalación se definieron zonas con pérdidas de caudal que emulan fallos en los sellos de los baffles.

Para asegurar el cumplimiento de los requerimientos del fabricante del motor se simularon diferentes casos variando ángulos de ataque, velocidades, alturas, condiciones ISA y potencia del motor.

Palabras clave: REFRIGERACIÓN MOTOR, ELEMENTOS FINITOS, AERODINÁMICA INTERNA

INTRODUCCIÓN

Históricamente el diseño de las tomas de aire y los elementos que componen el sistema de refrigeración de la mayoría de los aviones con motor a pistón se han realizado utilizando métodos simplificados basados en las ecuaciones integrales de la mecánica de fluidos [2], estos resultados son corregidos de forma semiempírica con una metodología desarrolladas principalmente por Lycoming [1]. Finalmente los resultados se calibraban mediante ensayos en vuelo.

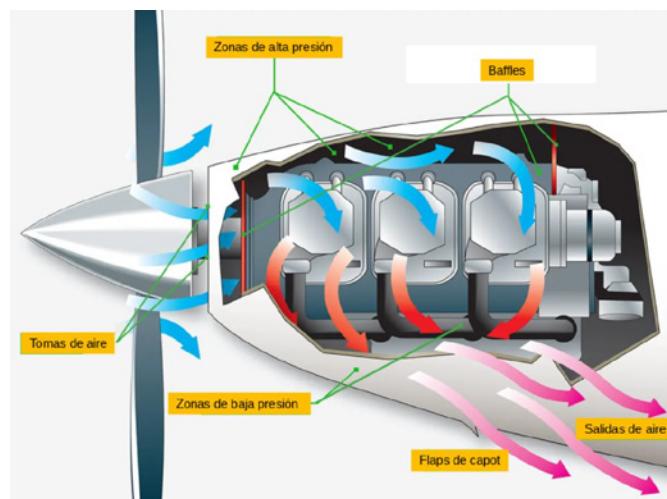


Figura 1: Esquema de enfriamiento por aire del motor.

El proceso de enfriamiento por aire de un motor de pistón se fundamenta en el flujo que circula a través de las aletas de refrigeración de los cilindros del motor. Para lograr esta circulación, es esencial establecer una región de alta presión en la parte superior del motor y una de baja presión en la parte inferior. La presión elevada en la parte superior se logra mediante las tomas de aire y una correcta estanqueidad proporcionada por los *baffles*.

En la sección inferior del motor, la baja presión se consigue mediante las salidas de aire y los flaps del capot. Una representación esquemática del sistema de enfriamiento por aire del motor de una aeronave se presenta en la Figura (1).

Para garantizar que el motor trabaje en condiciones óptimas de temperatura el fabricante brinda curvas de diferencia de presión en función del caudal de aire que circula entre la parte superior e inferior, y por otro lado, el caudal necesario para garantizar el correcto enfriamiento del motor se obtiene a partir de curvas que relacionan la temperatura exterior y la potencia del motor. En este, caso el fabricante presenta los gráficos para dos curvas de potencia, la máxima y la del 75 %. En la figura (2) se muestran las curvas utilizadas en el trabajo.

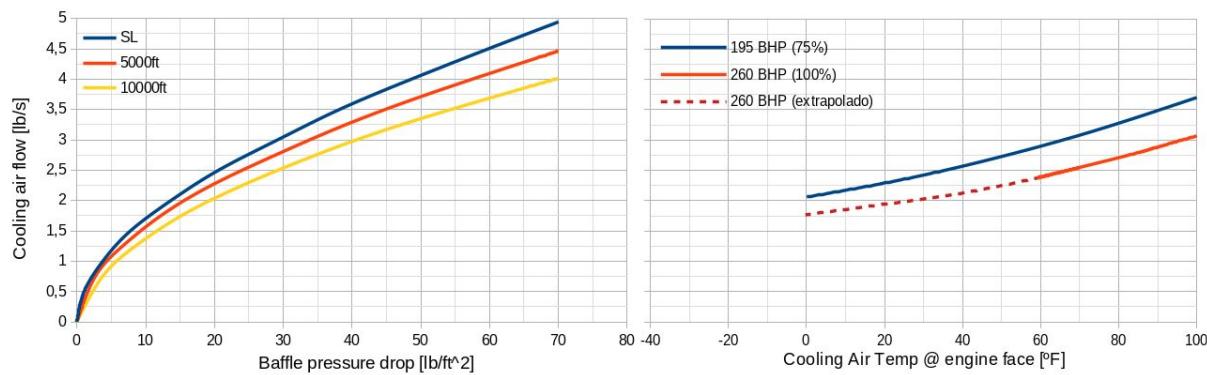


Figura 2: Curvas de refrigeración del motor LYCOMING 540.

El análisis necesario para verificar el comportamiento del flujo de aire en la zona donde se encuentra instalado el motor del avión se deben modelar teniendo en cuenta la mayor cantidad de detalles posibles (flujo interno), además este resultado es muy dependiente de las condiciones del flujo en la zona externa del avión (flujo externo). Debido a la complejidad del problema este tipo de análisis requiere el uso de métodos numéricos que permitan simular flujos transitorios viscosos.

MODELO

La simulaciones para analizar la refrigeración del motor del IA-100B se realizan mediante un código de CFD que resuelve las ecuaciones de Navier Stokes incompresibles mediante el método de Elementos Finitos [3] y [4]. Uno de los puntos a destacar es que el código incluye modelos de medios porosos que se utilizan para simular elementos como los radiadores y elementos que producen pérdidas de cargas.

El problema que se analiza presenta flujo externo y flujo interno, que están fuertemente acoplados. Por lo tanto se modeló el avión completo sin los empenajes, como se puede ver en la figura (3) y el vano motor haciendo especial énfasis en los elementos que separan las zonas de alta presión con las de baja presión (*baffles*), tomas de aire, salidas de aire y radiadores (Ver figura (4)).

Geometría del motor

El modelo del motor LYCOMING se simplificó dejando solamente los elementos principales. El punto mas importante dentro del modelo para fluido es el tratamiento que se le dá a la zona

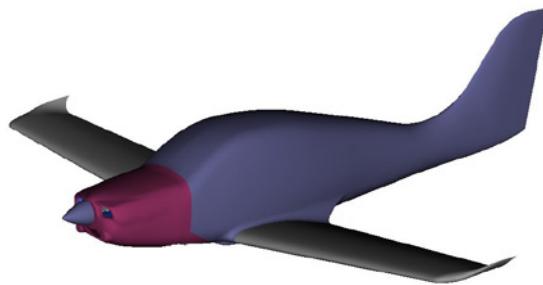


Figura 3: Modelo completo para análisis de refrigeración.

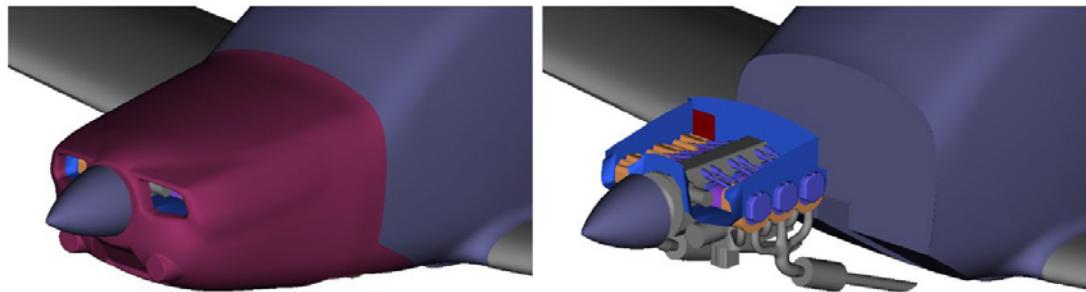


Figura 4: Detalles de la zona del *cowling* y el motor.

con aletas de refrigeración. Debido a que el espacio entre aletas es pequeño resulta muy difícil modelar dichos elementos. La solución mas adecuada es definir un medio poroso, con porosidad ortotrópica, que produzca una pérdida de carga equivalente a las aletas. En la figura (5) se puede ver la geometría del motor utilizada.

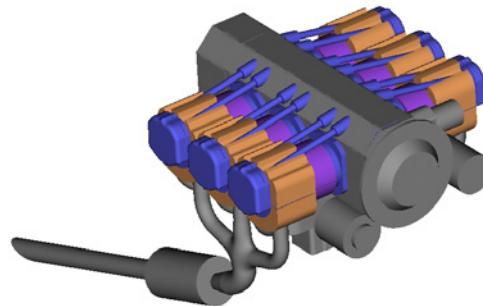


Figura 5: Modelo del motor del LYCOMING 540.

Tratamiento de las aletas. Las aletas de refrigeración de cada uno de los cilindros se simularon como un medio poroso, mientras que el resto del motor se modeló como un elemento sólido. Todas las aletas están orientadas en la misma dirección y son paralelas al plano axial del motor, por lo tanto no permiten que el flujo circule en dirección tangente al mismo.

El modelo de medios porosos implementado en el programa de simulación está definido a través de la ecuación de Darcy-Forchheimer cuya expresión es:

$$\frac{\Delta p}{l} = D\mu V + C \frac{1}{2} \rho V^2 \quad (1)$$

En esta ecuación los coeficientes D y C son vectoriales cuando se trabaja con materiales ortotrópicos.

Para el caso de las aletas se hizo un modelo simple de tres aletas y a partir de ese análisis se

definieron los valores de D y C . Estos valores luego se ajustaron con las curvas del motor en la que se presentan la caída de la presión en función del caudal para distintas alturas (Figura (2) izquierda).

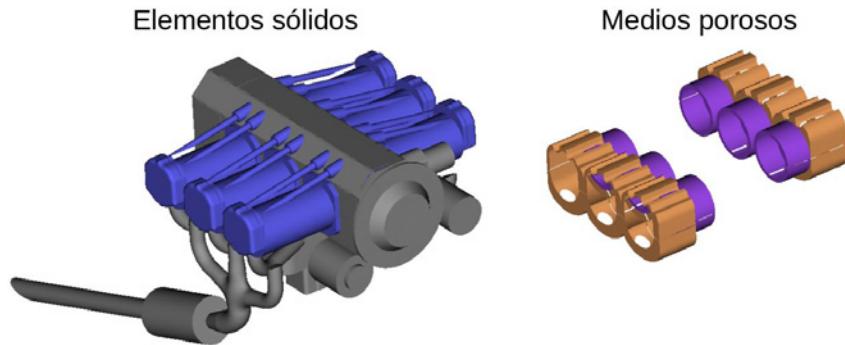


Figura 6: Detalle del motor y las aletas.

Los valores utilizados para la simulación de las aletas fueron:

$$\begin{array}{ll} D_n = 1e7 & C_n = 1e4 \\ D_{t_1} = 632756 & C_{t_1} = 140 \\ D_{t_2} = 632756 & C_{t_2} = 140 \end{array}$$

Como se puede observar se definieron mediante un sistema de referencia local donde el eje normal es ortogonal a la aleta. Para que el flujo no circula en dicha dirección se utilizan coeficiente cuyo valor es mucho mas grande.

Tratamiento del radiador El motor tiene un radiador de aceite el cual requiere un caudal de aire mínimo para garantizar la refrigeración del mismo. En este caso el radiador se simuló con la misma técnica que las aletas, mediante un medio poroso cuya caída de presión obedece a la ley de Darcy-Forchheimer. Este elemento está ubicado en la zona de alta presión, como se puede observar en la figura (7).

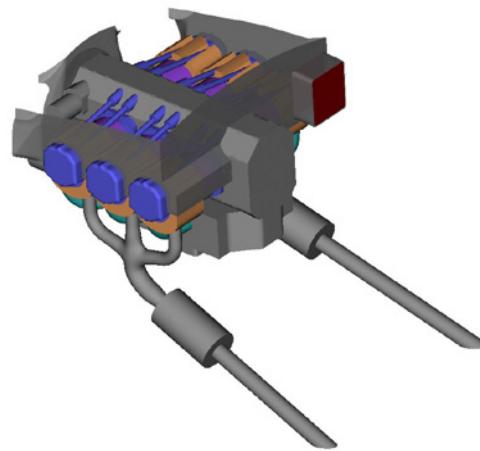


Figura 7: Modelo de los *baffles* y el radiador (en rojo).

Los coeficientes utilizados en la simulación del radiador son:

$$\begin{array}{ll} D_n = 0. & C_n = 384 \\ D_{t_1} = 0. & C_{t_1} = 1e5 \\ D_{t_2} = 0. & C_{t_2} = 1e5 \end{array}$$

Mallado

Se generó una mallado único con elementos triangulares en la superficie y elementos tetraedros en el volumen. Se fijaron condiciones de calidad para la superficie a través del *skewness* igual a 0.65 para los elementos triangulares y 0.92 para los tetraedros. Los elementos en la zona del motor tienen un tamaño mínimo de 4mm y un valor máximo de 10mm refinado según criterios de cercanía y curvatura. Para la parte externa del modelo los tamaños de elementos van desde 10mm hasta 40mm. Las mallas resultantes tienen aproximadamente 10 millones de elementos.

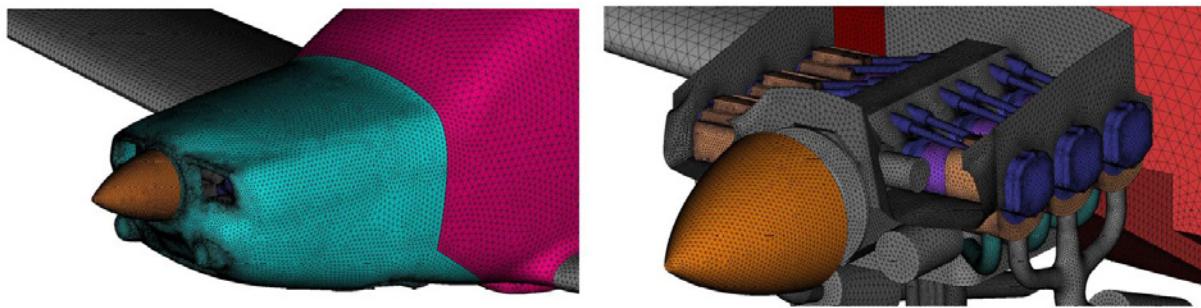


Figura 8: Detalles del mallado de superficie del modelo.

Condiciones de análisis

La correcta refrigeración del motor se debe satisfacer en todas las condiciones de vuelo. Para verificar esto se definieron casos de análisis que contemplan variaciones de distintos parámetros. Para esto se tomaron dos condiciones de vuelo; ascenso y crucero, en cada uno de ellos se modificaron el ángulo de ataque, altura, condición ISA, velocidad, potencia del motor y apertura de los flaps de capot.

Las combinaciones de las variables previamente mencionadas se agruparon en casos, y se presentan en la tabla (1).

Tabla 1: Definición de los casos de análisis.

	ISA+	Alfa [°]	Altura [ft]	TAS [m/s]	ρ [kg/m ³]	Potencia [%]	Flap
Caso 0	0	0	8000	81.23	0.9630	75	Cerrado
Caso a	0	5	8000	81.23	0.9630	75	Cerrado
Caso b	15	0	8000	83.44	0.9127	75	Cerrado
Caso c	0	0	8000	78.33	0.9630	75	Cerrado
Caso d	25	0	8000	84.88	0.8820	75	Cerrado
Caso e	0	0	6000	78.77	1.0240	75	Cerrado
Caso f	0	0	4000	54.59	1.0879	85	Cerrado
Caso g	0	0	4000	54.59	1.0879	85	Abierto 20°
Caso h	0	0	4000	54.59	1.0879	85	Abierto 40°
Caso i	25	0	4000	56.97	0.9988	85	Abierto 40°
Caso j	0	5	4000	54.59	1.0879	85	Abierto 40°
Caso k	0	0	2000	52.98	1.1549	85	Abierto 40°

RESULTADOS

Para asegurar una adecuada refrigeración del motor, se deben considerar cuatro variables: las tomas de aire, las salidas de aire, los flaps del capot y los *baffles*. Para satisfacer cada una de las condiciones de vuelo definidas en la tabla (1) se requiere un análisis exhaustivo de distintas

combinaciones de las variables involucradas que, además de cumplir con los requisitos de refrigeración, no debían penalizar excesivamente la resistencia aerodinámica del avión.

Los resultados que se presentan en este trabajo corresponden a la **configuración inicial** (propuesta con dimensionamiento empírico) y la **configuración final**. Cabe mencionar que se realizaron 9 propuesta intermedias hasta llegar a la configuración final. Para ello se realizaron mas de 50 análisis de CFD.

Análisis de la configuración inicial

Como primer paso del trabajo se analizó la configuración inicial propuesta. Para el caso definido como **Caso 0** (condición de crucero) los resultados obtenidos fueron:

- Caudal = 2.02 [Lb/s]
- Factor de recuperación 0.51

El valor del caudal obtenido presenta un déficit de mas del 21% respecto al requerido por el motor y por otro lado el factor de recuperación es extremadamente bajo ya que la literatura propone valores cercanos a 0.75 para tomas de aire bien diseñadas.

Análisis de los *Baffles*

Lo primero que requiere análisis en el sistema de refrigeración son los *baffles* del motor. Su función principal consiste en lograr la máxima estanqueidad en la región de alta presión del motor. Al mismo tiempo, deben asegurar de que el flujo de aire no experimente separaciones abruptas, ya que esto podría afectar considerablemente a la eficiencia de las tomas de aire. La propuesta inicial, se ajustó a lo largo de los sucesivas simulaciones hasta alcanzar la solución definitiva. La Figura (9) ilustra tanto la propuesta inicial como la versión final tras el proceso llevado a cabo.

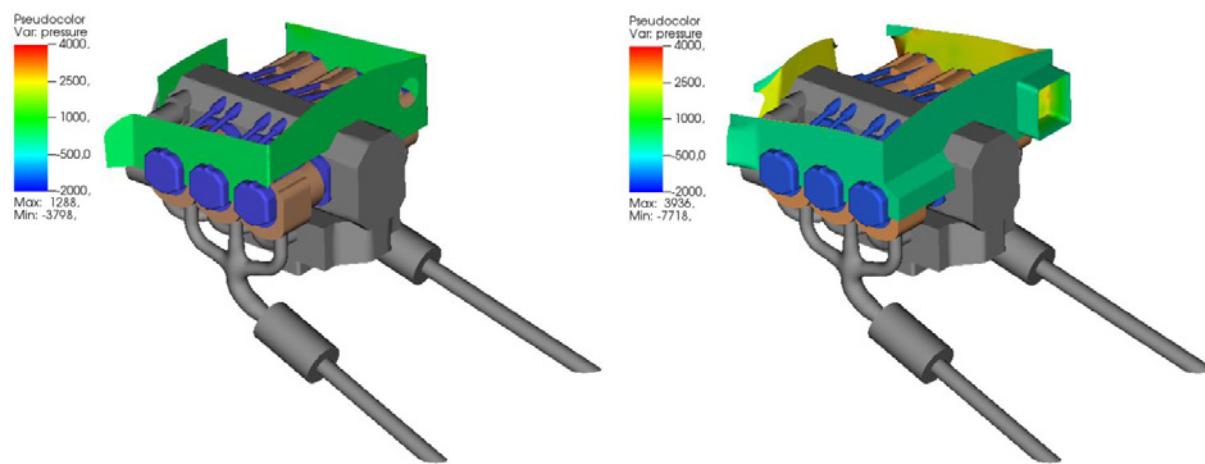


Figura 9: Comparación de la propuesta original (izquierda) y el resultado final (derecha) de los *baffles*.

Como se puede observar la presión en el interior de los *baffles* de la nueva propuesta es mucho mas alta que en la propuesta inicial. Además se cambió la posición del radiador de aceite que inicialmente estaba unido a los *baffles* mediante un conducto y pasó a estar directamente en la parte trasera de los mismos.

Análisis de las tomas de aire

El modelo inicial del avión contaba con tomas de aire que habían sido dimensionadas de forma empírica. A través de sucesivas propuestas de mejoras, las tomas de aire se fueron modificando para conseguir el caudal necesario y maximizar el factor de recuperación. Este factor representa la eficiencia de la toma de aire, representado por la relación entre la presión en el interior del vano motor respecto de la presión total. En un principio se verificó cada uno de los modelos para la condición de crucero (caso 0 de la tabla (1)), en caso de cumplir se continuó con el resto de los casos.

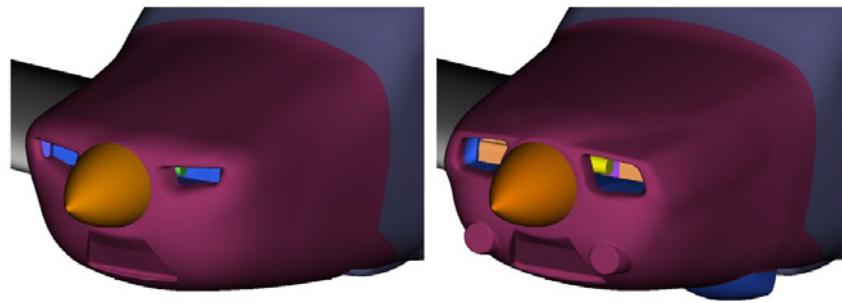


Figura 10: Comparación de la propuesta original (izquierda) y el resultado final (derecha) de las tomas de aire.

En la figura (10) se puede ver la modificación de las tomas de aire (aumento considerable del área) lo que requirió una modificación de la linea de forma del *cowling*. Otra modificación importante se dio en la parte interna de las tomas para evitar el desprendimiento del flujo (ver figura (11)).

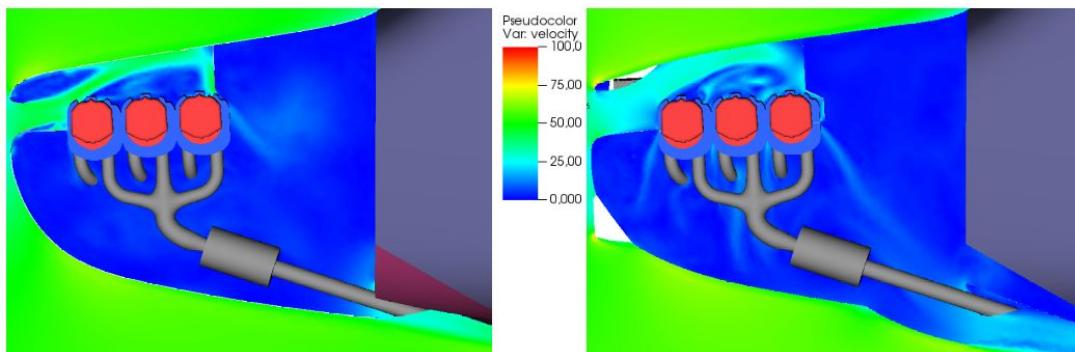


Figura 11: Corte longitudinal que muestra el flujo interno en las dos configuraciones.

En la figura anterior, donde se muestra un corte a la altura de la mitad de la toma de aire izquierda, se puede observar que el flujo en la nueva configuración es mas homogéneo. Por otro lado, se puede observar como se modificó la zona interna el labio superior de la toma para evitar el desprendimiento del flujo. Otro punto destacable de la nueva propuesta de *cowling* es el considerable aumento de la salida de aire.

Análisis de las salidas de aire y los flaps de capot

Las salidas de aire del avión se diseñaron para generar baja presión en la zona inferior del vano motor, esto complementa a las tomas de aire para mejorar el caudal circulante por el motor.

En el caso de los flaps de capot se diseñaron para generar un aumento de caudal en los casos críticos como el ascenso y ciertas condiciones de vuelo con elevada temperatura ambiente (ISA+25). En este caso los flaps de capot pueden regular su apertura, siendo la máxima 40°.

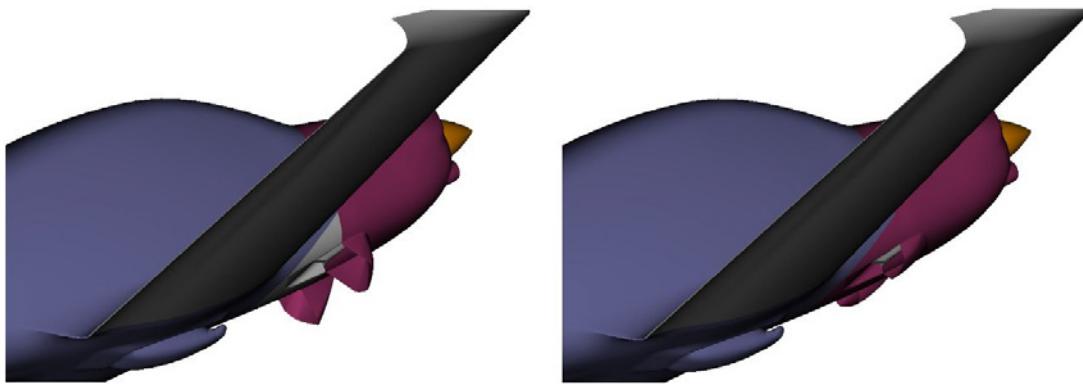


Figura 12: Flaps de capot abiertos (izquierda) y cerrados (derecha).

Resultados de la configuración final

Los resultados obtenidos para todos los casos definidos en la tabla (1) se presentan en las dos tablas siguientes. En la primera de ellas (tabla (2)) se muestra el caudal (Q) requerido (obtenido de las curvas de la figura (2)) que depende de la temperatura externa y la potencia del motor, el caudal obtenido en la simulación y la diferencia en porcentaje entre ambos. Como se puede observar en la mayoría de las condiciones de vuelo se cumple con el requerimiento de caudal del fabricante, sin embargo hay algunas condiciones en las que no se satisface el caudal mínimo necesario (Caso d, Caso f y Caso i). Estas condiciones son dadas con temperatura externa muy elevada (ISA+25) y se pueden subsanar utilizando mezcla rica para o modificando la velocidad de vuelo.

Tabla 2: Definición de los casos de análisis.

Caso	Temp face [° F]	Q requerido [Lb/s]	Q obtenido [Lb/s]	Diferencia %
Caso 0	30.56	2.45	2.9941	22.21
Caso a	30.56	2.45	2.9733	21.36
Caso b	57.50	2.80	2.9936	6.92
Caso c	30.56	2.45	2.8693	17.11
Caso d	75.60	3.20	2.7213	-14.96
Caso e	37.60	2.60	3.1746	22.10
Caso f	44.78	2.50	2.3369	-6.52
Caso g	44.78	2.50	2.5639	2.56
Caso h	44.78	2.50	2.7483	9.93
Caso i	89.80	3.20	2.6030	-18.66
Caso j	44.78	2.50	2.5163	0.65
Caso k	51.90	2.60	2.7954	7.52

En la tabla (3) se presentan los valores de presión en la zona de los *baffles*, en el vano motor y finalmente se presenta el factor de recuperación. Para el cálculo de las presiones se tomaron 6 puntos en cada zona y se promediaron. Estos puntos se ubican sobre los cilindros, tanto en la parte superior como en la parte inferior.

Si se comparan los resultados obtenidos con los de la configuración inicial se puede ver que se logró una mejora sustancial, ya que el caudal está por encima del valor requerido en casi todos los casos y factor de recuperación promedio es del orden de 0.71, alcanzando el máximo valor de 0.747 para la condición de crucero.

Si bien los principales resultados para evaluar cada una de las propuestas fueron el caudal de aire que circula a través de las aletas del motor, el salto de presión entre las zonas de presión alta y baja y el factor de recuperación, también se utilizaron resultados cualitativos como los son

Tabla 3: Definición de los casos de análisis.

Caso	P baffles [Pa]	P vano [Pa]	ΔP [Lb/ft ²]	F recuperación
Caso 0	2374.0	21.8	49.40	0.747
Caso a	2325.7	31.9	48.17	0.732
Caso b	2371.0	30.8	49.14	0.746
Caso c	2165.7	39.2	44.66	0.733
Caso d	2160.3	39.0	44.55	0.680
Caso e	2336.7	35.8	48.32	0.735
Caso f	1168.7	9.3	24.35	0.721
Caso g	1187.0	-316.3	31.57	0.732
Caso h	1123.5	-475.0	33.57	0.693
Caso i	1116.7	-483.0	33.59	0.689
Caso j	1140.8	-271.0	29.65	0.704
Caso k	1084.0	-483.2	32.91	0.669

las líneas de corriente. A través de las mismas se puede ver la forma en que circula el aire y da una idea clara de zonas de flujo de baja energía y zonas con desprendimientos. En la figura (13) se muestran las líneas de corriente para la configuración final.

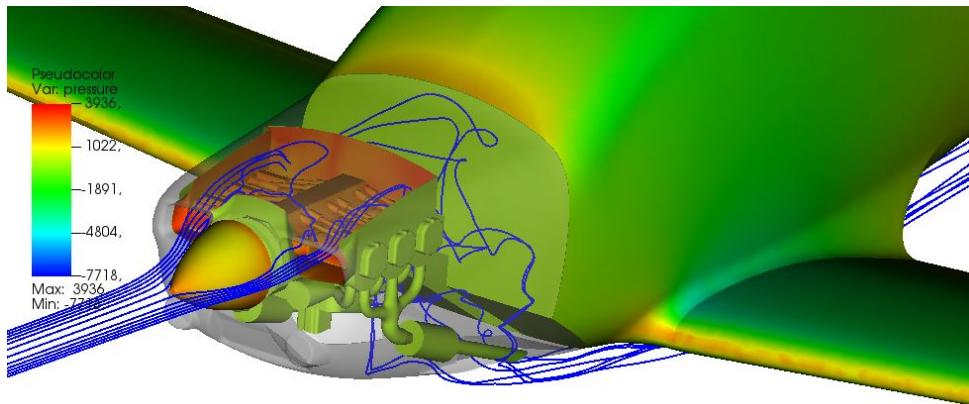


Figura 13: Visualización del flujo mediante líneas de corriente.

Los resultados obtenidos en esta etapa se deberán verificar mediante diversos ensayos en vuelo con los cuales, mediante mediciones de temperaturas de cabeza de cilindro y caudales de aire circulante, se podrá optimizar el funcionamiento del sistema de refrigeración.

CONCLUSIONES

En el trabajo se presentan de forma resumidas las tareas realizadas para mejorar el sistema de refrigeración del motor del IA-100/B. Se trabajó en los cuatro elementos principales que componen el sistema de refrigeración y se verificó el cumplimiento de los requerimientos del fabricante para cada una de las condiciones de vuelo. En una siguiente etapa de diseño se deben verificar cada uno de los elementos desde el punto de vista estructural y determinar posibles interferencias entre los distintos elementos.

REFERENCIAS

- [1] Anonymous. Installation design for engine cooling, avco lycoming division, avco corporation, an in-house manual available from lycoming on request, 1950.

- [2] Barnes W. MacCormick. *Aerodynamics Aeronautics and Flight Mechanics - Second Edition*. John Wiley Sons, INC, New York, 1979.
- [3] C. Sacco, E. Gonzalez, and F. Giuggioloni. Cálculo de Aerodinámica de vehículos de carreras. In J. Smith, editor, *Procceding MECOM 200*, pages 1494–1507, 2005.
- [4] C. Sacco, E. Gonzalez, and F. Giuggioloni. Análisis de la aerodinámica de un vehículo de competición. In A. Cardona, editor, *Mecánica Computacional*, pages 83–94, 2006.



7º Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica



UNIVERSIDAD
NACIONAL
DE LA PLATA

Instalación experimental para la visualización con humo de fenómenos no estacionarios cíclicos

Santiago Pezzotti (1), Juan A. Cárdenas-Rondón (2), Vicente Nadal Mora (1), Joaquín Piechocki (1)

(1) *UIDET GTA GIAI, Facultad de Ingeniería, Departamento de Ingeniería Aeroespacial, Universidad Nacional de La Plata, 1900, Buenos Aires, Argentina*

(2) *Universidad Politécnica de Madrid. Instituto Universitario de Microgravedad "Ignacio Da Riva" (IDR/UPM), Plaza Cardenal Cisneros, 3, Madrid, 28040, España.*

Santiago Pezzotti: santiagopezzotti@gmail.com

Palabras claves: ESTUDIO EXPERIMENTAL, TÚNEL AERODINÁMICO, VISUALIZACION

Resumen

El objetivo de este trabajo es presentar de forma detallada la instalación experimental para ensayos en túnel aerodinámico con visualización de humo desarrollado en el GIAI (Grupo de Ingeniería Aplicada a la Industria - UIDET GTA-GIAI de la Universidad Nacional de La Plata) y utilizado en colaboración con el Instituto Universitario de Microgravedad “Ignacio Da Riva” de la Universidad Politécnica de Madrid (IDR/UPM).

Se desarrolló una instalación experimental, compuesta por un túnel aerodinámico de baja velocidad, una máquina de generación de humo y un sistema de iluminación estroboscópica, la cual se ha mostrado eficaz para el estudio de fenómenos no estacionarios de naturaleza cíclica. Dos campos de estudio se han desarrollado con esta instalación: por un lado, el estudio del efecto Magnus sobre cuerpos cilíndricos en rotación, para diferentes velocidades angulares y del aire [1, 2] y, por otro, el estudio de placas planas oscilando con vibración forzada a torsión. Este último campo de estudio se ha iniciado recientemente en colaboración con el IDR/UPM y se ha enfocado en el análisis del flujo alrededor de una placa plana oscilando en cabeceo con amplitud constante, diferentes ángulos medios y diferentes frecuencias. El objetivo de este trabajo de colaboración es complementar los estudios de inestabilidades aerodinámicas a torsión llevadas a cabo previamente [3, 4].

Ambos estudios serán empleados en este trabajo como casos de estudio para explicar los componentes, el funcionamiento y los trabajos futuros de la instalación experimental analizada.

Introducción

El túnel aerodinámico de baja velocidad descripto en el presente trabajo ha sido desarrollado con el objeto de realizar dos tipos de ensayos: uno de mediciones de fuerzas de sustentación y resistencia aerodinámicas, y otro de visualización de flujo en torno a modelos sometidos a rotación para el estudio del efecto Magnus [1, 2]. Gracias a diferentes tipos de ensayos de fenómenos no estacionarios cíclicos es que la instalación se fue perfeccionando con el objeto de obtener visualizaciones que permitan explicar los resultados de las mediciones de fuerzas. Así mismo, mediante ensayos de interlaboratorio entre el GIAI y el IDR, se han podido realizar visualizaciones para contrastar resultados determinados en el túnel AB6 que posee dicha universidad.

Los ensayos de visualización de flujo pretenden mostrar el campo de flujo momentáneo alrededor de un cuerpo, así como desprendimientos, torbellinos y puntos de estancamiento. Como la intención principal de estos ensayos es poder visualizar fenómenos no estacionarios cíclicos, se necesita sincronizar en frecuencia el flujo respecto al movimiento de un cuerpo (rotación en caso de estudio del efecto Magnus y batimiento en caso de placas planas oscilando con vibración forzada) con el equipo de iluminación. Para esto se debe



7º Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica



UNIVERSIDAD
NACIONAL
DE LA PLATA

montar un sistema generador de humo como agente visible, un acondicionador para la cantidad de humo, una boquilla inyectora, una luz estroboscópica para sincronizar el movimiento con el flujo y una cámara de fotos para obtener una fotografía o video, según necesidad, para el análisis de flujo y posteriores mediciones indirectas de posiciones y dimensiones de desprendimientos y torbellinos.

El presente trabajo describe la instalación experimental junto a sus componentes, el funcionamiento para la determinación de visualizaciones de flujo en torno a los cuerpos, junto a algunos ejemplos de desarrollo realizados en el mismo y trabajos futuros.

Desarrollo

Instalación Experimental

Basado en la Norma IRAM 19004 (AMCA 210) se construyó un túnel de viento para la realización de ensayos aerodinámicos de fenómenos no estacionarios cíclicos. El mismo consta de las siguientes secciones y componentes:

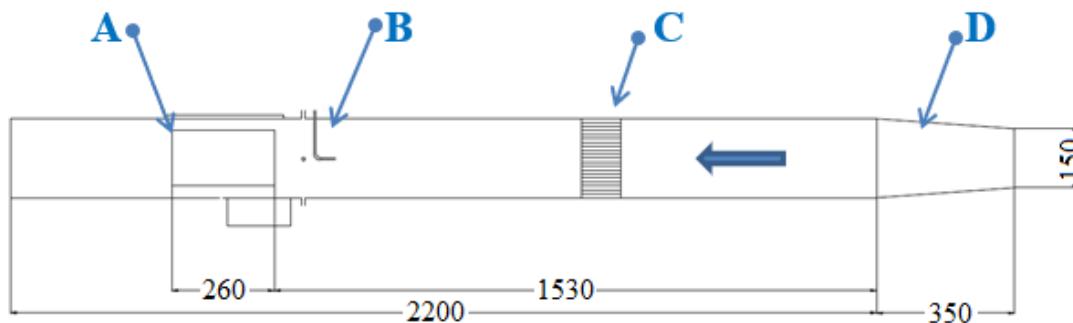


Figura 1 – Diseño del túnel de viento y sus secciones (dimensiones en mm)

A - Sección de Prueba: El túnel tiene una sección transversal de 0,2 x 0,2 m: la sección de prueba tiene una longitud de 0,3 m, donde se monta el modelo a ensayar. El interior se encuentra revestido de cartulina negra con el fin de generar contraste con la iluminación del humo. La sección de prueba está provista de dos ventanas, una lateral fija de acrílico y una superior móvil, con el objeto de acceder a los modelos. Mediante estas ventanas se realiza la iluminación del modelo en frecuencia y la toma de fotografías o videos.

En la parte inferior externa de la misma se encuentra una bancada, donde se monta la balanza para la medición de fuerzas.

B - Sección de medición de presiones: Esta sección es donde se miden las presiones estáticas y la total con el objeto de determinar la velocidad de la corriente dentro del túnel. Posee una toma de presión total en el centro y cuatro tomas de presión estáticas ubicadas una en cada pared. Las tomas de presión estática se encuentran conectadas entre sí y tienen una sola salida al medidor de presiones (ver equipamiento - Micromanómetro)

En la figura 2 se puede observar la sección de prueba y la sección de medición de presiones.



7º Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica



UNIVERSIDAD
NACIONAL
DE LA PLATA

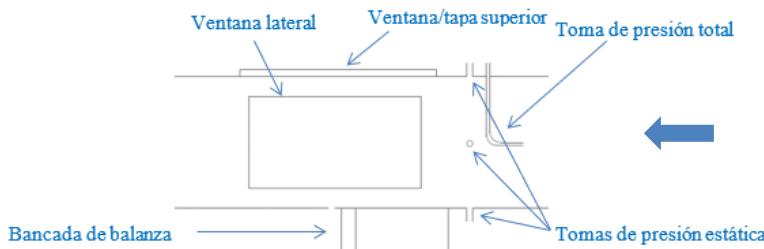


Figura 2 – Sección de prueba y sección de medición de presiones

C - Sección de enderezadores de flujo: Los mismos están construidos de caños de PVC de 2 cm de diámetro y poseen un largo de 10 cm. Se encuentran pegados entre sí y cubren toda la sección del túnel.

D - Difusor: Cumple la función de adaptar la salida del soplador al túnel. Tiene 350 mm de largo y genera una contracción del 50% de la sección del túnel.

Equipamiento

A continuación se presentan los elementos que se adicionan al túnel de viento para la realización de los ensayos:

Soplador: Es del tipo centrífugo con un caudal nominal de 7.000 m³/h. El mismo posee un motor trifásico Siemens Schuckert de 3 HP. Para obtener diferentes caudales se utiliza un variador de frecuencia que se encarga de regular la velocidad de rotación del motor.

Variador de frecuencia: Es de uso comercial marca ABB modelo ACS150. Se utiliza para poder variar la velocidad de rotación del motor del soplador y así, seleccionar el caudal deseado para el ensayo.

Micromanómetro: Micromanómetro diferencial de columna inclinada de alcohol marca R-Fuess. El mismo se conecta a las dos tomas de presión, la estática y la total; de este modo se puede conocer la presión dinámica de manera directa.

Rango: 0 – 200 mm Col. Agua. Resolución: 0,05 mm Col. Agua.

Balanza: Balanza digital marca Schwyz modelo DINDIG10N. La misma se encuentra montada sobre la bancada ubicada en el piso del túnel del lado exterior. Sobre el sensor de la balanza se encuentra montado el motor que permite el giro de los modelos.

Rango: 0 – 10 N. Resolución: 0,005 N.

Tacómetro estroboscópico: Marca Lutron modelo DT-2239A. Se utiliza dicho instrumento para la medición de las velocidades de rotación de los modelos desde afuera del túnel a través de la ventana de acrílico.

Rango: 100 – 10000 rpm. Resolución: 1 rpm.

Barómetro: Marca Druck modelo DPI740. Se utiliza para conocer la presión atmosférica en la sección de pruebas.

Psicrómetro: Se utiliza para la determinación de las temperaturas de bulbo húmedo y seco. Mediante la medición de estos parámetros y la presión atmosférica se puede determinar la densidad del aire en la sección de pruebas.

Cámara de fotos y soporte: Cámara fotográfica marca Nikon modelo D7000 sobre soporte trípode convencional de fotografía.



7º Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica



UNIVERSIDAD
NACIONAL
DE LA PLATA

Máquina de humo: Máquina de humo comercial utilizada para ambientación marca MLB modelo Z400. Posee accionamiento a distancia.

Acondicionador del humo: Sistema de cañería de acero inoxidable que permite regular el pasaje de humo necesario a la sección de prueba. De aquí sale la cañería a la boquilla inyectora de humo. Este elemento se encuentra acoplado a un sistema de extracción de humos remanentes.

Caracterización

Con el fin de conocer los perfiles de velocidad y la intensidad de la turbulencia a diferentes velocidades de la corriente se realizó una caracterización del flujo dentro de la sección de pruebas.

Con un sistema de tubo Pitot, se midió la velocidad en nueve puntos de la sección de pruebas y se calculó la velocidad media a diferentes velocidades de la corriente.

Para el estudio de la turbulencia se utilizó un sistema de medición de hilo caliente DANTEC Streamline 90N10 con el cual se midió la velocidad de la corriente en el eje longitudinal, eje x y en el perpendicular a este, eje y (Figura 3), de esta manera se determinó la intensidad de la turbulencia según el eje x .

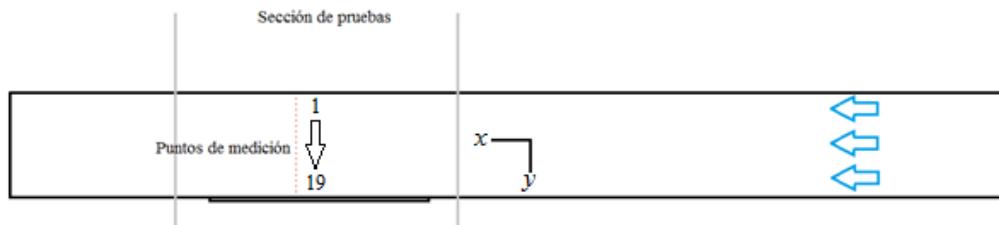


Figura 3 – Sección donde se realizó la caracterización

Se tomaron mediciones en 19 puntos, según el eje y del túnel a una altura correspondiente al centro de la sección, discretizando el ancho de la sección de pruebas del túnel cada 1 cm, para cada velocidad de ensayo. Para tal fin se dotó al túnel de una guía lineal externa con un soporte, que permitía movilizar el sensor de hilo caliente sin generar perturbaciones en las mediciones.

La intensidad de la turbulencia según el eje x del túnel de viento se sitúa entre el 2 y 3% en la zona central donde se ubican los modelos.

Instalación de visualización

Como se mencionó anteriormente, para los ensayos de visualización de fenómenos no estacionarios, se utilizó una luz estroboscópica para iluminar el cuerpo de manera lateral y una cámara montada en la parte superior (Figura 4).

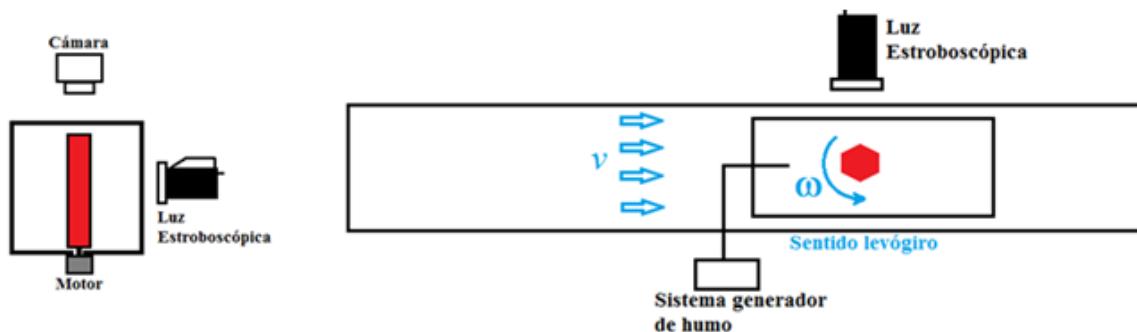


Figura 4 – Sistema completo de visualización y obtención de fotos (vista de frente y en planta)



7º Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica



UNIVERSIDAD
NACIONAL
DE LA PLATA

Ensayos relacionados al Efecto Magnus

En este tipo de ensayos el cuerpo se encontraba en rotación sobre su eje principal mediante el uso de un motor eléctrico que permitía variar su velocidad de giro mediante un variador de tensión. A su vez este conjunto se encontraba montado sobre una balanza que permitió la medición de la sustentación y la resistencia aerodinámicas. Por otro lado, se medía la velocidad de la corriente libre obteniendo, por ejemplo, los siguientes resultados:

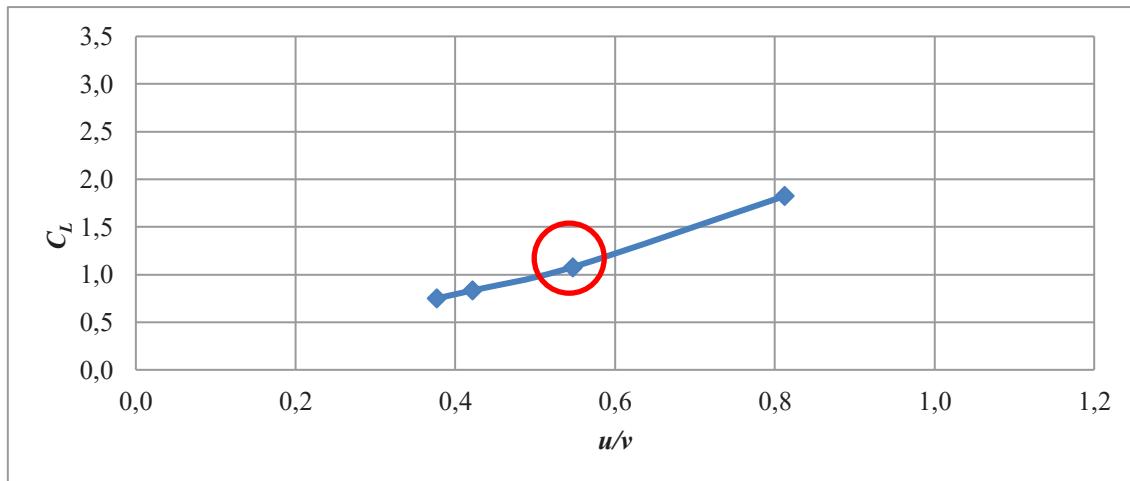
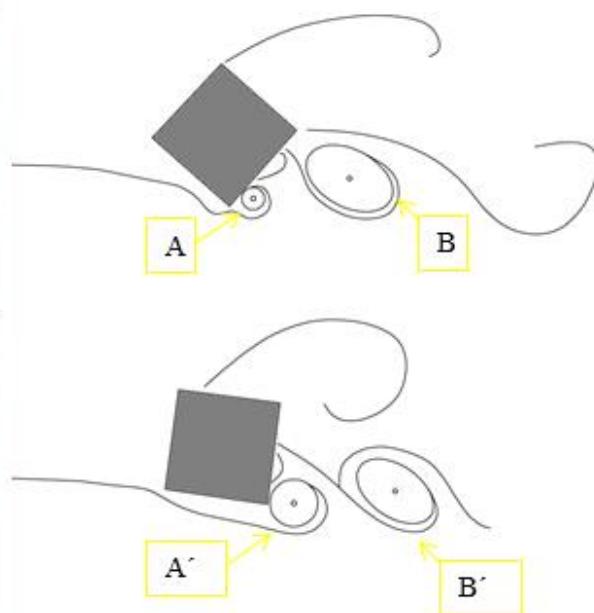
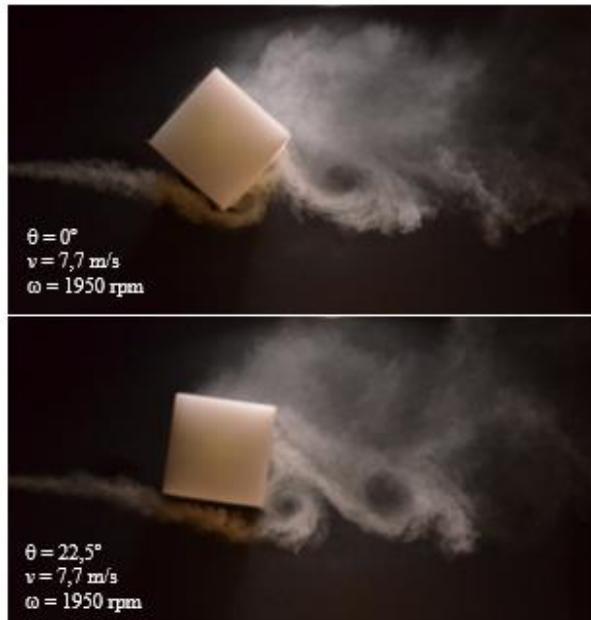


Figura 5 – Resultados de ensayo de un cuerpo cilíndrico de sección cuadrada en rotación (CL : coeficiente de sustentación, u : velocidad tangencial (w.r.) , v : velocidad de la corriente libre) El círculo rojo es el punto que corresponde a las imágenes de la Figura 6.





7º Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica



UNIVERSIDAD
NACIONAL
DE LA PLATA

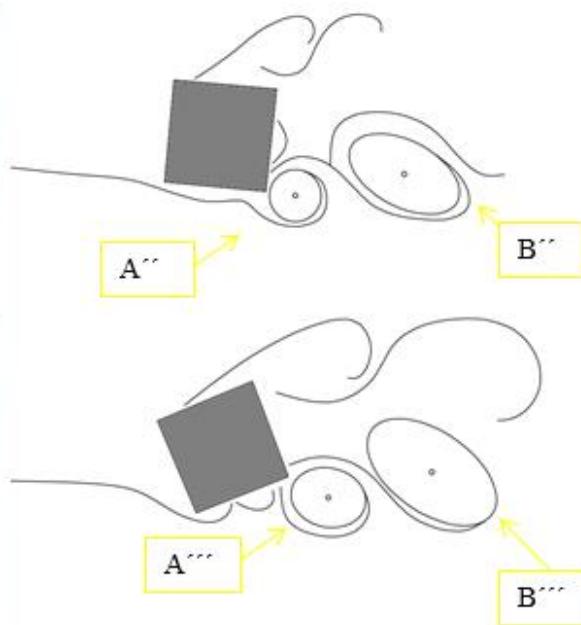
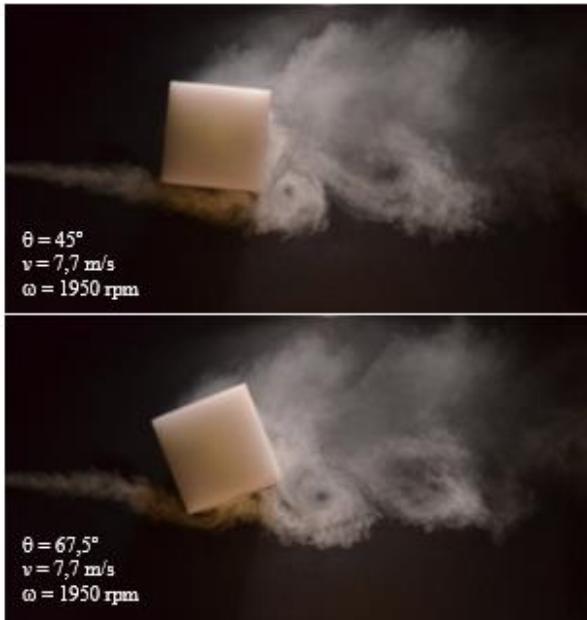


Figura 6 – Resultados de ensayo de visualización de un cuerpo cilíndrico de sección cuadrada en rotación y análisis de la posición de los torbellinos.

Este mismo ensayo se ha realizado en cuerpos cilíndricos de diferente sección (decágono, octógono, hexágono, cuadrado, triangular y placa plana (gruesa y fina). A continuación, se presentan algunos resultados a modo de ejemplo:



Figura 7 – Ejemplos de resultados de ensayo de visualización de un cuerpo cilíndrico de sección triangular y otro de una placa plana.

Ensayos relacionados a estudio de placas planas oscilando con vibración forzada a torsión

Los ensayos de visualización de placas planas oscilando se realizaron a partir del trabajo previo que se vienen llevando a cabo en el instituto IDR del ETSIAE de la Universidad Politécnica de Madrid. En dicho instituto se realizaron ensayos de medición de fuerzas y vibraciones, donde se pudieron detectar diversos comportamientos asociados a la estabilidad de la placa en función de la velocidad del viento y el ángulo de inclinación de esta [3, 4]. Para un mejor entendimiento de los fenómenos físicos que dan lugar a esos comportamientos se requieren ensayos de visualización de flujo.



7º Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica



Por tal razón se diseñó un sistema de vibraciones sinusoidales forzadas, descrito en la figura 8, y un modelo acorde a la instalación de visualización de referencia y se realizaron diversos ensayos de visualización para diferentes velocidades de la corriente libre, ángulos de inclinación y vibraciones cíclicas definidas con un motor de corriente continua y un regulador de voltaje. El montaje se realizó sobre las paredes exteriores del túnel y dentro de la sección de prueba sólo se montó la placa plana.

A continuación, se presentan los resultados obtenidos en el IDR correlacionados con las visualizaciones.

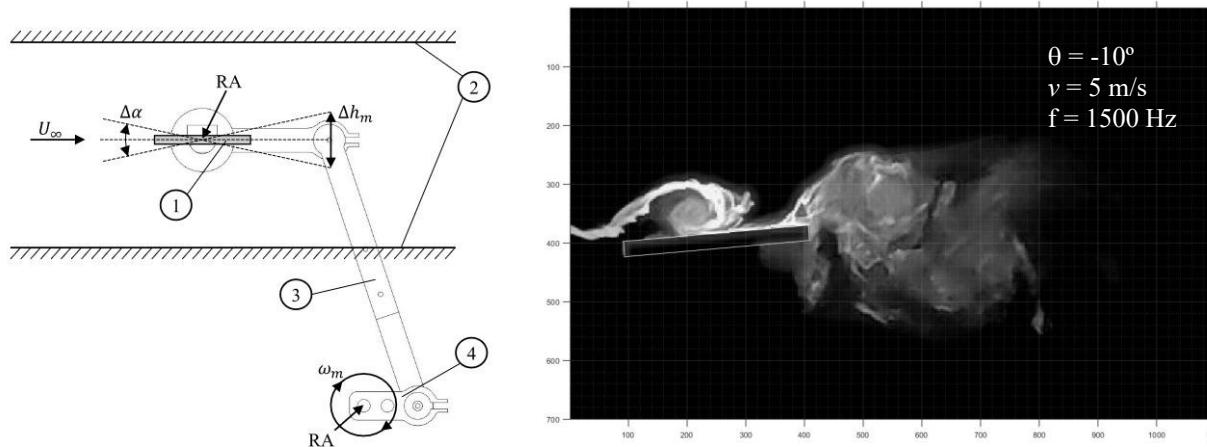


Figura 8 – Izquierda: esquema de la vista en planta del montaje de vibraciones forzadas para visualización con humo, 1) modelo de placa plana, 2) paredes del túnel, 3) biela, 4) manivela conectada al motor. Derecha: ejemplos de resultados de ensayo de visualización de una placa plana oscilando sinusoidalmente.

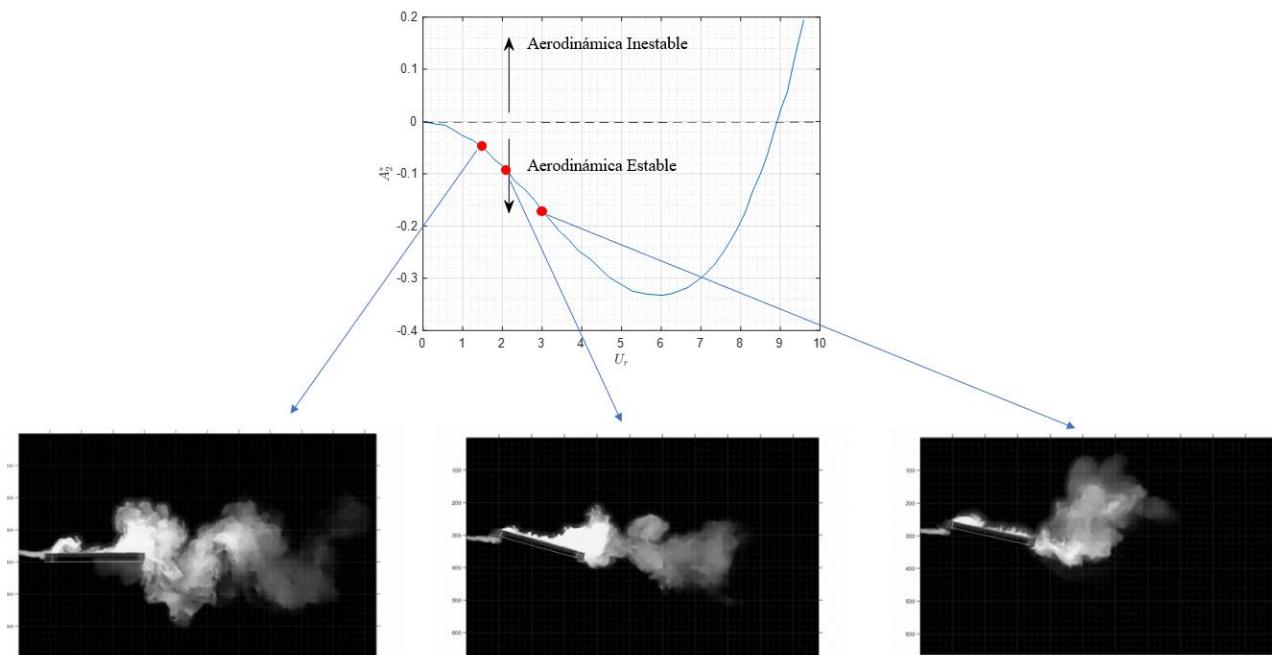


Figura 9 – Ejemplos de resultados de ensayo de medida de fuerzas y vibraciones correlacionado con los ensayos de visualización.(Gráfico: Eje x: Velocidad reducida, Eje y: derivativa aerodinámica)



7º Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica



UNIVERSIDAD
NACIONAL
DE LA PLATA

Conclusiones

Los ensayos de visualización permiten identificar y entender los comportamientos de un cuerpo con movimiento cíclico a partir de analizar el flujo entorno al mismo. En este caso, el túnel fue utilizado con el propósito de medir fuerzas aerodinámicas y visualizar los desprendimientos que expliquen el comportamiento, en el caso del efecto Magnus de la sustentación y en el caso de las placas planas oscilantes de comportamientos dinámicos (amortiguado, sub amortiguado y crítico).

Gracias a las fotografías y videos se pudo comprender el comportamiento de la generación de sustentación oscilante producida por el efecto Magnus en cuerpos de sección romana (cuadrados, triángulos) cuyos bordes afilados generan desprendimientos y torbellinos claros. Así mismo, estos estudios han permitido fundamentar los ensayos realizados en otro túnel aerodinámico y poder correlacionarlos para poder comprenderlos.

La presente instalación experimental para la visualización con humo es una herramienta que, sumada a la medición de fuerzas y vibraciones, permite completar los ensayos experimentales útiles para cualquier estudio de fenómenos no estacionarios cíclicos.

Trabajos futuros

Se prevé trabajar en la medición de la distancia de los torbellinos asociados en un mismo ensayo, y a la medición de sustentación y resistencia aerodinámicas en frecuencia con el objeto de determinar cuánto afecta la distancia de separación del desprendimiento respecto al cuerpo.

Así mismo, continuar colaborando con los ensayos en la línea que lleva el IDR asociada a la placa plana oscilando.

Referencias:

- [1] Pezzotti, S. (2016). Estudio experimental del efecto Magnus en cuerpos cilíndricos de secciones transversales diversas. Tesis Doctoral, Universidad Nacional de La Plata.
- [2] Pezzotti, S., Nadal Mora, V., Sanz Andrés, A., Franchini, S. (2019). Experimental study of the Magnus effect in cylindrical bodies with 4, 6, 8 and 10 sides. Journal of Wind Engineering & Industrial Aerodynamics, pp 1-13.
- [3] Cárdenas-Rondón, J.A., Martínez-Cava, A., Franchini, S., López-Núñez, E., Navarro, A. Rodríguez, C. (2023). Parametric analysis of a flat solar tracker stability curve using aerodynamic derivatives. 16th international Conference on Wind Engineering.
- [4] Cárdenas-Rondón, J.A., Franchini, S., Ogueta-Gutiérrez, M., Marín-Coca, S., Martínez-Cava, A., (2022). Experimental study of the relationship between the power spectral density of the incident wind and buffeting moment on a two-dimensional single-axis flat solar tracker, in: International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, pp. 1–5.

MEJORA DE CALIDAD DE FLUJO EN TÚNEL DE VIENTO

Juan Manuel Escobar, Fausto Agustín Magnou Gaudino, Facundo Diaz, Nicolás Guillermo Coppolecchia, Pablo Alfredo Caron.

Grupo de Mecánica de Fluidos, Universidad Tecnológica Nacional, Facultad Regional Haedo
Haedo, Buenos Aires, Argentina.
Email: jescobar@frh.utn.edu.ar

RESUMEN

Este artículo muestra el trabajo realizado en el denominado túnel Mayor de la UTN Facultad Regional Haedo. Este es un túnel tipo Eiffel con una zona de prueba de 1.27 x 1.27 metros y un largo de 3 metros, aproximadamente, y está equipado con un ventilador axial de 25 HP. La velocidad máxima que se alcanza en la zona de prueba es aproximadamente de 80 Km/h.

Este trabajo es parte de un proyecto cuyo objetivo es mejorar la calidad del flujo actual del túnel (no uniformidades espaciales y temporales) que afectan directamente la calidad de las mediciones.

Para lograr este objetivo, se propuso la construcción de una cámara de tranquilización que permita mejorar la uniformidad del flujo de aire a lo largo de la zona de prueba del túnel.

En este artículo se muestra el diseño propuesto y construido, la comparación de modelos de la cámara de tranquilización con los resultados experimentales obtenidos en túnel de viento. Por otro lado, se muestran simulaciones computacionales para predecir la mejora una vez montada la cámara.

Palabras clave: CALIDAD DE FLUJO, CALIBRACIÓN, PRESIÓN, VELOCIDAD, TÚNEL DE VIENTO

INTRODUCCIÓN

El Túnel Mayor de la UTN Facultad Regional Haedo es un túnel subsónico de baja velocidad de uso general, que fue originalmente diseñado para ensayar modelos a escala tanto de vehículos y estructuras terrestres como de aeronaves.

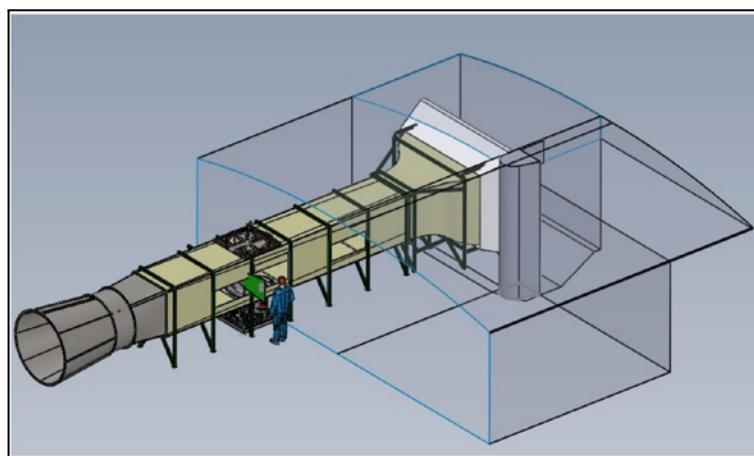


Figura 1. Vista actual del túnel de viento mayor. Modelo 3D.

Alrededor del año 2000, y en un intento por mejorar la calidad del flujo, se le agregó al túnel un *HoneyComb* inmediatamente luego de su contracción. Este dispositivo consta de chapas dobladas formando una geometría de panal de abejas que cumplen el objetivo de homogeneizar el flujo. Como refuerzo estructural, las chapas están montadas sobre una “cruz” de madera de 20mm de espesor, como se muestra en la Figura 2.

El sistema original de motorización del túnel constaba de cuatro ventiladores axiales. En los últimos años se identificó que este sistema presentaba fluctuaciones en la presión dinámica y bajo rendimiento, conduciendo a una pérdida considerable de la presión dinámica en la salida. A través de un estudio de las pérdidas de carga y análisis de la relación costo-beneficio, se exploraron dos alternativas: la modificación del sistema utilizando los cuatro ventiladores originales y la implementación de un ventilador único. El análisis reveló que el sistema de un ventilador único ofrecía un aumento en la velocidad de la cámara, una disminución del nivel sonoro y una mejora en la calidad del flujo. La empresa Ing. H. Ciarrapico Aerotécnica fabricó el ventilador con un único motor de 25Hp de 6 polos. Se instaló en el túnel junto a un difusor a la salida para la recuperación de la presión dinámica como se muestra en la Figura 1.

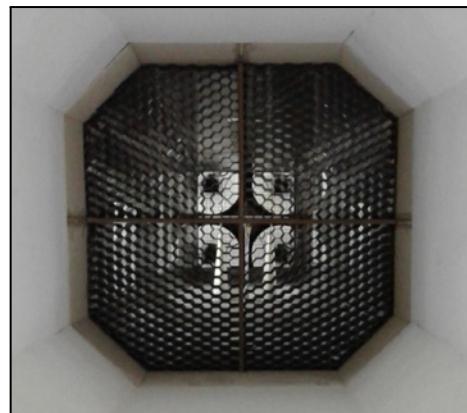


Figura 2. Vista del *HoneyComb*

Se realizaron simulaciones computacionales cualitativas de la zona lindante a la contracción del túnel. Como se observa en la Figura 3, al lado de la admisión del túnel hay una oficina que influye negativamente en el patrón de flujo. Se llegó a la conclusión de que la esquina de la oficina presentaba un borde afilado y que era responsable de gran parte de la no uniformidad y vorticidad del flujo de aire en la zona de la contracción. La adición de un radio de entrada tuvo como objetivo mitigar este problema, como se muestra en la Figura 3 izquierda en color azul. En la misma figura, observamos las simulaciones bidimensionales en un plano horizontal. En (a) sin radio de acuerdo, el flujo presenta una asimetría en su velocidad en la entrada hacia la derecha. En (b) con radio de acuerdo se mejora la simetría de velocidades por izquierda y por derecha a la entrada de la contracción.

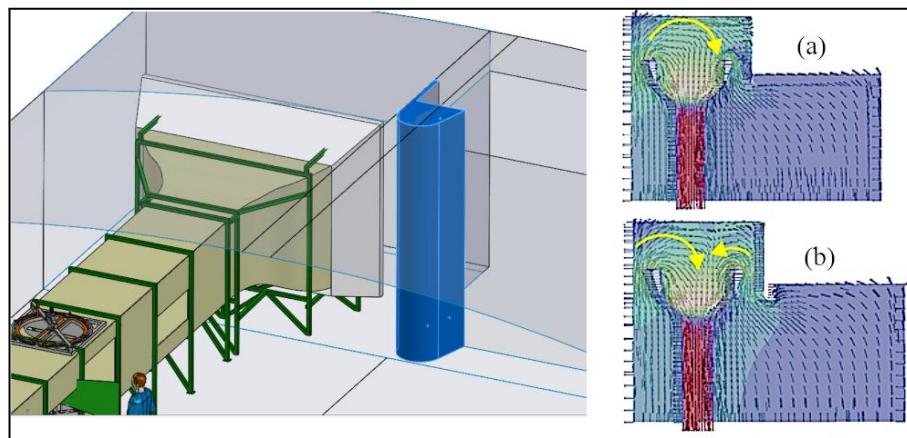


Figura 3. Simulaciones cualitativas de la entrada, plano horizontal.

Por otro lado, se realizaron simulaciones para contemplar la construcción de una cavidad en el piso del Laboratorio a la altura de la contracción. En la Figura 4 se observa cómo mejora la uniformidad del ingreso del flujo en la contracción para la simulación (b). Esto se corrobora en la simulación

tridimensional (c) de la misma figura donde se constata que la presencia de la cavidad y el radio de acuerdo disminuye la vorticidad a la entrada y mejora la uniformidad. Se decidió entonces la construcción de la cavidad y el radio de entrada.

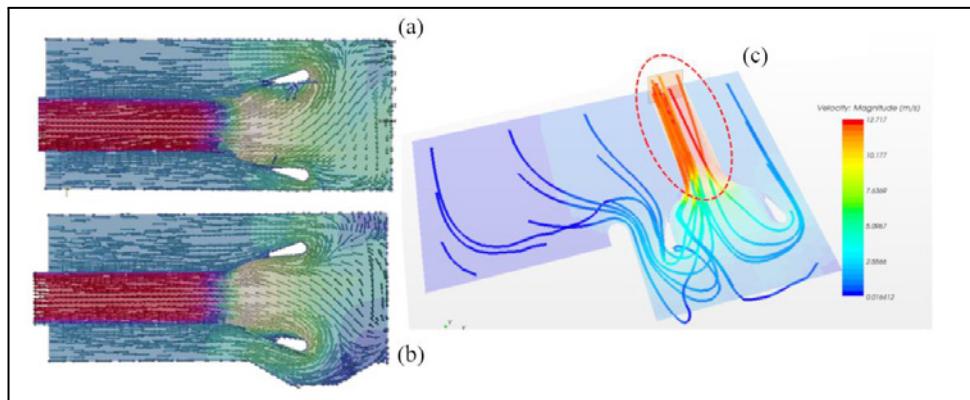


Figura 4. Simulaciones cualitativas de la entrada, plano vertical y 3D.

Como menciona J.B Barlow [1], existen tres factores de suma relevancia que deben ser analizados y controlados para finalmente disponer de un túnel calibrado y apto para los tipos de ensayos que se esperan realizar. Se desea que el flujo en la cámara de testeo sea uniforme, estacionario y no turbulento, si esto no ocurre la extrapolación de los datos mesurados hacia el modelo de gran escala no será nunca satisfactoria. Existe una diferencia clave entre el flujo no estacionario o inestable y la turbulencia, una diferencia arbitraria pero práctica. El flujo inestable es principalmente causado por una separación del flujo intermitente que se manifiesta por lo general en bajas frecuencias. La turbulencia involucra fluctuaciones de mayor frecuencia relacionadas con diversos factores, de motorización, acústicos, de capa límite, entre otros.

Con el objetivo de evaluar la calidad de flujo luego de las modificaciones se realizó un mapeo transversal del túnel. El mapeo se realizó utilizando una sonda calibrada de 5 agujeros de desarrollo propio del Laboratorio montada en un sistema X-Y de movimiento sincronizado. Las 5 tomas de presión se conectaron a un sistema de adquisición de presiones denominado SAPY que es también desarrollo propio del Laboratorio. El sistema mide presiones durante 20 segundos en cada punto con una frecuencia de 100 Hz demostrando una incertidumbre menor al 4% sobre el valor medido [3]. Se realizaron mediciones de presión en 400 puntos, se convirtieron los valores de presión a velocidad valiéndonos de una calibración realizada en otro túnel de viento diseñado para esa tarea específica [4]. En la Figura 5 se muestra el resultado del mapeo y además se muestra con un contorno negro el límite geométrico de la cámara de testeo. El plano transversal de la cámara de testeo tiene una dimensión aproximada de 127 cm². La superficie mapeada alcanza los 70 cm². En el gráfico se puede ver la magnitud de la velocidad en una escala de rojo a amarillo. Se puede apreciar con claridad la caída de velocidad generada por la cruz del *Honeycomb*. La magnitud de la velocidad varía desde los 12 m/s en las posiciones alineadas con la cruz hasta los 14 m/s en las zonas que no están alineadas. Por otro lado, en la escala de colores azules se pueden ver las componentes de la velocidad contenidas en el plano utilizando la descomposición de Reynolds. Donde:

$$u(x) = u(x) + u'(x) \quad (1)$$

En la Figura 5 se indica por VR a la parte desviadora de la magnitud del vector velocidad media en el plano. Es decir, que el vector VR está conformado por el vector velocidad en el plano menos la velocidad media respectiva a cada componente. La descomposición de Reynolds tiende a revelar más vórtices porque los vórtices frecuentemente se mueven a velocidades cercanas a la velocidad media local [5]. Se observa claramente la presencia de cuatro vórtices, uno por cada cuadrante del *Honeycomb*. Se observa además una estructura secundaria en el cuadrante superior izquierdo. Se puede ver claramente que en los cuadrantes superiores la velocidad media tiende hacia arriba y en el inferior hacia abajo. Se presume que estos vórtices son generados por desprendimientos en la zona de

la cruz. Probablemente se encuentren en un rango de baja frecuencia por su escala con respecto al diámetro hidráulico del túnel. Por lo tanto, a priori se observa que la zona de testeо presenta una baja uniformidad de velocidad y fluctuaciones probablemente a baja frecuencia. En este rango de frecuencias se producen fluctuaciones en la presión dinámica, ángulo de ataque y deslizamiento lateral, lo que puede llevar a errores en las mediciones estáticas [2]. Por ende, la sección de testeо manifiesta no uniformidades en

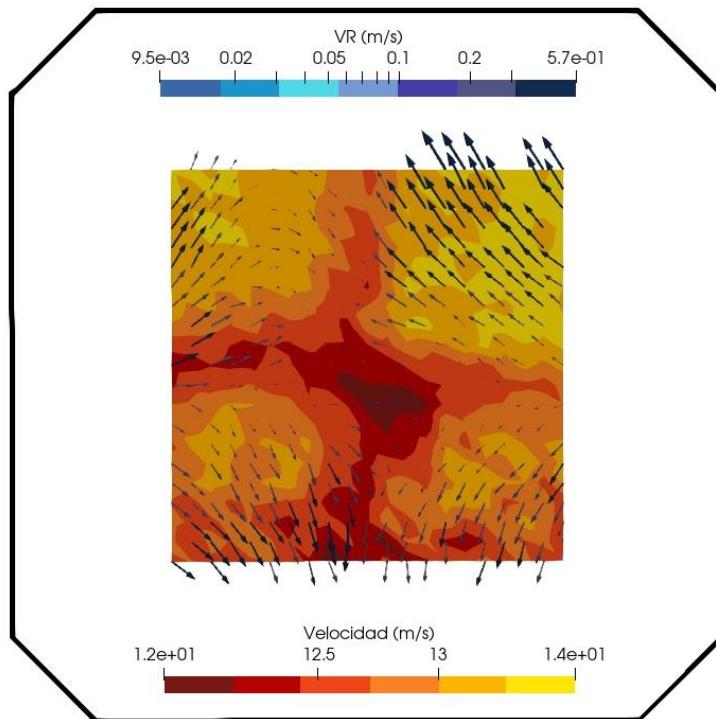


Figura 5. Mapeo del túnel de viento mayor

el flujo de aire y fluctuaciones temporales de baja frecuencia pese a las modificaciones recientemente realizadas.

De lo expuesto previamente, queda de manifiesto que las modificaciones previas no lograron compensar adecuadamente las no uniformidades espaciales y temporales en la zona de testeо. Esto motivó el desarrollo de una cámara de tranquilización. Se espera que, además de resolver los problemas enunciados, esta cámara reduzca los niveles de turbulencia.

El objeto de este trabajo es dar a conocer el estado de avance del proyecto de la nueva cámara de tranquilización y proponer nuevas actividades a desarrollar para obtener una calidad de flujo apta para los ensayos que se esperan realizar.

METODOLOGÍA

La nueva cámara de tranquilización del túnel mayor del Laboratorio es un diseño de varios módulos que serán ubicados en el inicio de la contracción del túnel. A diferencia del *HoneyComb* actual, que se encuentra actualmente al final de la contracción, la nueva cámara se ubicará aguas arriba y será atravesada por una menor velocidad de aire. El diseño modular permitirá el mantenimiento y la limpieza de los módulos para evitar el problema de su capacidad para acumular polvo. El polvo siempre tiene una distribución no uniforme. Por lo tanto, la porosidad del módulo y la caída de presión cambiarán, lo que a su vez cambiará la distribución de velocidad y angularidad en la sección de prueba de una manera impredecible con el tiempo [1]. Cada módulo será construido siguiendo una estrategia que ya se probó en el Laboratorio para el caso de otro túnel más pequeño. El diseño consta de placas de policarbonato alveolar de 10mm de espesor cortadas en forma de tiras de 100 mm apiladas y pegadas con sellador a base de silicona, una sobre otra de manera que el aire circula a través de

7mo Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica

Juan Manuel Escobar, Fausto Agustín Magnou Gaudino, Facundo Diaz, Nicolás Guillermo Coppolecchia, Pablo A. Caron

rectángulos de 9x10mm. Diferentes mallas con relación de área abierta y tamaño se combinaron para optimizar la reducción del nivel de turbulencia, teniendo en cuenta que la máxima supresión de turbulencia para una pérdida de presión total dada se obtiene con una combinación tipo cascada de mallas supercríticas con un tamaño de malla decreciente en la dirección del flujo [6]. Según lo medido en el laboratorio la pérdida de carga para la cámara de tranquilización del túnel pequeño calculada para la máxima velocidad 3.98 m/seg es de 47.07 Pa. El coeficiente k característico de la cámara resulta:

$$k = \frac{\Delta p}{\frac{1}{2} \rho v^2} = \frac{47.07152 \text{ Pa}}{1.21 \text{ Kg/m}^3 \cdot 3.98^2 \text{ m/s}} = 4.91 \quad (2)$$

Suponiendo la misma performance llevada a la cámara de tranquilización del túnel mayor tendríamos a una velocidad en la cámara de tranquilización de 5.7m/s y una pérdida de carga estimada en 96.5 Pa.

$$\Delta p = \frac{1}{2} k \rho v^2 = \frac{1}{2} \cdot 4.91 \cdot 1.21 \text{ Kg/m}^3 \cdot 5.7^2 \text{ m/s} = 96.5 \text{ Pa} \quad (3)$$

El honeycomb actual de la Figura 2, dado que carece de screens tiene un K más bajo igual a 0.36, pero al encontrarse en una zona de mayor velocidad presenta una pérdida de carga mayor que la que tendría la nueva cámara de tranquilización con su mejora en la calidad de flujo. La pérdida de carga para 25 m/s y $k = 0.36$ es de 136 Pa.

Por lo expuesto la nueva cámara de tranquilización no solo permitirá mejorar la calidad de flujo dentro de la cámara de ensayos si no que se estima presentará una reducción del 29% en la pérdida de carga, por lo cual se podrá obtener con la misma potencia instalada una velocidad máxima superior.

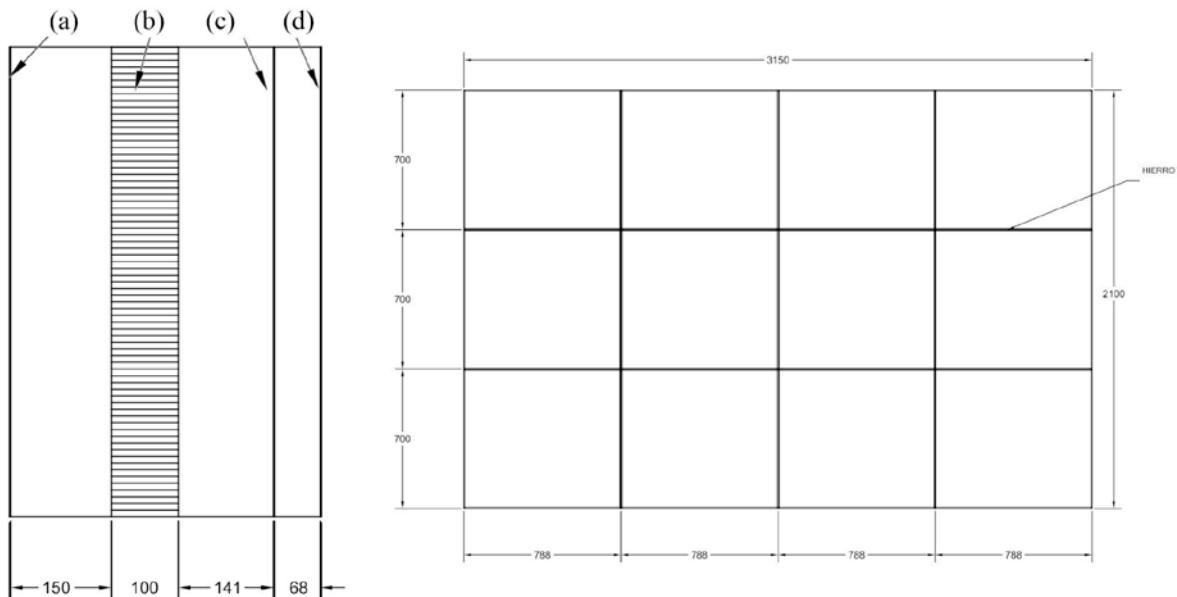


Figura 6. Diseño de la nueva cámara de tranquilización (mm)

En la Figura 6 se puede observar el diseño de la cámara. Se trata de una matriz de 3x4 módulos de 788 mm de ancho, 700 mm de altura y 465 mm de profundidad. Cada módulo está conformado por 4 componentes, 3 mallas metálicas y un honeycomb, en una estructura de chapa.

Se realizó un cálculo detallado entre varios tipos de mallas disponibles comercialmente, quedando seleccionado el conjunto que menor caída de presión generaba. El Honeycomb quedó conformado por 70 tiras de policarbonato alveolar apiladas con silicona. En la Tabla 1 se pueden ver las características referenciadas a la Figura 6. Donde R_d es el número de Reynolds referido al diámetro de entrampado o espesor de policarbonato.

Tabla 1. Características de cada componente

Screen	AISI 304 N°	Diámetro [mm]	Luz	Área abierta	Rd
(a)	10	0,6	1,984	58 %	232
(c)	14	0,4	1,410	64 %	155
(d)	25	0,16	0,687	66 %	62
<i>honeycomb (b)</i>	-	0,2286	-	67 %	89

$$K = K_0 + \frac{55.2}{R_d} \quad K_0 = \left(\frac{1-0.95\beta}{0.95\beta} \right)^2 \quad (4)$$

Se calculan los coeficientes de pérdida de carga usando las estimaciones que se muestran en las Ecuaciones 4 [6]. Donde β es igual al área abierta o el porcentaje del total de área frontal vacía de la cámara.

Tabla 2. Coeficientes de cada componente

Screen	1	2	3	Honeycomb
área abierta	58,3%	63,5%	65,9%	67 %
Rd	232	155	62	89
K0	0,647	0,432	0,357	0,321
K	0,884	0,788	1,247	0,944
fa	0,531	0,559	0,445	0,514
fl	0,728	0,748	0,667	0,717

$$f_a = \frac{1}{1+K} \quad f_b = \frac{1}{\sqrt{1+K}} \quad (5)$$

Tabla 3. Coeficiente total de un módulo

	Screen	Honeycomb	Total
K	2,920	0,944	3,864
fa total	0,132	0,514	0,068
fl total	0,363	0,369	0,134

En la Tabla 3 se observan los coeficientes totales obtenidos, por un lado el coeficiente de pérdida de carga total $K = 3.864$ y por otro lado los coeficientes de reducción de turbulencia axial y lateral respectivamente. Según esta estimación, la cámara de tranquilización proyectada reduciría en un 93,2% la turbulencia axial y en un 86,6% la turbulencia lateral, con una pérdida de carga de 75 Pa aproximadamente.

Se llevó a cabo la elaboración de un prototipo de módulo de cámara de tranquilización para evaluar su performance antes de fabricar los 11 restantes. Se realizaron mediciones de pérdida de carga insertando al prototipo dentro de una manga de plástico reforzado para mantener el área constante. El prototipo en conjunto con su manga fueron ubicados en la cámara de testeо del túnel de viento mayor. Se ubicaron dos tubos pitots uno aguas arriba y otro aguas abajo, como se observa en la Figura 7. Se obtuvo una caída de presión medida en diferentes posiciones y con diferentes sensores de 96 Pa aproximadamente [7]. Una caída de presión similar a la de la cámara construida en el túnel de viento menor pero más de un 20% de la estimada con el método descrito previamente.



Figura 7. Ensayo de performance de prototipo

PREDICCIONES DE LA MEJORA

Actualmente se está desarrollando un modelo computacional del túnel. Se realizó una primera simulación computacional del Túnel de viento sin el *HoneyComb* original para comparar con un mapeo. El análisis del modelo computacional se llevó a cabo mediante el software OpenFOAM®.

Especificaciones de la configuración:

- **Geometría:** Se incluyó parte de la infraestructura del Laboratorio, principalmente los volúmenes lindantes a la contracción del Túnel. Se hizo un diseño 3D.
- **Mallado:** Se utilizó un mallador integrado llamado *snappyHexMesh*. Se tomó una malla base y se refinó la misma basándose en la geometría definida previamente. Se definieron niveles de refinamiento específicos para diferentes regiones y superficies, indicando el nivel de refinamiento de la malla en esas áreas. Se estableció una tolerancia relativamente baja para la no-ortogonalidad de las celdas. Se establecieron diversos controles de calidad de malla que permitieron hallar la convergencia de la misma.

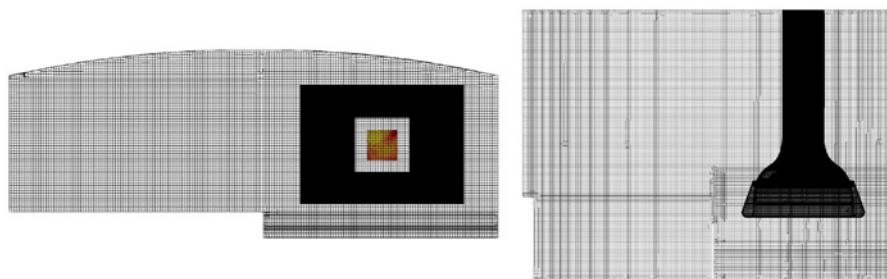


Figura 7. Vistas frontal y superior del mallado.

- **Modelo de turbulencia:** Se utilizó el tipo de Simulación de las Aproximaciones de Reynolds, donde las ecuaciones de Navier-Stokes se promedian para obtener un conjunto de ecuaciones que describen el comportamiento promedio del flujo. El modelo de turbulencia elegido fué el $k-\Omega SST$ (*Shear Stress Transport*) por ser un modelo robusto, de aplicación general y buena precisión cerca de los contornos.
 Se hizo una estimación inicial de la energía cinética de la turbulencia y de la tasa específica de disipación según las recomendaciones expuestas en la guía del software [8].
- **Condiciones Iniciales:** Se representó la planta de poder del túnel de viento imponiendo una velocidad media aguas abajo de la cámara de testeо.
- **Solver:** Se utilizó SimpleFoam porque se deseaba conocer la velocidad media de la solución.

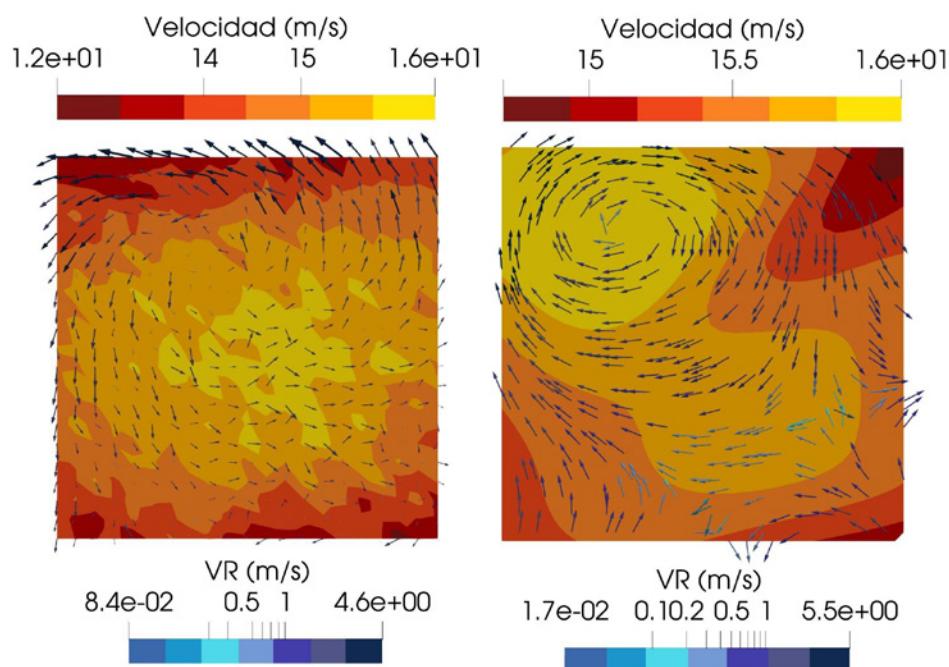


Figura 8. A la izquierda: Mapeo. A la derecha: Simulación.

El mapeo que se observa en Figura 8 izquierda, fué realizado con la misma metodología que el explicado en detalle en la Figura 5. La única diferencia es que se removió físicamente el *HoneyComb* del túnel de viento. A continuación, se compara el mapeo con la simulación en la misma región de 70 cm^2 ubicada dentro de la cámara de testeо. El rango de velocidades obtenido se encuentra en el mismo orden de magnitud, tanto para la Velocidad como para las VR. En cuanto a la estructura vorticoso presente en la esquina superior izquierda se observa una diferencia de sentido y de magnitud. En cuanto a la distribución de la Velocidad se observan diferencias relevantes. El mapeo presenta una distribución más uniforme, mientras que en la simulación, se manifiesta un sesgo en Velocidad en torno al vórtice superior.

CONCLUSIONES

La calidad del flujo en la cámara de testeо actual no es adecuada para mediciones estáticas. La inestabilidad de flujo en bajas frecuencias impide una similitud precisa entre el modelo estudiado y su contraparte a escala real [2]. Según Barlow, la variación en la distribución de velocidades dentro de la cámara de testeо no debería exceder el 0.25% de la velocidad media [1]. Sin embargo, el túnel muestra variaciones superiores al 10%, además de una angularidad elevada. La estimación previa sobre el prototipo de la cámara de tranquilización no concordó completamente con los métodos literarios propuestos, aunque sí fue coherente con las expectativas iniciales, donde se anticipa una notable mejora en la velocidad y una disminución significativa en turbulencia. Además, se espera lograr una

*7mo Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica**Juan Manuel Escobar, Fausto Agustín Magnou Gaudino, Facundo Diaz, Nicolás Guillermo Coppolecchia, Pablo A. Caron*

homogeneización del campo de velocidades en la zona de testeо. El próximo paso es refinar el modelo computacional excluyendo el *HoneyComb*. Para esto se propone hallar y comparar con soluciones dependientes del tiempo. Posteriormente, modelar la nueva cámara de testeо y compararlo con un mapeo post-construcción. Finalmente, utilizar un modelo computacional para identificar y rectificar posibles fuentes de perturbaciones no deseadas en el proceso de calibración del túnel.

REFERENCIAS

1. Rae, Pope, "Low-Speed Wind Tunnel testing", second edition, John Wiley & Sons, USA, 1984. 123-125. 222-223.
2. F. Kevin Owen, Andrew K. Owen, Measurement and assessment of wind tunnel flow quality, Progress in Aerospace Sciences, Volume 44, Issue 5, 2008
3. [Laboratorio de Aerodinámica y Fluidos UTN-FRH, "COMPARACIÓN INSTRUMENTO SAPY CON FLUKE 922", Registros, HAEDO, BS.AS., ARGENTINA, 2022](#)
4. Ruscio, Juan & Aguirre, Miguel Angel & Santonja, F & Domecq, B & Sanchez, M & Vicharelli, M & Vescovo, E & Caballini, V & Olmedo, C. (2016). CONSTRUCCIÓN Y CALIBRACIÓN DE SONDAS DIRECCIONALES MULTIAGUJERO.
5. Adrian, Ronald & Christensen, Kenneth & Liu, Z.-C. (2000). Analysis and interpretation of instantaneous turbulent velocity fields. Experiments in Fluids. 29. 275-290. 10.1007/s003489900087.
6. Junca-Laplace, Jean-Philippe, "Design, Fabrication and Characterization of a New Wind Tunnel Facility – Linear Cascade with a Wake Simulator" (2011). LSU Master's Theses. 2773.
7. [Laboratorio de Aerodinámica y Fluidos UTN-FRH, "MEDICIÓN DE LA PÉRDIDA DE CARGA EN UN PROTOTIPO DE CÁMARA DE TRANQUILIZACIÓN DE TÚNEL MAYOR", Registros, HAEDO, BS.AS., ARGENTINA, 2022](#)
8. Greenshields, Christopher. (2023). OpenFOAM v11 User Guide. The OpenFOAM Foundation. London, UK. U25-U26 .Disponible en: <https://doc.cfd.direct/openfoam/user-guide-v11>

DESARROLLO DE UNA EXPERIENCIA ACADÉMICA DE VISUALIZACIÓN DE VIBRACIONES INDUCIDAS POR VÓRTICES

G. di Pasquo ^a, C. G. Varrenti ^b, P. A. Caron ^a, W. A. Gazek ^a

^a Grupo de mecánica de fluidos - Universidad Tecnológica Nacional - Facultad Regional Haedo - Haedo, Buenos Aires.

^b Cátedra de Aeroelasticidad - Universidad Tecnológica Nacional - Facultad Regional Haedo - Haedo, Buenos Aires.

París 532 - (1706) Haedo – Buenos Aires - Argentina

Email: gdipasquo@frh.utn.edu.ar

RESUMEN

Se desarrolló una experiencia de laboratorio para la materia electiva Aeroelasticidad que consiste en la visualización del fenómeno de vibraciones inducidas por vórtices (VIV) en un cilindro montado en un túnel de viento y su comparación con los resultados teóricos calculados en clase. Se observó que la frecuencia de vibración del cilindro coincide con la frecuencia natural calculada analíticamente y su amplitud es máxima cuando la frecuencia de desprendimiento de vórtices es aproximadamente igual a la frecuencia natural. Con esta comparación, se demostró a los alumnos la utilidad de los conceptos y metodologías de cálculo vistos en clase y la importancia de tener en cuenta las vibraciones inducidas por vórtices al diseñar una estructura sometida a un flujo en determinado rango de velocidades característico.

Palabras clave: VIBRACIONES INDUCIDAS POR VÓRTICES, EXPERIENCIA ACADÉMICA, AEROELASTICIDAD

INTRODUCCIÓN

Las vibraciones inducidas por vórtices (VIV) son un fenómeno aeroelástico causado por el desprendimiento de vórtices, de forma alternada en dos caras opuestas de una estructura, que inducen cargas aerodinámicas periódicas. Para el caso de una estructura rígida, la frecuencia de desprendimiento de vórtices sigue la Ley de Strouhal y varía quasi-linealmente con la velocidad del flujo libre para un amplio rango de números de Reynolds. En cambio, cuando la estructura es flexible o elástica, y cuando la frecuencia de desprendimiento de vórtices coincide con la frecuencia natural de la estructura, se produce la resonancia y el sistema entra en el rango de sincronización (*lock-in*). En el estado de sincronización, la frecuencia de desprendimiento de vórtices deja de seguir la ley de Strouhal y se sincroniza con la frecuencia de vibración del sistema [1, 2].

Cuando una estructura opera en el rango de sincronización, puede fallar catastróficamente o experimentar una reducción considerable de su vida a la fatiga, por lo que es de vital importancia entender el fenómeno. El más claro ejemplo de la importancia del estudio de las VIV es el colapso del puente de Tacoma Narrows en 1940, donde el desprendimiento alternado de vórtices sobre la cara superior e inferior del puente generaron una oscilación autoexitada que lo destruyó. Por lo tanto, las VIV se extienden más allá de la industria aeronáutica como tal y el ingeniero aeronáutico debe ser consciente de su existencia incluso si trabaja en otro ámbito.

Por estas razones, se consideró necesario introducir el tema de VIV en el programa de la materia Aeroelasticidad y complementarlo con un trabajo práctico de laboratorio. El trabajo práctico consiste en la comparación entre la teoría y la práctica sobre un modelo simplificado y unidimensional, que permita a los alumnos visualizar claramente el fenómeno de las VIV y comparar entre lo calculado y lo observado sin la necesidad de introducir complejos modelos matemáticos ni casos específicos de la realidad. Al momento de diseñar la experiencia se utilizó lo mostrado en el documental de Rouse [3].

METODOLOGÍA

El túnel de viento que se utiliza es de baja velocidad, de retorno abierto y con una sección de prueba de 127x127cm. La velocidad del flujo se mide con un tubo Pitot montado aguas arriba del modelo. Para esto, se utiliza la función de medición de velocidad del equipo *Air flux meter 922* de *Fluke*. El túnel está motorizado por un ventilador industrial de 25 HP.

El dispositivo de prueba consiste en un cilindro plástico de PVC, de 50mm de diámetro, sostenido por cuatro resortes de extensión helicoidales en un marco de madera reforzado con perfiles de hierro. Los resortes se sostienen del marco utilizando cuatro pitones atornillados con tuerca y contratuerca a cuatro ménsulas atornilladas al marco. Los resortes se unen al cilindro colocando sus extremos en un tornillo atornillado a dos tapas de PETG impresas en 3D, insertadas a presión en los extremos del cilindro.

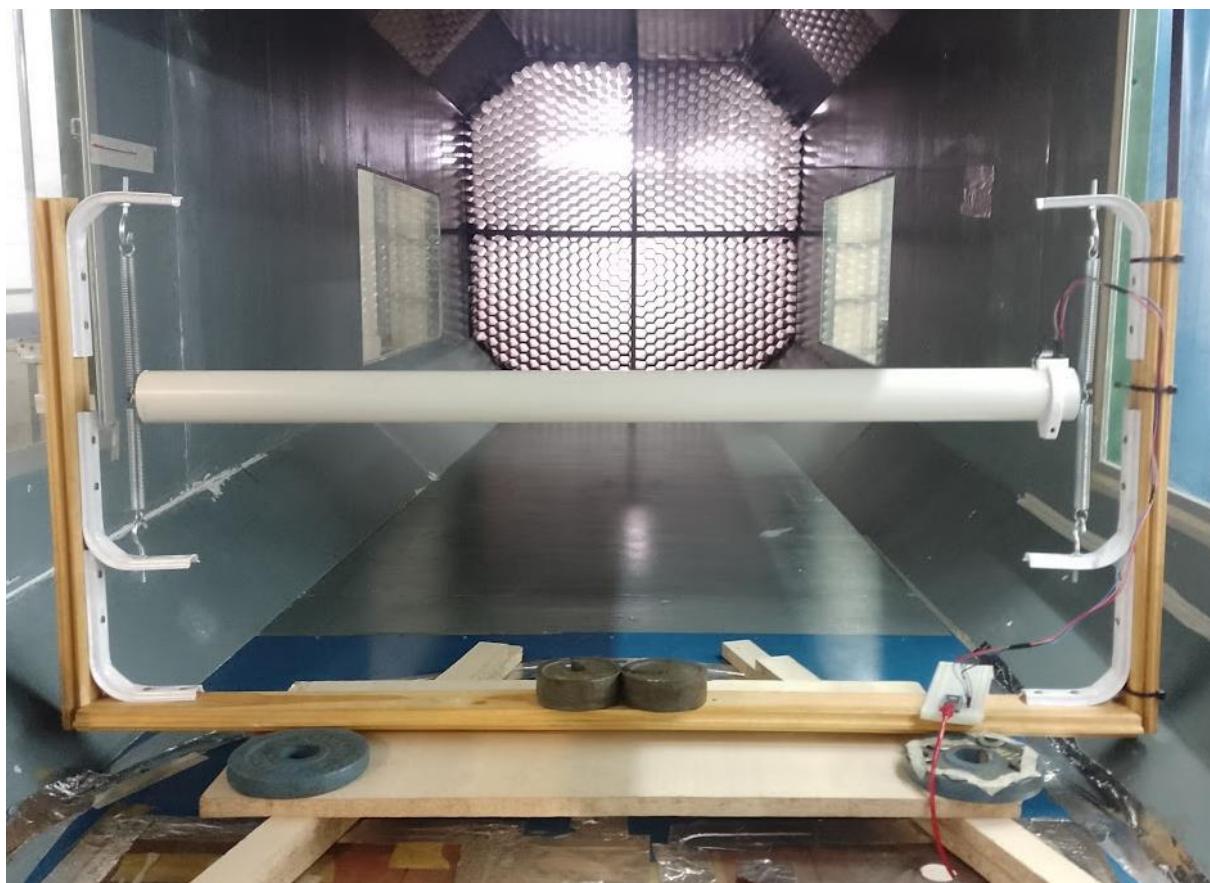


Figura 1. Dispositivo colocado en el túnel de viento.

Tabla 1. Características físicas del dispositivo.

Parámetro	Valor
Diámetro del cilindro	0.05 m
Ancho del cilindro	0.805 m
Masa del cilindro	0.596 kg
Rigidez total	420 N/m

La caracterización de la frecuencia y amplitud de las oscilaciones se realizó con un acelerómetro montado sobre el cilindro. Cabe destacar que los cables que conectan el acelerómetro al Arduino incrementaron el amortiguamiento del sistema, por ende, la amplitud de la oscilación y la velocidad a la cual se produce la oscilación de amplitud máxima son distintas con y sin el acelerómetro conectado. Dado que el foco del trabajo es demostrativo, se descartó este efecto en los resultados.

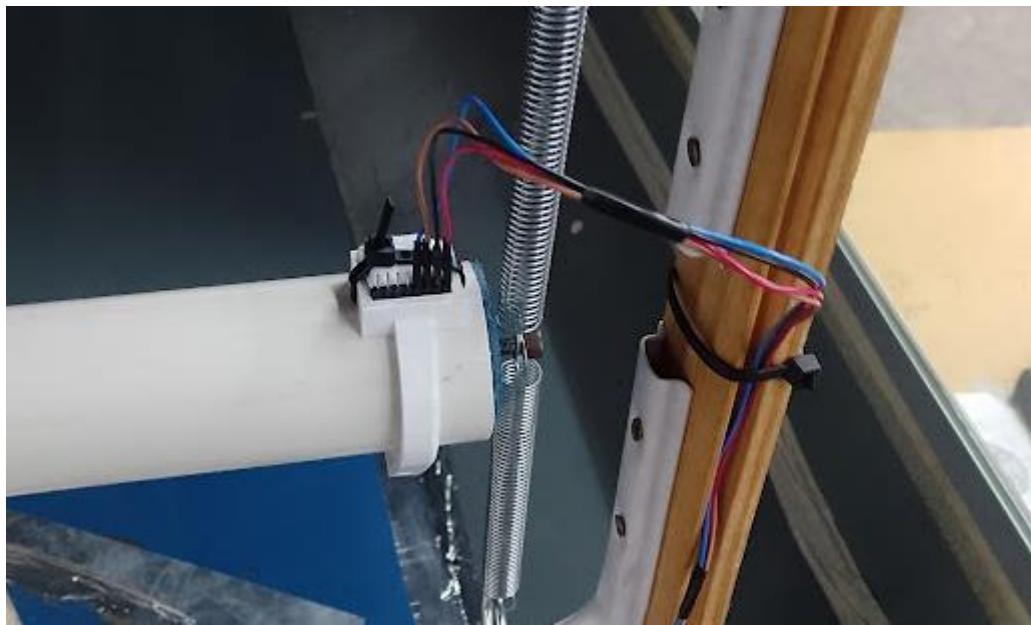


Figura 2. Detalle del acelerómetro y la organización de los cables para reducir el amortiguamiento que estos producen.

Como la frecuencia de vibración es casi constante, se asumió que la amplitud de esta es proporcional a la aceleración medida, que es también lo que se observa a simple vista.

Se realizaron mediciones con el túnel apagado, excitando el cilindro manualmente, para medir la frecuencia de resonancia y comparar con la teoría.

Luego, se realizaron mediciones a diferentes velocidades, cada vez mayores, y se recolectaron los datos del acelerómetro unos minutos después del cambio de velocidad para que las vibraciones se estabilicen. Cada medición estaba compuesta por un valor de tiempo (en microsegundos), y los valores de la aceleración en los ejes X, Y, y Z locales del acelerómetro. El eje Z del acelerómetro estaba alineado con la dirección de la vibración, por lo que es la única que se usó en los cálculos. La frecuencia de muestreo fue de 4.5 milisegundos.

La frecuencia y amplitud de la vibración se obtuvieron realizando un análisis espectral sobre los datos recolectados.

La solución teórica se obtiene utilizando el modelo analítico expuesto en la Figura 3.

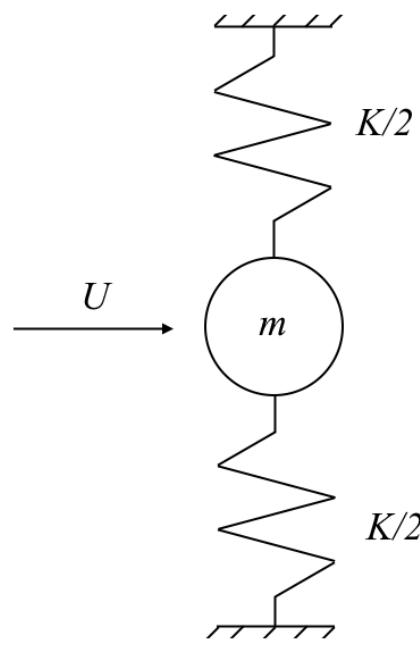


Figura 3. Esquema del modelo analítico.

La frecuencia natural se calcula como:

$$f_n = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{K}{m}} = 4.2 \text{ Hz} \quad (1)$$

Y la frecuencia de desprendimiento de vórtices como,

$$f_{vor} = St * \frac{U}{D} \quad (2)$$

Donde St es el número de Strouhal, U es la velocidad y D el diámetro del cilindro.

El número de Strouhal que se utiliza es 0.2, ya que el Re es de aproximadamente 3500 [4].

La velocidad a la cual se espera que el sistema resuene se obtiene igualando la $f_n = f_{vor}$ y resolviendo por U.

$$U = f_n * \frac{D}{St} = 1.05 \text{ m/s} \quad (3)$$

Tabla 2. Características aeroelásticas del dispositivo.

Parámetro	Valor
Número de Reynolds	3500
Número de Strouhal	0.2
Frecuencia de Resonancia	4.2 Hz
Velocidad de Resonancia por VIV	1.05 m/s

RESULTADOS Y DISCUSIÓN

Durante la experiencia de laboratorio, los alumnos calcularon la frecuencia de resonancia del conjunto resorte-cilindro utilizando el método analítico expuesto en la ecuación (1). Luego encontraron la velocidad del flujo libre a la cual la frecuencia de desprendimiento de vórtices coincide con la frecuencia de resonancia. Posteriormente, los alumnos fueron al laboratorio y observaron el comportamiento del cilindro al incrementar la velocidad del flujo libre desde cero hasta 2.2 m/s. Observaron que la amplitud era muy pequeña a velocidades menores a la calculada y se incrementaba rápidamente al acercarse a la velocidad de resonancia. Al aumentar un poco más la velocidad, la amplitud disminuía considerablemente, pero sin desaparecer, estando en el que permanecía por un rango de velocidades notable, y posteriormente desaparecía para mayores velocidades.

Finalmente, los alumnos graficaron de forma cualitativa la amplitud de la vibración en función de la velocidad y lo compararon con la teoría.

Utilizando los datos obtenidos por el acelerómetro, se observó que la velocidad a la cual la amplitud es máxima es aproximadamente igual a la velocidad calculada analíticamente. Así mismo, se observó la gran amplitud de la oscilación cuando la frecuencia de desprendimiento de vórtices coincide con la frecuencia de resonancia, seguida de un rango de velocidades donde la amplitud de la oscilación es casi constante y mucho menor a la máxima (Figura 4). En todo este rango de velocidades, de 1 m/s a 1.4 m/s, la frecuencia de la vibración no se modificó (Figura 5), lo que muestra el fenómeno del *lock-in* que se quiere visualizar en la experiencia. Se observó también que el modelo tiene dos modos de vibración en frecuencias cercanas. El primero, que corresponde al movimiento en el plano transversal del cilindro, es de 4.4 Hz y el segundo de 6.8 Hz. En la Figura 4 se observa como el fenómeno de las VIV y el *lock-in* se repite también para el segundo modo. En la Figura 6 se observa la forma senoidal de la vibración, que coincide con la solución teórica de un sistema de masa resorte como el expuesto en la Figura 3.

Respuesta del cilindro

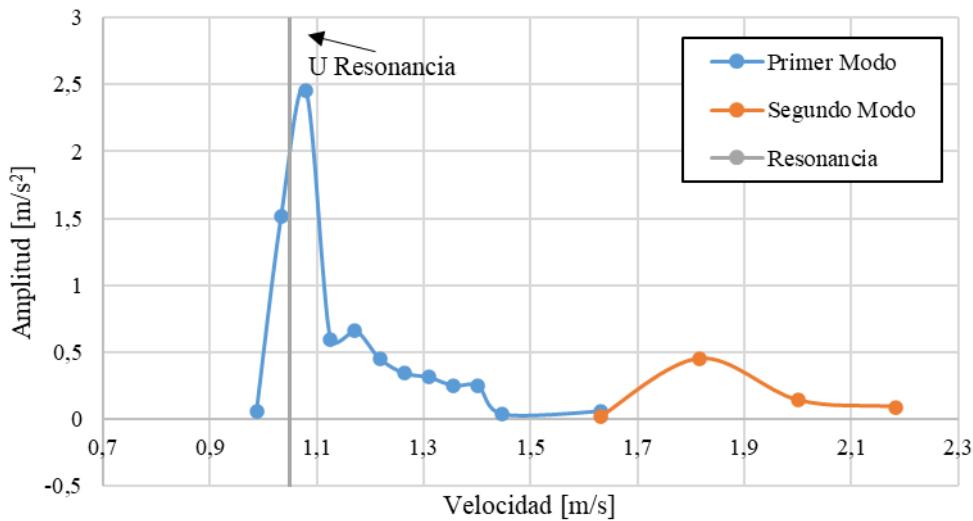


Figura 4. Amplitud de las oscilaciones medidas con el acelerómetro en función de la velocidad del flujo libre.

Respuesta del cilindro

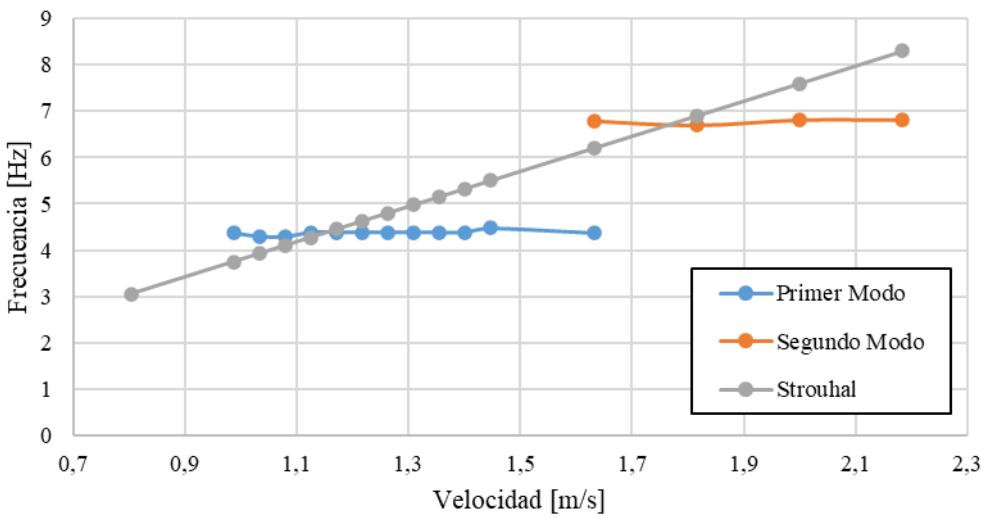


Figura 5. Frecuencia de la vibración medida en función de la velocidad del flujo libre, se observa como el lock-in se repite para el segundo modo de vibración del modelo.

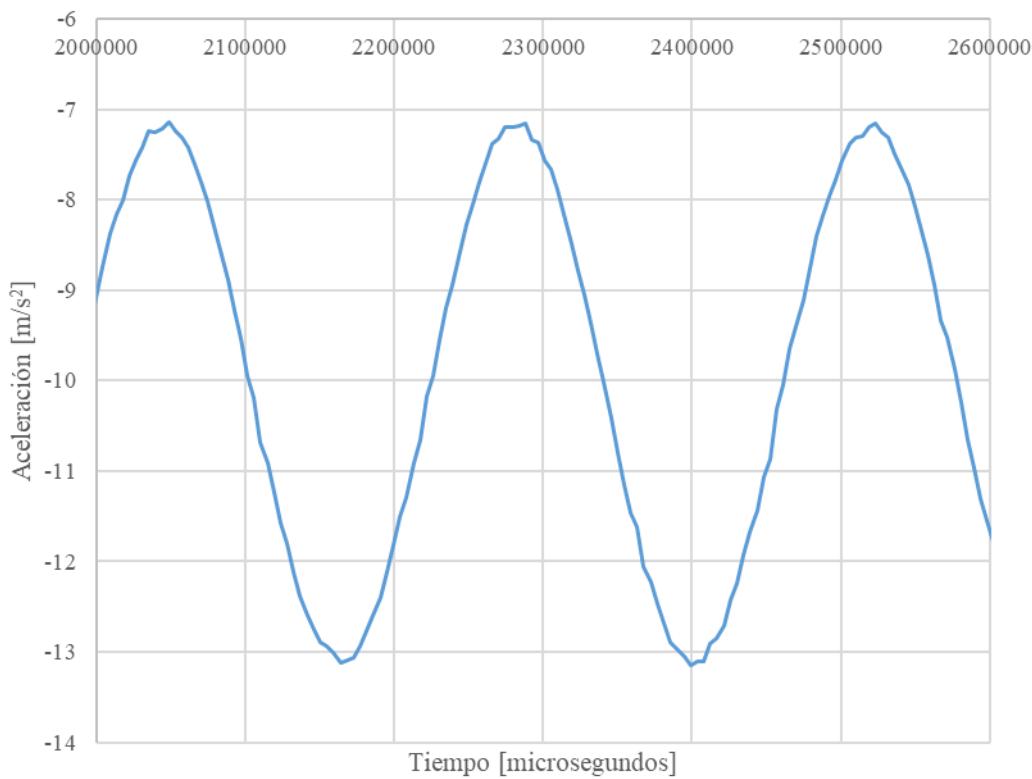


Figura 6. Amplitud de las oscilaciones medidas con el acelerómetro en función del tiempo, para la velocidad de amplitud máxima de $U = 1.1$ m/s.

CONCLUSIONES

Se desarrolló una experiencia de laboratorio para analizar el fenómeno de *lock-in* y las vibraciones inducidas por vórtices para la materia Aeroelasticidad. Se obtuvieron los resultados esperados, siendo estos la visualización de oscilaciones sostenidas producidas por el acoplamiento fluido estructura, y como estas vibraciones no cambian en frecuencia, pero si en amplitud, al cambiar la velocidad del flujo libre.

Así mismo, los alumnos pudieron observar de forma directa la importancia de estudiar las VIV, al ver de primera mano, como para un pequeño rango de velocidades la estructura oscila con una amplitud capaz de generar daños permanentes o reducir materialmente la vida a la fatiga esperada originalmente. Por lo tanto, se lograron los objetivos didácticos de realizar una comparación simple entre métodos teóricos y la práctica, así como el entendimiento de primera mano del fenómeno.

REFERENCIAS

1. V. Strouhal. Über eine besondere Art der Tonerregung (On an unusual sort of sound excitation), *Annalen der Physik und Chemie*, 1878, 3rd series, pp 216–251. (*Paper*)
2. M. Chunhui, W. Decheng, Y. Zhiming: Three-Dimensional Numerical Simulation of Vortex-Induced Vibration of a Rigid Cylinder. *International Ocean and Polar Engineering Conference*, 2020, Vol 30, pp 2360-2362. (*Paper*)
3. H. Rouse: Form Drag, Lift, and Propulsion. *Iowa Institute of Hydraulic Research*, The University of Iowa. (*Documental*)
4. J. H. Lienhard: “Synopsis of lift, drag, and vortex frequency data for rigid circular cylinders”; 1966, Technical Extension Service, Washington State University. (*Libro*)

SIMULADOR PARA LA ESTIMACIÓN DEL CAMPO ACÚSTICO EXTERNO GENERADO EN LA FASE DE DESPEGUE DE UN VEHÍCULO LANZADOR

I. Echapresto^a, P. Mantelli^a, J. Donati^a, H. Vilaseca^b, S. Feldman^b

^aCentro Tecnológico Aeroespacial (CTA), Facultad de Ingeniería, Universidad Nacional de La Plata,
calle 116 e/ 47 y 48, CP 1900, La Plata, Argentina.

^bVENG – Vehículos Espaciales de Nueva Generación, Balcarce 779 (1074) CABA, Bs. As.,
Argentina.

Email: iban.echapresto@ing.unlp.edu.ar

RESUMEN

En el diseño de sistemas de protección acústica para vehículos lanzadores resulta necesario disponer de información sobre el campo acústico externo que se desarrolla durante las distintas fases de vuelo, debido a que inducen cargas acústicas sobre la carga útil. De esta forma, los sistemas de protección son diseñados en función de los niveles sonoros incidentes esperados. Este trabajo tiene como propósito presentar un simulador basado en un método de cálculo semi-empírico, que permite estimar parámetros referentes a la presión acústica presente en el despegue, los cuales pueden ser utilizados para un prediseño de los sistemas de protección. Se describe el método de cálculo, junto con sus hipótesis y el alcance de aplicación, y se realizan comparaciones entre datos registrados para un lanzador y los resultados calculados. Además, se presenta una interfaz gráfica desarrollada en Python para la utilización del programa.

Palabras clave: Acústica, Cofia, Lanzador, Campo, Espectro.

INTRODUCCIÓN

El ambiente acústico que se desarrolla en las inmediaciones de un vehículo lanzador en las distintas fases de vuelo puede ser perjudicial para la carga útil que se transporta, como también para cualquier sistema en el entorno cercano. Los mayores niveles sonoros se alcanzan en las fases de despegue, en el rango transónico y en el momento donde se genera la máxima presión dinámica “Max q”. Sin embargo, se demuestra [1] que la fase de despegue es cuando se generan los mayores niveles acústicos que inciden en el lanzador, por lo cual es la condición considerada crítica, y resulta fundamental su estudio para llevar a cabo el proceso de diseño de protecciones acústicas. En esta fase, la mayor fuente de ruido se genera por el flujo de gases de escape de los motores.

Dada la complejidad de realizar cálculos analíticos en estas condiciones, se presenta como alternativa la posibilidad de utilizar métodos semi-empíricos que permiten lograr predicciones adecuadas para un punto de partida en el diseño de sistemas para la mitigación sonora. Por este motivo, se desarrolla el cálculo de un método semi-empírico, denominado “método de fuentes discretas mejorado”, para estimar los valores del campo sonoro alrededor de un vehículo lanzador. La metodología de cálculo se implementa en un programa de Python que sistematiza el cálculo y que contiene una interfaz gráfica para el usuario.

METODOLOGÍA

El método de cálculo para estimar el campo acústico en las inmediaciones de un vehículo lanzador en la fase del despegue utilizado es el propuesto por Eldred [1], con mejoras realizadas por Haynes y Kenny [2]. La metodología consiste en discretizar el largo del flujo de escape en secciones y situar fuentes de sonido puntuales en el centro de cada una. Cada fuente emite un espectro de nivel de presión sonora (SPL), en función de las características de los motores, el deflector del flujo y la posición de la fuente. Luego, se establece un punto de análisis en las inmediaciones del lanzador, donde se suman las contribuciones de cada fuente para obtener el nivel de presión sonora total para cada banda de frecuencia. Finalmente, se calcula el nivel de presión sonora global (OSPL) en el punto de interés.

El método se encuentra limitado por las hipótesis y por los datos empíricos utilizados. Las limitaciones se presentan a continuación:

- No se contemplan efectos por la reflexión de las ondas sonoras sobre superficies del entorno, como la plataforma de lanzamiento o los elementos circundantes de soporte.
- No se consideran escudos de protección que separen el flujo de gases de escape del resto del vehículo, o sistemas de reducción de ruido por inyección de agua. El flujo de gases desde los motores se desarrolla libremente y la incidencia de las ondas sonoras sobre el vehículo es directa.
- Los datos empíricos utilizados en la metodología se ajustan para cohetes de tipo químicos.
- Por limitación de los datos disponibles en el método, la velocidad del flujo de escape de los motores se debe encontrar en el rango de 1800 a 2600 m/s.

En la Figura 1 se muestra un esquema donde se observa un vehículo lanzador dispuesto de forma vertical en condiciones de despegue, con el flujo de gases de escape desarrollado desde la tobera hasta el deflector, con una desviación en un ángulo α entre el suelo y el eje del flujo deflectado. En la imagen están representadas las fuentes sonoras por puntos ubicados en la línea central del flujo de gases.

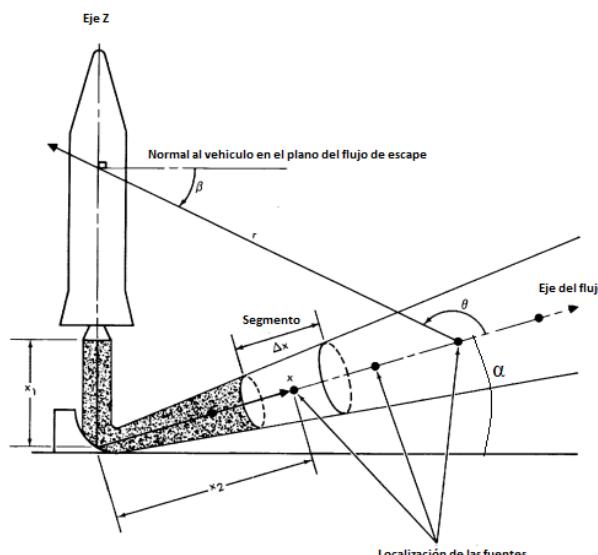


Figura 1. Discretización del flujo de gases.

PROCEDIMIENTO DE CÁLCULO

A continuación, se presenta el procedimiento de cálculo:

1. En función de la plataforma, se debe determinar la dirección y el ángulo de deflexión del flujo de gases.
2. Se estima la potencia acústica total emitida por los motores, en función de la potencia mecánica generada, la eficiencia acústica y el número de toberas, mediante la ecuación (1):

$$W_{OA} = \frac{\eta}{2} \cdot n \cdot F \cdot U_e \quad (1)$$

Donde η es la eficiencia acústica, n es el número de toberas, F es el empuje de cada motor en [N] y U_e es la velocidad del flujo de salida totalmente expandido en [m/s].

La eficiencia acústica se la define como el cociente entre la potencia acústica emitida y la potencia mecánica desarrollada por el flujo de escape. Por otro lado, el cambio en la dirección del flujo que puede producir un tipo de deflector modifica la eficiencia acústica. Se considera que un valor de eficiencia de 1% es conservativo cuando no se dispone de información de la misma [1].

3. En base a la potencia calculada anteriormente, se calcula el nivel de potencia emitido con la ecuación (2):

$$L_w = 10 \cdot \log W_{OA} + 120 \quad (2)$$

Donde L_w es el nivel de potencia acústica en [dB] y W_{OA} es la potencia acústica total en [W].

4. Se calcula un diámetro equivalente, en caso de que el vehículo lanzador cuente con más de una tobera con la expresión (3):

$$d_e = \sqrt{n} d_{ei} \quad (3)$$

Donde d_e es el diámetro de la tobera equivalente en [m], d_{ei} es el diámetro de cada tobera en [m] y n es el número de toberas.

5. Se calcula la longitud del núcleo del flujo de escape utilizando la expresión desarrollada por Haynes y Kenny [2], que mejora la aproximación en los resultados obtenidos mediante (4):

$$x_t = \begin{cases} d_e \cdot 1,75 \cdot (1 + 0,38 \cdot M_e)^2 & \text{si } x_t < x_1 \\ x_1 & \text{si } x_t \geq x_1 \end{cases} \quad (4)$$

Donde x_t es la longitud del núcleo del flujo de escape en [m], d_e es el diámetro de la tobera equivalente en [m], M_e el número de Mach del flujo en la salida de la tobera y x_1 es la distancia entre la tobera y el deflector en [m].

6. Se discretiza la longitud del flujo en secciones de longitud finita.
 7. Se obtiene la potencia acústica normalizada por unidad de longitud de núcleo para cada fuente (5):

$$10 \cdot \log_{10} \left(x_t \frac{W(x)}{W_{OA}} \right) \quad (5)$$

Para esto, se utiliza la Figura 2, entrando con la posición de la fuente adimensionalizada con la longitud del núcleo. Esta curva es parametrizada mediante un polinomio, permitiendo su utilización en el código de cálculo.

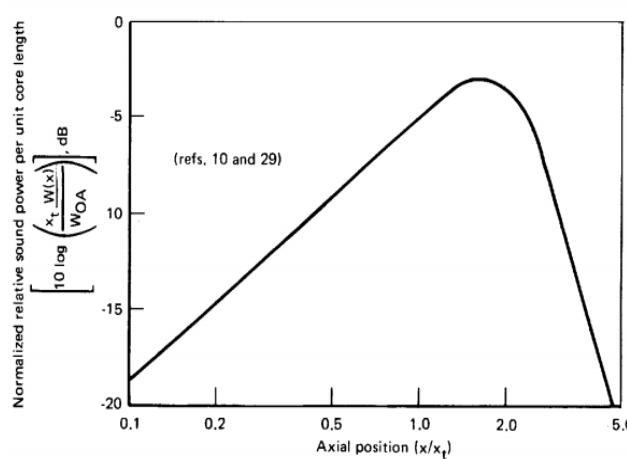


Figura 2. Potencia acústica normalizada en función de la posición de la fuente.

Las estimaciones de la potencia acústica global relativa por unidad de longitud del núcleo son calculadas por el método a partir de mediciones de ruido a lo largo del flujo de escape de distintos motores cohete. Los valores empíricos de la gráfica son ajustados para obtener una expresión matemática que se pueda implementar en el algoritmo de cálculo.

8. Se calcula el nivel de potencia acústica total de cada fuente con la expresión (6). En este caso se utiliza el resultado obtenido anteriormente (5) y el nivel de potencia calculado con (2).

$$L_{w,S} = 10 \cdot \log_{10} \left(x_t \cdot \frac{W(x)}{W_{OA}} \right) + L_W + 10 \cdot \log_{10} \left(\frac{\Delta x}{x_t} \right) \quad (6)$$

En (6) $L_{w,S}$ es la potencia acústica de cada sección en [dB], x_t es la longitud del núcleo del flujo de escape en [m], $W(x)$ es la potencia acústica de una fuente puntual a una distancia x de la tobera en [W], Δx es la longitud de la sección en [m], W_{OA} es la potencia acústica total en [W] y L_W es el nivel de potencia acústica en [dB].

9. Se obtiene el espectro de potencia relativa normalizada de cada fuente (7), mediante la Figura 3.

$$10 \cdot \log_{10} \left(\frac{W(f, x) \cdot U_e \cdot a_0}{W(x) \cdot x \cdot a_e} \right) \quad (7)$$

Este paso se debe repetir para cada frecuencia dentro del ancho de banda considerado.

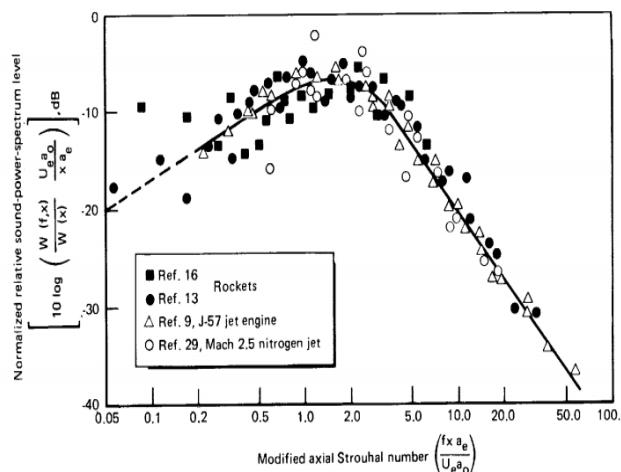


Figura 3. Espectro de nivel de potencia acústica en función de la posición a lo largo del flujo de gases.

En la gráfica se ingresa con el número adimensional denominado Axial Strouhal. Al igual que en el caso anterior, los datos son ajustados para obtener una expresión matemática.

10. Se calcula el nivel de potencia espectral de cada fuente con los datos obtenidos previamente mediante la expresión (8):

$$L_{w,S,b} = 10 \cdot \log_{10} \left(\frac{W(f, x) \cdot U_e \cdot a_0}{W(x) \cdot x \cdot a_e} \right) + L_{w,S} - 10 \cdot \log_{10} \left(\frac{U_e \cdot a_0}{x \cdot a_e} \right) + 10 \cdot \log_{10} (\Delta f_b) \quad (8)$$

Donde $W(f, x)$ es la potencia sonora por Hz por unidad de longitud a la distancia x en [W/Hz/m], a_0 la velocidad del sonido en la atmósfera en [m/s], a_e la velocidad del sonido del flujo de salida de la tobera en [m/s], x la distancia a lo largo del eje del flujo de escape desde la tobera hasta el centro de la sección en [m] y Δf_b es el ancho de banda en [Hz].

11. Se calcula el nivel de presión sonora para cada fuente, en cada banda de frecuencia en el punto de interés, utilizando la ecuación (9):

$$SPL_{S,b,p} = L_{w,S,b} - 10 \cdot \log_{10} (r^2) - 11 + DI(b, \theta) \quad (9)$$

Donde r es la distancia desde la posición de la fuente de sonido hasta el punto de análisis, θ es el ángulo entre la dirección del flujo y el vector definido por r y $DI(b, \theta)$ es el índice de directividad del sonido (ecuación), para la frecuencia específica en [dB]. Los índices de directividad se calculan a partir de un ajuste de datos [3], y permite interpolar valores para cualquier frecuencia con la expresión (10):

$$DI_{s,b} = 10 \log_{10} \left\{ \frac{C1 \cdot [1 + (\cos \theta_e)^4]}{[1 - M_{ec} \cos(\theta)^2 + 0.3M_{ec}^2] + 1 + C_2 e^{-c_3 \theta_e}} \right\} - c_4 \log_{10}(S_{t,b}) - C_5 \quad (10)$$

Donde M_{ec} , c_1 , c_2 , c_3 , c_4 y c_5 son constantes, y sus valores son: 0.75, 0.37, 30, 9, 0.698 y 1.67 respectivamente. θ_e es un parámetro que depende de θ (en grados), se calcula con (11) y depende del número de Strouhal que se calcula con (12), para la frecuencia en la banda “b”.

$$\theta_e = \left[\theta - 9.61 \log_{10} \left(\frac{S_t}{0.0515} \right) \right] \cdot \frac{\pi}{180} \quad (11)$$

$$S_{t,b} = \frac{f_b d_e}{U_e} \quad (12)$$

12. Se calcula el nivel de presión sonora para cada banda de frecuencia en el punto de interés, por suma logarítmica de cada fuente (13):

$$SPL_{b,p} = 10 \cdot \log_{10} \left(\sum_s 10^{\frac{SPL_{s,b,p}}{10}} \right) \quad (13)$$

Donde $SPL_{b,p}$ es el nivel de presión sonora para cada banda de frecuencia en el punto de interés en [dB], $SPL_{s,b,p}$ es el nivel de presión sonora para cada banda de frecuencia de cada fuente, en el punto de interés, en [dB].

13. Por último, se calcula el nivel de presión sonora equivalente en el punto de interés, por suma logarítmica para cada frecuencia, con la expresión (14).

$$OSPL_p = 10 \cdot \log_{10} \left(\sum_b 10^{\frac{SPL_{b,p}}{10}} \right) \quad (14)$$

Donde $OSPL_p$ es el nivel de presión sonora equivalente en el punto de interés en [dB] y $SPL_{b,p}$ es el nivel de presión sonora para cada banda de frecuencia en el punto de interés.

COMPARACIÓN CON RESULTADOS EXPERIMENTALES

A continuación, se presenta la comparación de resultados calculados mediante la metodología y datos experimentales [4] para el vehículo lanzador Ares I. Se selecciona este vehículo debido a que se disponen de datos de propulsión y datos de mediciones en plataforma, que sirven para realizar la comparación con el simulador y verificar los resultados. Los datos sobre eficiencia acústica, tipo de deflector, distancia entre la tobera y deflector, y parámetros atmosféricos no están disponibles, por lo cual fueron estimados para los cálculos. La distancia entre la tobera y el deflector se asume en 11.6 m, que corresponde a tres diámetros equivalentes de tobera. El ángulo de deflexión se asume de 70°. Por último, se considera un valor de eficiencia acústica de 1%, debido a que se elige un valor conservativo al no disponer de información.

En la **Tabla 1** se pueden observar los parámetros de mallado del campo en las cercanías del vehículo, y la discretización realizada en la pluma de gases de escape.

Tabla 1. Datos de discretización de campo.

Elemento de mallado	Datos		
Flujo de gases de escape	Número de secciones	80	adim
Campo	Altura	130	m
	Ancho	100	m
	Paso	0.5	m

En la **Tabla 2** se muestra el valor de OSPL calculado con el método descripto y el obtenido con las mediciones del campo, para un punto ubicado en la superficie del lanzador a 65 m respecto el plano de salida de la tobera. Se puede observar que el método presenta un valor cercano al obtenido en la medición, siendo la diferencia de 2.2 dB.

Tabla 2. Comparación de resultados obtenidos de OSPL.

Método	OSPL [dB]
Fuentes discretas mejorado	151.4
Mediciones en campo	149.2

En la **Figura 4** (izquierda) se puede observar el campo resultante de OSPL obtenido por el método de fuentes discretas mejorado para cada punto del mallado. Se genera una barra de colores asociada a los valores calculados para cada punto permitiendo graficar un mapa de colores. Se puede distinguir la pluma de gases de escape partiendo de la tobera, en forma vertical, para luego ser deflectada 70° hacia un lateral en la plataforma. En esa zona, se alcanzan los mayores niveles de presión, siendo superiores a 170 dB. También se distinguen las fuentes sonoras consideradas en el método, de forma puntual en el centro de la estela de flujo. El campo resulta asimétrico respecto al eje del lanzador debido a la deflexión lateral del flujo. Al alejarse de la pluma, los niveles sonoros decaen considerablemente, alcanzando valores cercanos a 150 dB en la zona de la cofia del lanzador. Por otro lado, en la **Figura 4** (derecha) se grafica el espectro de SPL para el mismo punto de los cálculos anteriores. Se pueden observar los datos obtenidos con el método de fuentes discretas mejorado (en línea azul) y mediciones obtenidas en el momento del despegue. La comparación muestra que el método permite aproximar correctamente la forma del espectro en frecuencia, y presenta diferencias máximas menores a los 3 dB en el espectro calculado.

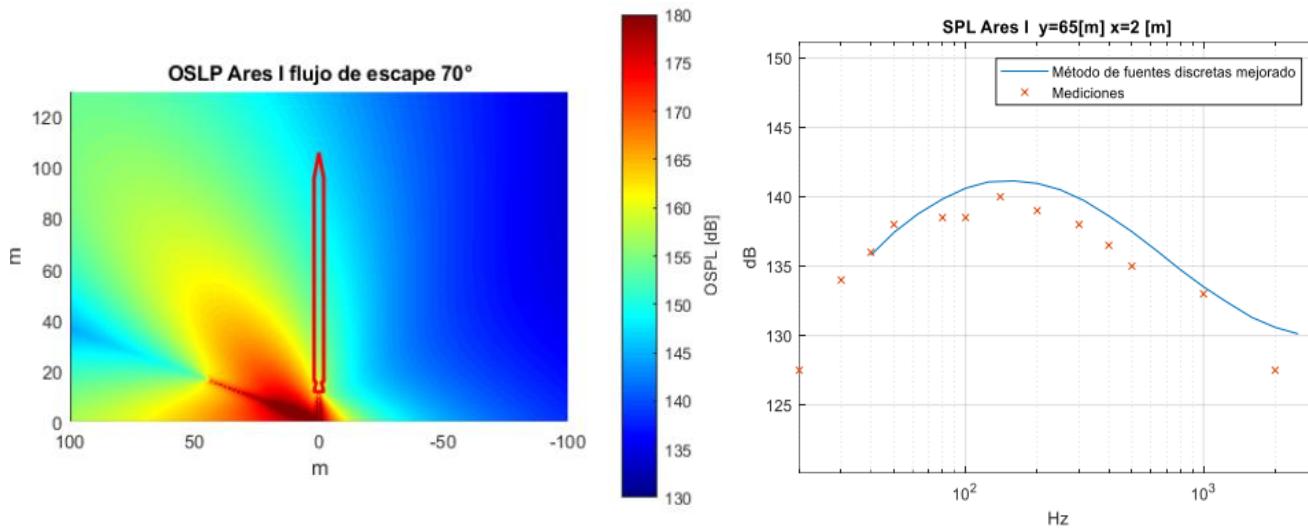


Figura 4. Resultados obtenidos del campo de OSPL en las inmediaciones del lanzador Ares I (izquierdo). Comparación del espectro de SPL obtenido con el método (línea azul) y las mediciones experimentales (derecha).

INTERFAZ GRÁFICA

A continuación, se presenta la interfaz gráfica desarrollada en el lenguaje de programación Python para la ejecución del programa. La interfaz consiste en una ventana integrada que permite cargar los datos requerido de entrada, ejecutar el programa y graficar los niveles de OSPL y el espectro de SPL.

7mo Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica

La interfaz se ejecuta a partir de un archivo ejecutable “.exe”, que abre el menú principal del programa. En este menú, se presentan las distintas pestañas que ordenan la secuencia de ingreso de los datos de entrada, el cálculo y la posterior visualización de resultados (Figura 5).

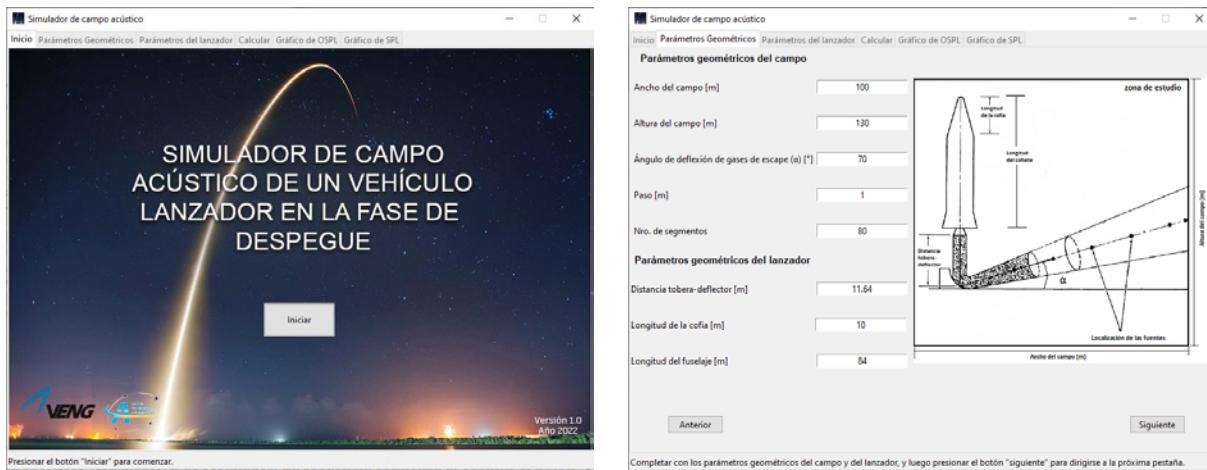


Figura 5. Menú de inicio (izquierda). Pestaña de parámetros geométricos (derecha).

En los parámetros de campo se indica el ancho, la altura y el paso de discretización del campo, el número de segmentos de la discretización del flujo, y el ángulo de deflexión del flujo en plataforma. El origen de coordenadas se encuentra en el punto donde el flujo es deflectado en plataforma. El eje Y se define en el eje central del lanzador, en dirección longitudinal, mientras que el eje X se dirige perpendicular al lanzador y en el plano del flujo de escape deflectado. Por otro lado, los parámetros geométricos del lanzador se refieren al tamaño del lanzador, en particular la longitud del fuselaje y de la cofia, y la distancia tobera-deflector, que es la distancia entre el suelo y la tobera. Los datos de propulsión incluyen la cantidad de motores, el empuje generado por motor, el diámetro de salida de la tobera, y la velocidad de los gases y el número de Mach a la salida de la tobera.

El campo mostrado corresponde al mallado ingresado por el usuario. Si se desea, se pueden guardar los valores de OSPL obtenidos (Figura 6, izquierda) presionando el botón “Guardar valores de OSPL”, el cual exporta los resultados a un archivo Excel. Por otro lado, si se presiona el botón que permite visualizar el espectro de SPL en función de la frecuencia (Figura 6, derecha). Se debe indicar el punto específico del campo donde se quiere visualizar el SPL, y posteriormente presionar “Grafica SPL” para visualizar el espectro correspondiente en pantalla. Presionando el botón “Guardar valores de SPL”, se exportan los resultados a un archivo Excel.

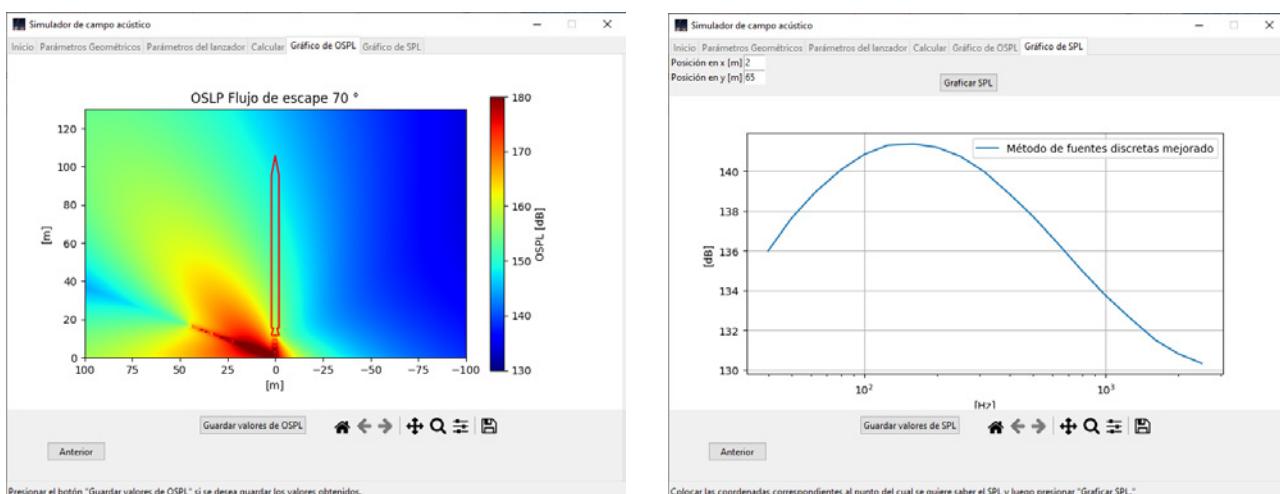


Figura 6. Gráfico de OSPL obtenido (izquierda). Gráfico de SPL obtenido (derecha).

CONCLUSIONES

Se desarrolló un código para implementar el método de cálculo de Eldred en todo un campo discretizado. Además, se presentó una interfaz gráfica desarrollada para el programa en lenguaje libre Python, que permite facilitar al usuario la utilización del código.

La metodología aplicada permite estimar la distribución espectral de SPL y los niveles globales de OSPL para un vehículo lanzador en fase de despegue. Los resultados fueron comparados con datos medidos en plataforma para el caso del Ares I. Las diferencias entre los valores medidos y los simulados se deben a varios factores, siendo los principales el desconocimiento de la configuración en plataforma, los parámetros del deflector, ángulo de deflexión, distancia entre la tobera y el deflector y las condiciones ambientales.

Debido a que, en general, no se disponen de datos experimentales referidos a los niveles de presión sonora que rodean el vehículo, el método resulta una herramienta de gran utilidad para estimar de forma preliminar el campo acústico externo de un vehículo lanzador en la etapa de despegue, y así generar información esencial para la fase de diseño preliminar de las protecciones acústicas.

REFERENCIAS

1. Langley Research Center, & Eldred, K. M. (1971). Acoustic loads generated by the propulsion system. National Aeronautics and Space Administration.
2. Haynes, J., & Kenny, R. (2009). Modifications to the NASA SP-8072 distributed source method II for Ares I lift-off environment predictions. In 15th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (30th AIAA Aeroacoustics Conference) (p. 3160).
3. Requena-Plens, J. M., Jiménez, N., Cebrecos, A., Picó, R., & Sánchez-Morcillo, V. J. (2020). Acoustic field prediction during the launch of rockets. *Acústica*.
4. Sahade, F., & Elaskar, S. A. (2017). Predicción de las cargas acústicas durante el lanzamiento de un vehículo espacial. *Revista de la Facultad de Ciencias Exactas Físicas y Naturales, Universidad Nacional de Córdoba*. Vol 4, No. 2, pp19-26 (ISSN 2362-2539).

DESEMPENHO AERODINÂMICO DE PERFIS MODIFICADOS COM BIOMIMÉTICA

A. R. Antunes^a, L. M. Reisdorfer^a, L. T. P. Schneider^b, G. Demarco^b

^a Engenharia Aeroespacial - Universidade Federal de Santa Maria

^b Programa de Pós Graduação em Engenharia Mecânica (PPGMEC) - Universidade Federal de Santa Maria

Santa Maria - Rio Grande do Sul - Brasil

E-mail: aline.rabelo@acad.ufsm.br

RESUMO

A natureza nos presenteia com soluções evolutivas notáveis, que engenheiros se esforçam para emular. Essa abordagem de desenvolvimento de projetos é conhecida como biomimética. Neste estudo preliminar, examinamos o impacto da aplicação de princípios naturais ao projeto de aeronaves, especificamente investigando a introdução de protuberâncias semelhantes a tubérculos no bordo de ataque das asas para aprimorar sua eficiência aerodinâmica. Nossa enfoque recaiu sobre dois perfis de asa: o simétrico e o supercrítico. Através de simulações computacionais, desenvolvemos quatro diferentes geometrias de aerofólios, cada uma delas incluindo modelos de referência e versões modificadas com os tubérculos propostos. Esses tubérculos, com uma amplitude de 0,03 vezes a corda da asa e um comprimento de onda de 0,11 vezes a corda da asa, foram avaliados em uma variedade de ângulos de ataque. Nossos resultados revelaram um pequeno decréscimo no coeficiente de sustentação (C_L) e uma redução significativa no coeficiente de arrasto (C_D) ao incorporar os tubérculos. Além disso, observou-se uma considerável melhoria na relação sustentação/arrasto (L/D), indicando uma substancial elevação na eficiência aerodinâmica. Um benefício adicional observado foi a suavização das transições em condições de estol, o que sugere uma maior estabilidade em situações de baixa velocidade. Em conclusão, a adoção desses tubérculos inspirados na natureza pode ter um impacto positivo no desempenho das asas, alinhando-se com os princípios da biomimética no contexto da otimização aeroespacial.

Palavras chave: BIOMIMÉTICA, OPENFOAM, AERODINÂMICA.

INTRODUÇÃO

A biomimética, amplamente empregada por profissionais da engenharia, representa uma estratégia de desenvolvimento de projeto que busca aprender com a Natureza, suas estratégias e soluções. A área busca compreender as estruturas biológicas e suas funções, visando utilizar esse conhecimento em outras áreas do conhecimento. Essa abordagem parte da premissa de que todas as espécies que coexistem no ambiente natural demonstram uma propensão para evoluir e se adaptar às condições circundantes [3].

A natureza tem uma grande vantagem sobre qualquer equipe de pesquisa humana: muito tempo. Bilhões de anos, na verdade. E durante todo esse tempo, produziu alguns materiais verdadeiramente surpreendentes - usando blocos de construção fracos que os engenheiros humanos ainda não descobriram como usar para aplicações de alta tecnologia e com muitas propriedades que os humanos ainda precisam encontrar maneiras de duplicar.[4]. Portanto, aproveitar essas soluções da natureza se configura como uma medida de alta eficácia.

A otimização da aerodinâmica das asas é um tópico crucial para diversas aplicações, como aeronaves comerciais, planadores, drones e veículos aéreos não tripulados. A busca por estratégias que possam aumentar a performance aerodinâmica de asas é um desafio central na Engenharia Aeroespacial e na otimização de estruturas [5]. A utilização da biomimética oferece uma oportunidade promissora para abordar esse problema complexo. Por isso, a investigação apresentada

neste trabalho se concentra na influência da introdução de tubérculos no bordo de ataque de perfis de asas, com o objetivo de melhorar o desempenho aerodinâmico.

A nadadeira peitoral da baleia jubarte, que pode ser observada na **Figura 1**, proporciona aos cientistas uma perspectiva inovadora para a otimização do desempenho aerodinâmico de asas. Durante o ato de natação da baleia jubarte nas águas oceânicas, as saliências presentes nas extremidades das nadadeiras geram uma quantidade significativa de vórtices direcionados no sentido da corrente [6]. Esses vórtices resultam no incremento da força de sustentação sobre as nadadeiras, promovendo um impulso adicional à baleia e, consequentemente, acelerando o seu deslocamento.

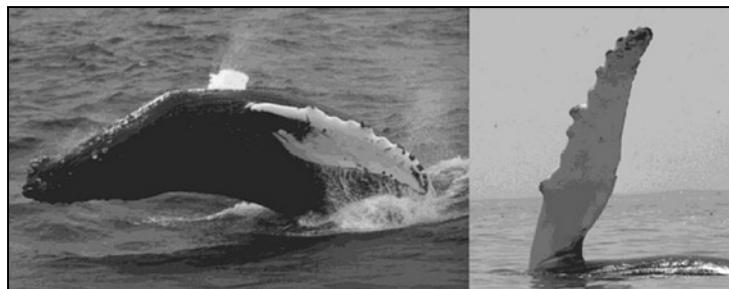


Figura 1. Baleia Jubarte

O objetivo deste estudo preliminar é avaliar os impactos decorrentes da inserção de protuberâncias semelhantes a tubérculos no bordo de ataque de uma asa, bem como examinar os efeitos resultantes dessa modificação no comportamento aerodinâmico do perfil, especialmente em baixos números de Reynolds, nesse estudo adotamos $Re = 5 \times 10^5$. Esse enfoque em baixos números de Reynolds considera o cenário de aeronaves, como Veículos Aéreos Não Tripulados (VANTs) e planadores, onde essas mudanças podem ter relevância significativa considerando suas condições de operação. Portanto, entender os efeitos dessas modificações geométricas em baixos números de Reynolds é crucial para aprimorar o desempenho e a eficiência de VANTs, planadores e aeronaves de operação semelhante [1].

Para alcançar esse propósito, foram escolhidos dois tipos distintos de perfis aerodinâmicos para análise: um de configuração simétrica (NACA 0012) e outro de perfil supercrítico (SC 2-0714). Esse enfoque permite a oportunidade de contrastar o desempenho dos tubérculos em diferentes arranjos geométricos, os quais estão intrinsecamente ligados a variadas condições operacionais. Dentro deste contexto, foram desenvolvidas quatro distintas geometrias de aerofólios, englobando dois modelos de referência e outros dois modelos modificados com tubérculos no bordo de ataque. Estes perfis apresentam uma corda média (c) de 1000 mm, enquanto os tubérculos possuem uma amplitude (A) equivalente a 0,03c e um comprimento de onda (λ) correspondente a 0,11c. Logo, a razão A/λ para os tubérculos é estabelecida em 0,27 [3]. A simulação dos modelos é efetuada por meio do software *OpenFOAM* (do inglês, *Open source Field Operation And Manipulation*), de forma que seja realizada uma análise dos coeficientes de sustentação (C_L) e de arrasto (C_D), com ângulos de ataque (α) variando entre 0° a 30°.

Ao avaliar os efeitos dos tubérculos nas asas por simulações, observa-se um aumento no coeficiente de sustentação (C_L), sobretudo na região após o estol, acompanhado de um processo de estol suavizado, de forma que a análise das condições de estol mostrou transições suaves com tubérculos. Esses resultados apoiam a hipótese de que tubérculos podem aprimorar o desempenho aerodinâmico das asas, respaldando a biomimética na otimização aeroespacial para eficiência e desempenho aprimorados.

METODOLOGIA

Nesta seção, é introduzida a abordagem metodológica que está sendo atualmente utilizada e que será empregada para a criação das configurações geométricas utilizando o software *Solidworks*. Além disso, é abordado em detalhes a estratégia empregada na construção do domínio computacional, na geração da malha e na definição das condições de contorno essenciais para a realização das simulações numéricas.

Geometria

No processo de elaboração das geometrias com tubérculos, foi utilizado o software *Solidworks*. Isso foi realizado por meio da combinação de planos de corda $c = 1$ com planos de ampliação de escala, onde a corda será $c = 1 + A$, sendo A a amplitude desejada dos tubérculos. A amplitude é definida como $0,03c$, e o comprimento de onda é de $0,11c$, representando a distância entre tubérculos adjacentes. A **Figura 2** ilustra de forma detalhada o processo de construção da geometria. Além das configurações biomiméticas com tubérculos, também foram desenvolvidos dois perfis de referência, visando validar os resultados em comparação com informações disponíveis na literatura. Estes perfis de referência foram empregados para a análise comparativa dos coeficientes de arrasto e sustentação, entre os perfis com e sem tubérculos, permitindo uma avaliação abrangente do impacto dos tubérculos no desempenho aerodinâmico de cada aerofólio.

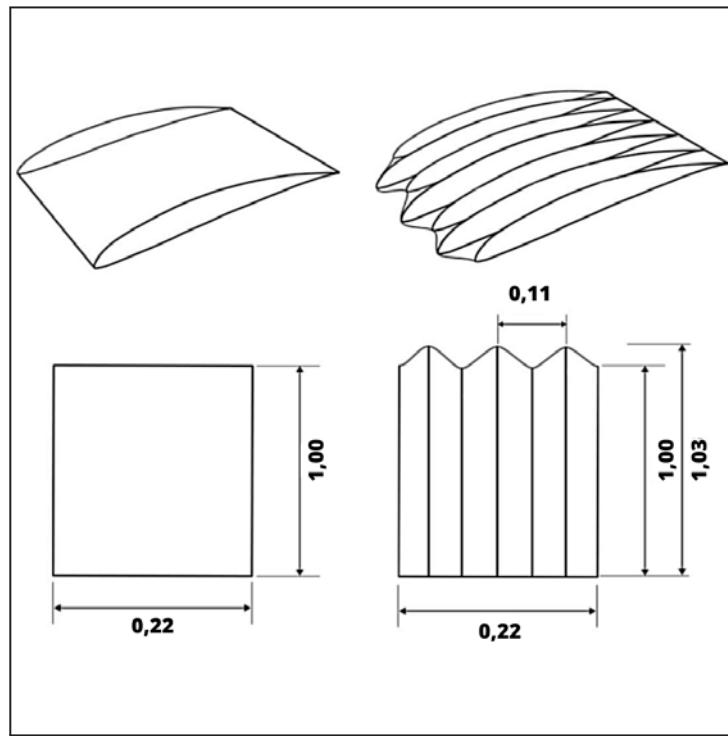


Figura 2. Geometria das asas com tubérculos e sem tubérculos

Domínio computacional e malha

A malha foi gerada usando a ferramenta *blockMesh* do *OpenFOAM*, e a superfície da aerofólio foi extrudada com o *snappyHexMesh*. O domínio computacional básico é mostrado na **Figura 3** e na **Figura 4** (a), enquanto (b) mostra em detalhes a extrusão dos perfis. As laterais do domínio foram tratadas com uma condição de simetria na direção da envergadura. O domínio foi dividido em seis blocos, conforme a Figura **Figura 7**, permitindo maior refinamento da malha nos blocos que estão próximos à superfície do aerofólio. Os blocos B3 e B6 foram divididos em 20 células

na direção horizontal e os blocos B2 e B5 em 10 células. Já os blocos B1 e B4 foram divididos em 20 células. Todos os blocos foram divididos em 40 células na direção vertical.

O domínio de simulação possui dimensões de $12c$ na região anterior ao perfil aerodinâmico e se estende até $20c$ na área posterior, sendo também composto por extensões de $12c$ acima e abaixo do perfil. Estas configurações foram delineadas para atender aos requisitos pertinentes ao domínio de simulação sob tais circunstâncias. Um Número de Reynolds (Re) estimado em torno de 10^5 é empregado nas simulações, com os resultados sendo validados por meio de referências bibliográficas.

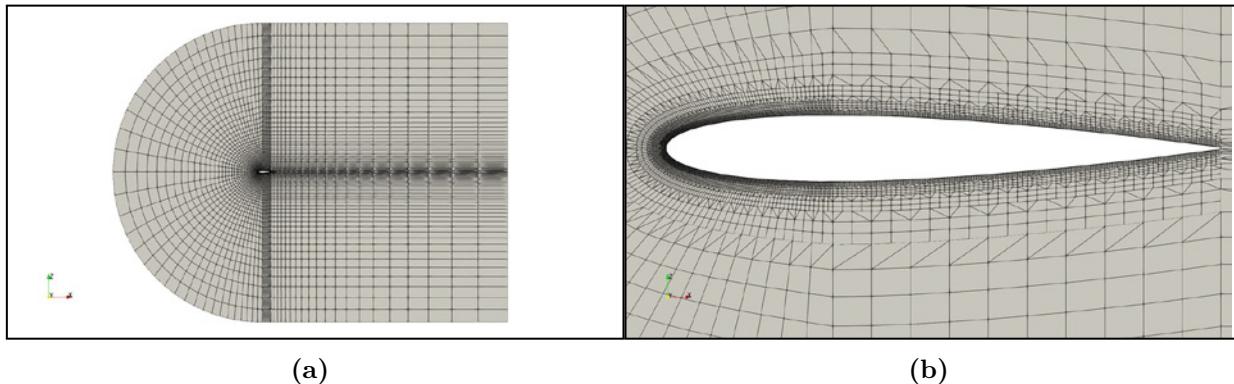


Figura 3. Malha NACA0012 (a) domínio (b) detalhe do aerofólio

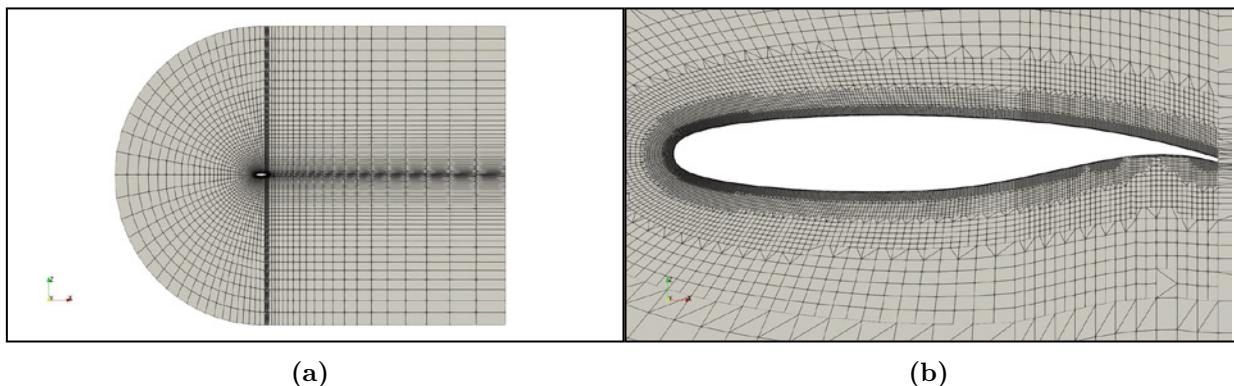


Figura 4. Malha SC20714 (a) domínio (b) detalhe do aerofólio

A **Figura 5** e a **Figura 6** apresentam a malha da superfície dos aerofólios (a) sem tubérculos e (b) com tubérculos. Os perfis foram extrudados a partir do domínio utilizando a ferramenta `snappyHexMesh` do `OpenFoam`. Para isso, foram criadas 12 camadas paralelas à superfície, a fim de melhorar o refino da malha na região. É possível identificar regiões de descontinuidade da malha, geradas durante o processo de extrusão pelo `snappyHexMesh`, principalmente nos perfis com tubérculos. Apesar de tais fatores, foi possível validar os resultados numéricos das simulações. Todavia, novos estudos utilizando malhas mais refinadas são de grande interesse para auxiliar na compreensão dos fenômenos envolvidos na aerodinâmica dos tubérculos.

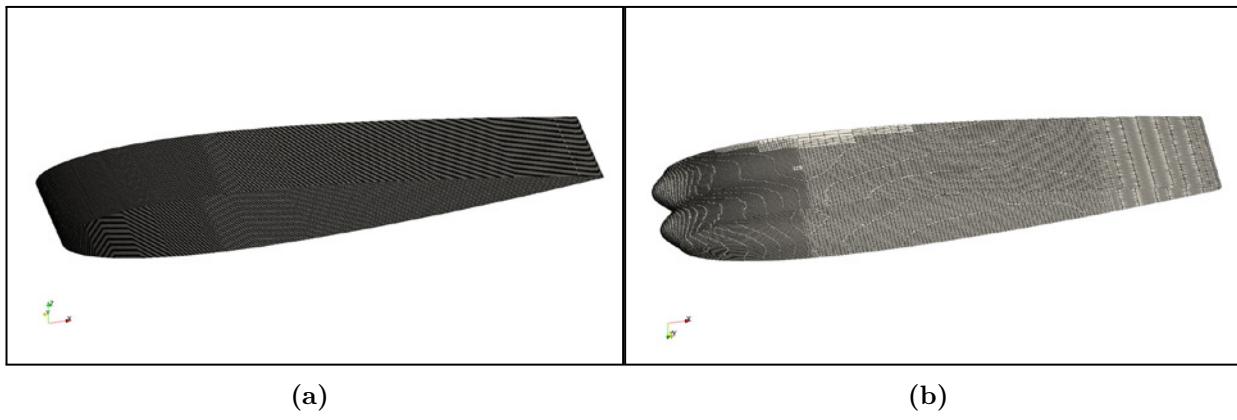


Figura 5. Malha NACA0012 (a) base (b) modificado

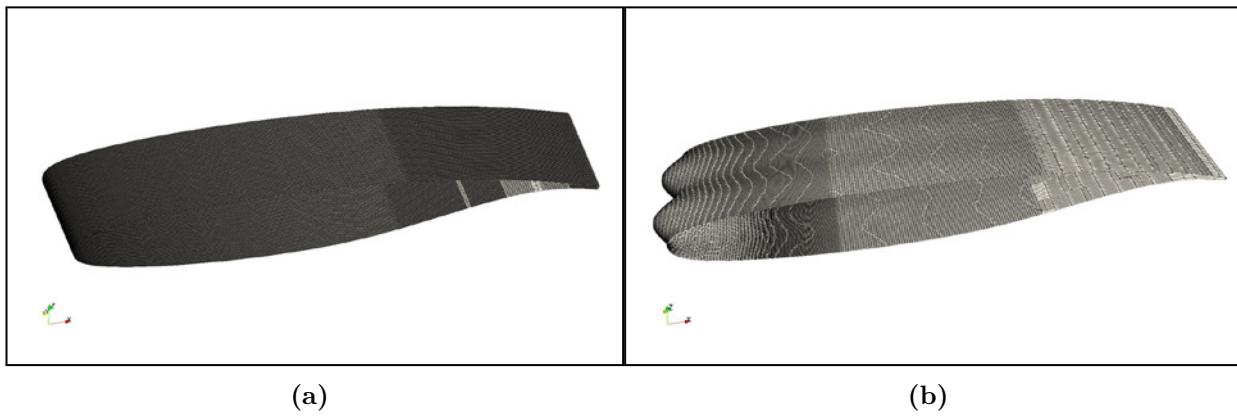


Figura 6. Malha SC20714 (a) base (b) modificado

Condições de contorno

Na entrada do domínio, é imposta uma velocidade de escoamento livre (U_∞) calculada com base em um número de Reynolds ($Re = 10^5$), utilizando valores de viscosidade $\mu = 1,82 \times 10^{-5} kg/ms$ e massa específica $\rho = 1,225 Kg/m^3$. As condições nas paredes do domínio foram configuradas com não deslizamento e adiabáticas. Foram examinados 7 ângulos de ataque: 0° , 5° , 10° , 15° , 20° , 25° e 30° , focando especialmente na região pós-estol, onde o perfil com tubérculos demonstra desempenho superior em relação ao perfil de referência. A validação dos coeficientes de sustentação e arrasto é realizada por meio de comparações com dados presentes na literatura. Na **Figura 7** é esquematizada a dimensão do domínio da malha desenvolvida, que possui dimensões de $12c$ na região anterior ao perfil aerodinâmico e se estende até $20c$ na área posterior, sendo também composto por extensões de $12c$ acima e abaixo do perfil.

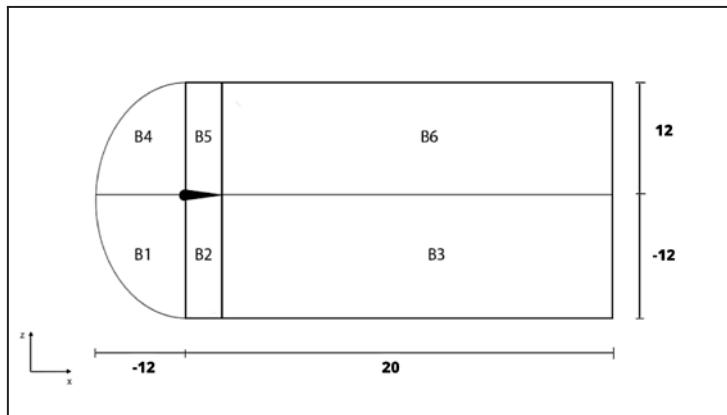


Figura 7. Dimensão do domínio

As simulações são conduzidas utilizando o solver SimpleFOAM do OpenFOAM, e o modelo de turbulência empregado foi o Spalart-Allmaras, um modelo de turbulência de uma equação, adotado devido à sua simplicidade e eficiência computacional [2]. Este modelo resolve uma equação de transporte para a viscosidade turbulenta, denotada como ν_t , que está relacionada com as tensões turbulentas no fluxo e ajuda a capturar os efeitos da turbulência.

Através das simulações, são obtidos os coeficientes de sustentação e arrasto dos perfis, que são comparados aos resultados do *AirfoilTools* (2023), uma plataforma online e um recurso gratuito utilizado por engenheiros, pesquisadores e entusiastas da aerodinâmica para acessar informações e dados relacionados a perfis aerodinâmicos, apresentam proximidade com os coeficientes obtidos na simulação.

RESULTADOS E DISCUSSÕES

Na **Figura 8 (a)** e na **Figura 8 (b)**, são apresentados os valores dos coeficientes de sustentação (C_L) em função dos ângulos de ataque. Quando analisa-se o perfil NACA0012, representado no lado esquerdo da **Figura 8 (a)**, é perceptível verificar que os ganhos de sustentação são maiores quando os ângulos de ataque variam entre os valores 0° e 10° , quando comparamos os perfis modificados em relação ao perfil base. Quando se atingem valores superiores a 13° , ocorre uma inversão na curva de sustentação porém na região onde ocorre a perda de sustentação, o fenômeno de estol ocorre de forma mais suavizada e mantendo assim valores similares, quando comparado ao perfil de base, que não possui tubérculos.

De maneira similar, ao analisar o perfil SC 2-0714, apresentado no lado direito da **Figura 8 (b)**, é evidente que para ângulos de ataque variando de 0° a 5° , as modificações devidas aos tubérculos não conferem benefícios significativos, uma vez que a sustentação nessa faixa é reduzida. Entretanto, acima desses valores, há um aumento na sustentação para esse perfil. Ainda que a perda de sustentação ocorra mais cedo para o perfil modificado, observa-se aqui uma diminuição mais gradual. Além disso, quando os ângulos de ataque ultrapassam 22° , a asa modificada mantém coeficientes de sustentação superiores aos da asa base.

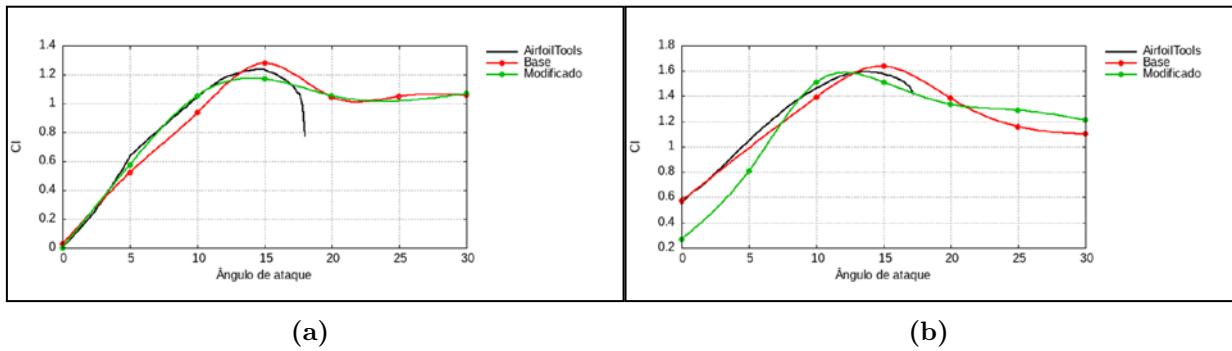


Figura 8. Coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque (a) NACA 0012 (b) SC 2-0714

Na **Figura 9** (a) e (b) são apresentados os resultados preliminares da simulações e da referência do coeficientes de arrasto em função do ângulo de ataque. Pode-se observar um ligeiro aumento no coeficiente de arrasto nas duas asas modificadas em comparação com a asa base. Essa discrepância pode ser explicada pela diferença entre os métodos de análise. O método utilizado no *AirfoilTools* (método dos painéis) não considera turbulência, empregando o modelo de escoamento laminar, enquanto neste trabalho foi empregado o *Spalart-Allmaras*, que leva em consideração os efeitos turbulentos. Esse aumento foi mais proeminente na região correspondente ao ângulo crítico de ataque (ângulo de estol) em ambas as configurações das asas. Dessa maneira, caberá um estudo mais detalhado na região mais próxima a superfície, de forma a investigar tais observações.

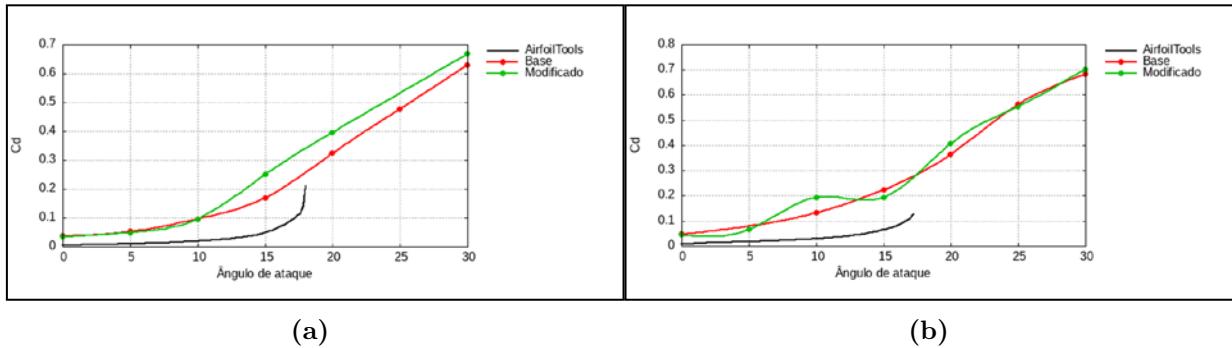


Figura 9. Coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque (a) NACA 0012 (b) SC 2-0714

Para as asas finitas modificadas utilizando os perfis NACA0012 e SC 2-0714, observou-se que na região pós-estol (15°) das asas modificadas, a redução nos valores de sustentação ocorre de forma mais gradual em comparação com o perfil não modificado e, com a referência (*AirfoilTools*). Essa característica oferece uma vantagem, pois uma diminuição abrupta no coeficiente de sustentação pode levar à perda de controle de uma aeronave. Quando a força de sustentação diminui rapidamente, a estabilidade da aeronave pode ser comprometida. No entanto, uma asa com uma diminuição suave no coeficiente de sustentação após o estol é capaz de manter a sustentação por um período prolongado. Isso proporciona ao piloto uma janela maior para recuperar o controle da aeronave com maior facilidade.

Os efeitos dos tubérculos são mais significativos no perfil SC 2-0714, que apresenta sua espessura máxima a 37% da corda, em contraste com o perfil NACA 0012, cuja espessura máxima está localizada a 30% da corda. Embora ocorra uma redução na sustentação na região pré-estol, é possível observar uma melhora no desempenho pós-estol, caracterizado por uma suave diminuição do C_L após essa região. Esse padrão comportamental pode trazer vantagens em termos de condições operacionais para os perfis examinados.

Na **Figura 10** (a) e (b), são exibidas as linhas de corrente correspondentes a um ângulo de

ataque de 25° para a asa de referência e a asa modificada do perfil NACA 0012. É perceptível que áreas de baixa pressão surgem após o desprendimento do vórtice ao redor do perfil, ocorrendo aproximadamente a 85% da extensão da corda. Além disso, é possível deduzir que a asa modificada consegue promover maior aderência do escoamento à sua superfície, indicado pelo maior número de linhas de corrente presentes no extradorso dessa asa.

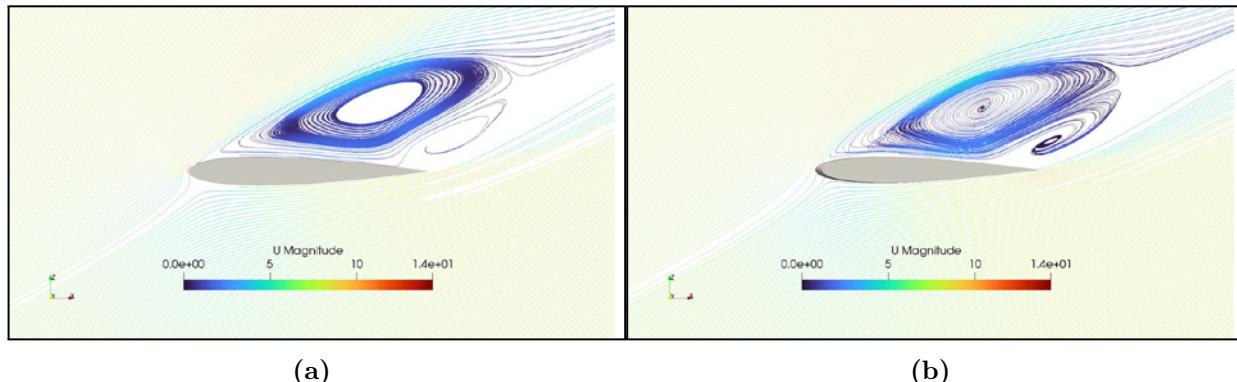


Figura 10. Linhas de corrente para um ângulo de ataque de 25°(a) NACA 0012 base (b) NACA 0012 modificado

A **Figura 11 (a)** e a **Figura 11 (b)** mostram as linhas de corrente correspondentes a um ângulo de ataque de 25° do perfil SC 2-0714. Uma notável semelhança pode ser observada no padrão de maior aderência do escoamento à superfície da asa modificada com abordagem biomimética, assim como na asa com o perfil NACA 0012. Fica evidente que as linhas de corrente apresentam descolamento da superfície em regiões muito similares, além de indicar um discreto aumento na velocidade do escoamento na região do bordo de ataque da asa modificada com biomimética. Essa análise das linhas de corrente reforça os indícios anteriores de que a modificação biomimética na asa por meio da introdução de tubérculos influencia no comportamento aerodinâmico, promovendo uma maior aderência do escoamento à superfície da asa e possivelmente reduzindo áreas de separação do escoamento.

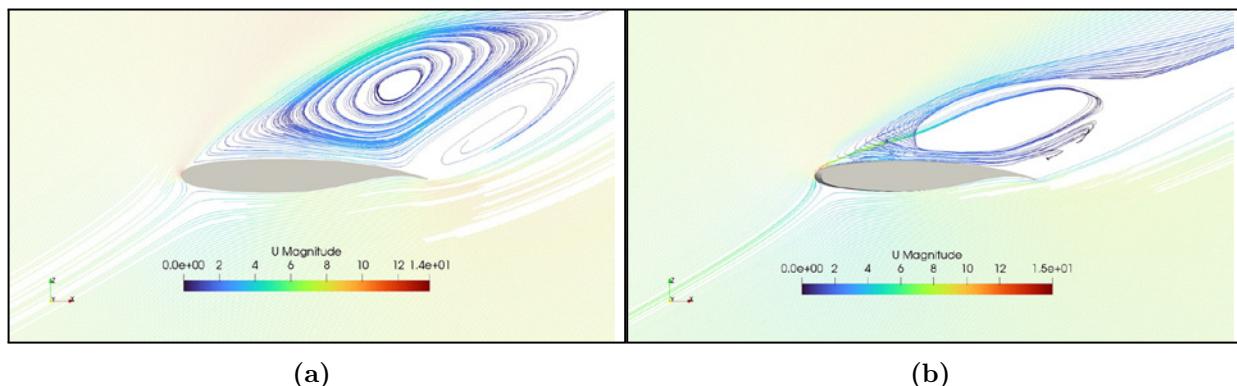


Figura 11. Linhas de corrente para um ângulo de ataque de 25°(a) SC 2-0714 base (b) SC 2-0714 modificado

CONCLUSÕES

A partir dos resultados obtidos, podemos destacar que para as asas finitas modificadas utilizando os perfis NACA0012 e SC 2-0714, observou-se que na região pós-estol (15°) das asas modificadas, a redução nos valores de sustentação ocorre de forma mais gradual em comparação com o perfil não modificado e, com a referência (*AirfoilTools*). Essa característica oferece uma vantagem, pois uma diminuição abrupta no coeficiente de sustentação pode levar à perda de controle de uma

aeronave. Quando a força de sustentação diminui rapidamente, a estabilidade da aeronave pode ser comprometida. No entanto, uma asa com uma diminuição suave no coeficiente de sustentação após o estol é capaz de manter a sustentação por um período prolongado. Isso proporciona ao piloto uma janela maior para recuperar o controle da aeronave com maior facilidade.

Ademais, os efeitos dos tubérculos são mais significativos no perfil SC 2-0714, que apresenta sua espessura máxima a 37% da corda, em contraste com o perfil NACA 0012, cuja espessura máxima está localizada a 30% da corda. Embora ocorra uma redução na sustentação na região pré-estol, é possível observar uma melhora no desempenho pós-estol, caracterizado por uma suave diminuição do C_L após essa região. Esse padrão comportamental pode trazer vantagens em termos de condições operacionais para os perfis examinados.

Mediante a análise das linhas de corrente, é possível inferir que a introdução de tubérculos influencia o escoamento aerodinâmico, promovendo maior aderência do escoamento à superfície da asa.

Essas conclusões destacam que a introdução de tubérculos nos perfis aerodinâmicos proporciona uma notável melhoria no desempenho aerodinâmico, resultando em aumento do coeficiente de sustentação e redução do arrasto. Esse fenômeno sugere um potencial significativo para aplicações práticas em asas. Além disso, a incorporação de tubérculos parece contribuir positivamente para a eficiência aerodinâmica e estabilidade das asas. Como uma perspectiva adicional, investigações futuras poderiam aprofundar a compreensão do comportamento aerodinâmico dos tubérculos em diversas condições operacionais e cenários de voo, enriquecendo assim o entendimento das implicações práticas dessa abordagem inovadora.

REFERÊNCIAS

1. H. P. Carreira and M. Kobayashi. Numerical study of stall delay on humpback whale flippers. In *46th AIAA aerospace sciences meeting and exhibit*, page 584, 2008.
2. C. Greenshields. *OpenFOAM v10 User Guide*. The OpenFOAM Foundation, London, UK, 2022.
3. K. L. Hansen, R. M. Kelso, and B. B. Dally. Performance variations of leading-edge tubercles for distinct airfoil profiles. *AIAA Journal*, 49(1):185–194, Jan. 2011. doi: 10.2514/1.j050631. URL <https://doi.org/10.2514/1.j050631>.
4. MIT. Going nature one better | mit news | massachusetts institute of technology. <https://news.mit.edu/2010/biomaterials-1022>, outubro 2010. (Accessed on 08/09/2023).
5. J. B. R. Rose, S. G. Natarajan, and V. T. Gopinathan. Biomimetic flow control techniques for aerospace applications: a comprehensive review. *Reviews in Environmental Science and Bio/Technology*, 20(3):645–677, June 2021. doi: 10.1007/s11157-021-09583-z. URL <https://doi.org/10.1007/s11157-021-09583-z>.
6. F. Wu, A. Han, W. Jiang, Y. Yue, and D. Xie. A biomimetic design of steam turbine blade to improve aerodynamic performance. *International Journal of Thermal Sciences*, 181: 107782, Nov. 2022. doi: 10.1016/j.ijthermalsci.2022.107782. URL <https://doi.org/10.1016/j.ijthermalsci.2022.107782>.

Diseño y construcción de una tobera aplicada al sistema de control de reacción basado en gas frío adaptada al vacío

E.A. Jara, P. M. Mantelli, T. Berón, J. S. Delnero, J. Marañón Di Leo

UIDET- LaCLyFA – Laboratorio de Capa Límite y Fluidodinámica Ambiental, Universidad Nacional de La Plata, Facultad de Ingeniería, La Plata, Argentina.

eze.a.jara@gmail.com

RESUMEN

En este trabajo se plantea el diseño, la fabricación y el ensayo de un prototipo de tobera de Laval para un sistema propulsor RCS, donde la misma opera en condición de adaptada a una altura de presión de 100 km. Se siguen las pautas generales de diseño presentes en la bibliografía con sus hipótesis e idealizaciones del flujo. Para poder ensayar y evaluar su performance se establece una atmósfera controlada en el interior de un tanque mediante bombas de vacío. Además, se construye un banco para medir el empuje generado, su diseño debe contemplar las restricciones geométricas que implican su instalación en el interior del tanque donde se genera la atmósfera controlada.

Palabras claves: RCS, CGPS, TOBERA, LAVAL, SLA

1. INTRODUCCIÓN

Los sistemas RCS, “sistema de control de reacción” proveniente de sus siglas en inglés, son subsistemas que conforman al sistema de control de actitud general del vehículo, consta de un mecanismo de acción automático, y es utilizado en lanzadores, satélites y otros vehículos espaciales. Estos sistemas le ofrecen al vehículo la estabilidad en su trayectoria seleccionada o el reposicionamiento de esta. Esta acción de control puede realizarse de diferentes formas, en este trabajo se analiza la denominada CGPS (Cold Gas Propulsión System), la cual es un sistema que utiliza una inyección de gas frío para generar un empuje requerido para la acción de control.

Un CGPS se encuentra compuesto por un tanque o acumulador de gas, válvulas ON/OFF, encargadas de comandar los disparos por las toberas que producen el empuje al liberar el gas y una tobera, encargada de liberar los gases y producir el empuje.

Este informe resulta ser la continuación del trabajo presentando en [6]. En dicho informe se plantea el diseño, la fabricación y el ensayo de un prototipo de tobera de Laval adaptada a nivel del mar para un sistema propulsor RCS. Se siguen las mismas pautas generales de diseño presentes en la referencia [6] teniendo en cuenta que en este informe la tobera se adapta a una altitud de 100 km.

A lo largo de este trabajo se establece y justifica la condición de operación para la tobera, se determina la geometría de esta para cumplir con el empuje e impulso específico requerido, se realiza un análisis isoentrópico para estimar parámetros fluidodinámicos de la tobera en la condición de operación, se ensaya la tobera en las condiciones especificadas y se comparan los resultados experimentales con la teoría.

2. METODOLOGÍA

Los requisitos de performance están definidos para una altitud de 100 km y en estos se basa el diseño. Sin embargo, la condición para la cual la tobera funcionará adaptada será una altitud menor, y el motivo se explica a continuación.

A medida que un vehículo aumenta su altitud, la presión atmosférica desciende hasta alcanzar niveles de presión muy bajos considerados coloquialmente como “vacío”. Según atmósfera estándar, la presión toma valores desde 101300 Pa a nivel del mar hasta 0,032 Pa a 100 km.

Por lo tanto, si uno diseñara la tobera adaptada a 100 km, debería elegir presión de salida de diseño $P_2 = 0,032$ Pa y, teniendo una presión de entrada a la tobera de varios órdenes de magnitud mayores, se

necesitaría un área de salida exageradamente grande para expandir completamente el gas dentro de la tobera.

La consecuente longitud asociada hace inviable ese diseño. Debido a esto, la tobera a diseñar estará adaptada a una altitud de diseño, menor que 100 km. Por debajo de ella la tobera funcionará sobre-expandida, y por encima de la misma la tobera lo hará sub-expandida. Esta situación, que ocurre en cualquier tobera de geometría fija que vuele en un vehículo espacial, se muestra en la Figura 1.

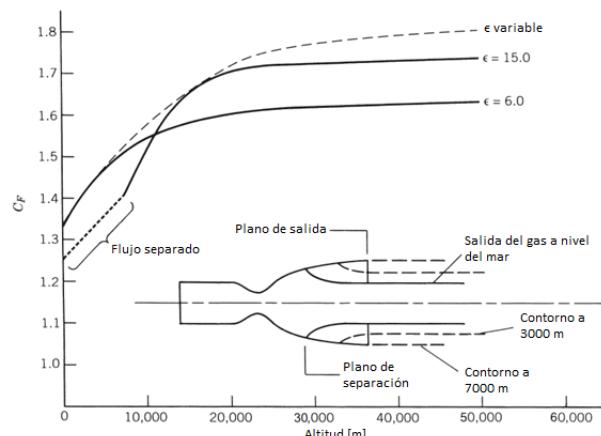


Figura 1. Coeficiente de empuje en función de la altitud para diferentes relaciones de expansión [1].

2.1. Marco teórico

La configuración de la tobera con mejores prestaciones depende de una gran variedad de factores, incluyendo el régimen de altitud en el que opera, las veces que se utiliza por unidad de tiempo y los esfuerzos dedicados a su construcción, además de las propiedades del material, factores tales como la materia de propulsión, la presión y temperatura que tienen los gases durante todo el proceso de expulsión entre otras variables.

Podemos definir tres secciones en la tobera, sección convergente, sección de garganta y sección divergente, la forma básica de toda tobera es la llamada tobera De Laval o tobera convergente divergente.

El empuje generado por este tipo dispositivos, para una condición de funcionamiento constante y en una atmósfera homogénea, se obtiene con la siguiente ecuación.

$$F = \dot{m}U_s + A_s(P_s - P_a) \quad (1)$$

En la ecuación anterior:

- \dot{m} representa el caudal másico en la tobera
- U_s la velocidad del flujo en el plano de salida de la tobera
- A_s el área en el plano de salida de la tobera
- P_s la presión de salida en la tobera
- P_a la presión en el entorno/ambiente.

Para el caso donde la tobera opera de forma adaptada, es decir $P_s = P_a$, el empuje solo será función del caudal másico que circula por la misma y la velocidad en el plano de salida.

De (1) se obtiene la expresión para determinar la velocidad de salida de una tobera, la cual se expresa en la ecuación (2). Esta expresión toma como subíndice 1 a los parámetros de entrada de la tobera y subíndice 2 a los parámetros de salida. Según la ecuación (1) podemos despreciar v_1 al asumir que el área a la entrada de la tobera es mucho mayor al área de la garganta.

$$v_2 = \sqrt{\frac{2k}{k-1} RT_1 \left[1 - \left(\frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} \quad (2)$$

Tenemos en la ecuación (2) las siguientes propiedades:

- El exponente isentrópico del gas, $k = 1.4$
- La constante particular del gas, $R = 296 \text{ J/kgK}$
- La presión de entrada de la tobera, P_1
- La temperatura de entrada a la tobera, T_1
- La velocidad del gas a la salida de la tobera, v_2

Si consideramos un empuje dado y determinamos la velocidad de salida de los gases de escape, podemos obtener con el flujo máscico, y luego, utilizando las ecuaciones de flujo isoentrópico, la sección de garganta y salida.

2.2. Diseño 2D

2.2.1. Requerimientos

Para el desarrollo de la geometría de la tobera se proponen como datos de entrada los siguientes requerimientos:

Tabla 1. Requerimientos de la tobera diseñada.

Requerimientos	
Presión de entrada, P_1	1500000 Pa (abs)
Presión de salida, P_2	2500 Pa (abs)
Propelente	Nitrógeno gaseoso
Empuje, F	30 N
Altitud de operación	100 km
Impulso específico, I_{sp}	70 seg

En la Tabla 1 se observa que la presión de salida propuesta es de 2500 Pa, la cual corresponde a una altitud equivalente de 25 km aproximadamente. La altitud de diseño resulta menor a la de operación ya que una tobera diseñada a 100 km resultaría impráctica, como se menciona anteriormente en la sección 2. Se utilizará nitrógeno en estado gaseoso, el cual se seleccionó por ser inerte, de bajo costo (comparado con Helio) y de elevado peso molecular.

2.2.2. Geometría

Para el cálculo de las secciones que conforman la tobera se definen los parámetros geométricos referidos a el ángulo de divergencia y convergencia, radios de acuerdos, diámetros fundamentales de salida, entrada y garganta.

La superficie de la pared en toda la tobera debe ser lisa y brillante para minimizar la fricción, deben evitarse los huecos, agujeros, bordes afilados o protuberancias. Se destacan 3 secciones que conforman la tobera de Laval: Convergente, garganta y divergente (Figura 2).

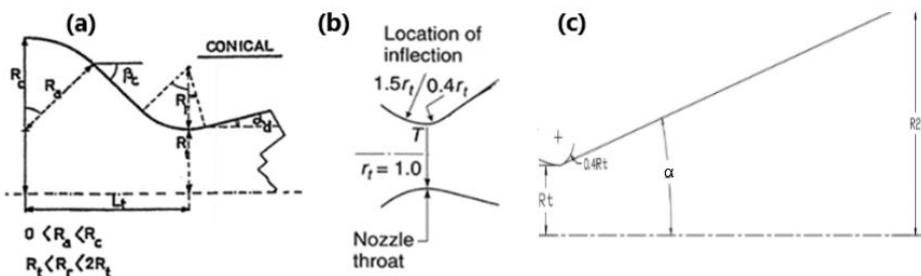


Figura 2. (a) Variables geométricas en la sección convergente para una tobera cónica [3]. (b) Radios de acuerdo en garganta [1]. (c) Variables geométricas de una tobera convergente - divergente cónica.

2.2.2.1. Sección convergente

La sección convergente (véase Figura 2 (a)), entre la entrada y la garganta de la tobera, nunca ha sido crítica para lograr un alto rendimiento. El flujo subsónico en esta sección puede girar fácilmente con una caída de presión muy baja y cualquier radio, contorno de pared o forma de entrada de la tobera suele ser satisfactoria.

Para el diseño de esta sección se tendrá en cuenta que la relación de áreas transversales entre la entrada a la tobera y la garganta sea mayor a 4 para despreciar la velocidad de entrada, y que el ángulo de convergencia β se encuentre en un rango entre 30° y 45° para asegurar transiciones suaves y evitar toda posibilidad de desprendimiento del flujo al atravesar la garganta.

2.2.2.2. Garganta

El contorno de la garganta tampoco es muy crítico para el rendimiento, y cualquier radio u otra curva suele ser aceptable. Los gradientes de presión son altos en estas dos regiones y el flujo se adhiere a las paredes.

En esta zona se distinguen dos radios, uno de aproximación en la zona convergente y otro de expansión en la zona divergente (Figura 2 (b)). Se utiliza un radio de aproximación a la garganta de $1,5r_t$ y un radio de expansión de la garganta de $0,4r_t$. Si se utilizan radios algo diferentes, los resultados solo serán ligeramente diferentes. Estos valores son los recomendados por la bibliografía de las referencias [1] y [3].

La principal diferencia en las distintas configuraciones de toberas se encuentra en la sección de flujo supersónico divergente, como se describe a continuación.

2.2.2.3. Sección divergente

Se utiliza para esta sección una tobera cónica, ya que permiten facilidad de fabricación y flexibilidad al adaptar un diseño existente a una relación de expansión mayor mediante el alargamiento de la sección sin un rediseño general.

Para el ángulo divergente, se toma un semi-ángulo de 15° , ya que es el más utilizado por convención ya que si se utilizan valores bajos del ángulo de divergencia, el flujo a la salida será aproximadamente axial y la performance de estas toberas se aproximarán a la teórica. Las pequeñas dimensiones con las que se trabajan hacen que no sea necesario recurrir a una forma acampanada. La forma acampanada se utiliza cuando se desea conseguir la expansión en una longitud menor, pero requiere un estudio detallado de la forma para evitar pérdidas.

Existe un factor de corrección teórico para estas geometrías, que depende del ángulo α (semi-ángulo de apertura del cono). El factor está asociado a la pérdida de cantidad de movimiento a la salida y nos permitirá obtener el valor de empuje en una tobera real donde el flujo no es totalmente axial. Es decir que λ cuantifica la diferencia de velocidad que se logra a la salida cuando la expansión se da con un ángulo 2α respecto al cálculo unidimensional.

$$\lambda = \frac{1}{2}(1 + \cos \alpha) \quad (3)$$

De esta forma, para tobera adaptada se determina el empuje.

$$\mathbf{F} = \dot{m}(\lambda \mathbf{v}_2) \quad (4)$$

Típicamente, el semi-ángulo de divergencia (α) toma valores entre 12° y 18° , región donde la pérdida no es muy significativa y se pueden conseguir buenas longitudes. En este caso se define $\alpha = 15^\circ$, resultando en $\lambda = 0,983$.

2.2.3. Cálculo de la geometría

Para el diseño geométrico de la tobera se procede de la siguiente manera:

1. Se define una altitud donde la tobera estará adaptada, es decir, donde $P_2 = P_a$.
2. Con la relación $\frac{P_2}{P_1}$ y T_1 y conociendo las propiedades del gas, podemos calcular la v_2 teórica adaptada haciendo uso de la ecuación (2).
3. Se aplica el factor de corrección λ y a partir del empuje requerido, se calcula el flujo másico requerido.
4. Se calcula el área de la garganta (Ag) que asegura el caudal másico calculado en el paso anterior en la condición de choqueo.

$$Ag = \dot{m}_{max} \frac{(R T_1)^{0.5}}{P_1 * \left[k^{0.5} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{0.5 \left(\frac{k+1}{k-1} \right)} \right]}$$

5. Se calcula el número de Mach a la salida (M_2) haciendo uso de la relación de presiones.

$$M_2 = \left(\frac{2}{k-1} \right)^{0.5} \left[\left(\frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]^{0.5}$$

6. Con M_2 , se calcula el área de salida (A_2).

$$A_2 = \frac{Ag}{M_2} \left[\frac{1 + 0.5(k-1)M_2^2}{0.5(k+1)} \right]^{\frac{k+1}{2(k-1)}}$$

7. Definidas A_2 y Ag tenemos definida la longitud de la sección divergente, y todo lo necesario para estimar la performance de esta tobera en otras condiciones.
8. Finalmente se calcula el empuje e impulso específico de la tobera en función de la altura, al agregar la componente de empuje por presiones usando la presión ambiente correspondiente.

$$F(h) = \dot{m}v_2 + A_2(P_2 - P_a(h))$$

$$I_s = \frac{F(h)}{\dot{m}g_o}$$

Las Figura 3(a) y Figura 3(b) presentan la evolución tanto del empuje como del impulso específico a medida que cambia la altura. Luego de un cuidadoso análisis se seleccionó la presión de salida para obtener los parámetros de performance buscados.

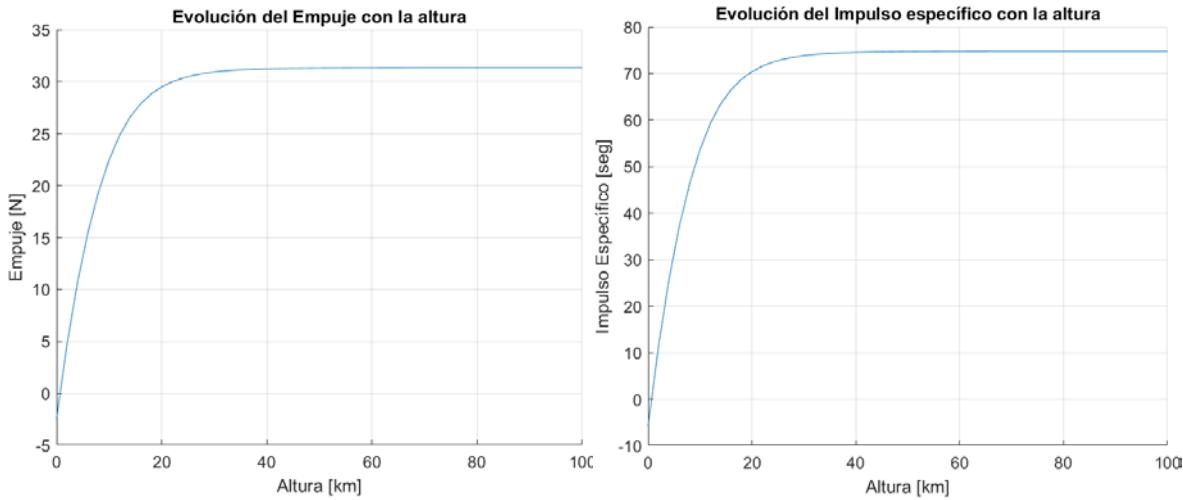


Figura 3: (a) Variación del empuje obtenido con el propulsor en función de la altitud
 (b) Evolución del impulso específico con la altura

En función de los requerimientos exigidos se llega a una geometría con las siguientes características y performance a 100 km de altitud:

Tabla 2. Principales características de la tobera.

Requerimientos	
P_2	2.500 Pa
\dot{m}	0,0431 kg/s
A_g	11,5 mm ²
A_2	326,8 mm ²
Diámetro de garganta	3,82 mm
Diámetro de salida	20,40 mm
α	15°
Longitud sección divergente	30,94 mm
Empuje	30,8 N
Impulso específico	73 seg

Esta tobera está adaptada a una presión equivalente a aproximadamente 25 km de altitud en atmósfera estándar.

2.3. Diseño 3D

La tobera es modelada en 3D a través de un programa CAD con los valores obtenidos de la sección anterior.

A demás de la construcción de la tobera, se diseña en el mismo entorno el banco de ensayo, donde se instrumenta el dispositivo. La finalidad de realizar en dos piezas, es decir la tobera por un lado y el banco de instrumentación, es que, de esta manera, se logra una intercambiabilidad de la tobera capaz de adaptarla para distintos regímenes de funcionamiento sin necesidad de tener que reimprimir todo el conjunto nuevamente (véase Figura 4 (b) y (c)).

Debido al pequeño tamaño que presenta la tobera no se dimensiona un espesor mínimo, ya que se debe conformar la tobera de tal manera que esta pueda manipularse de una manera cómoda y este no resulta crítico en los ensayos.

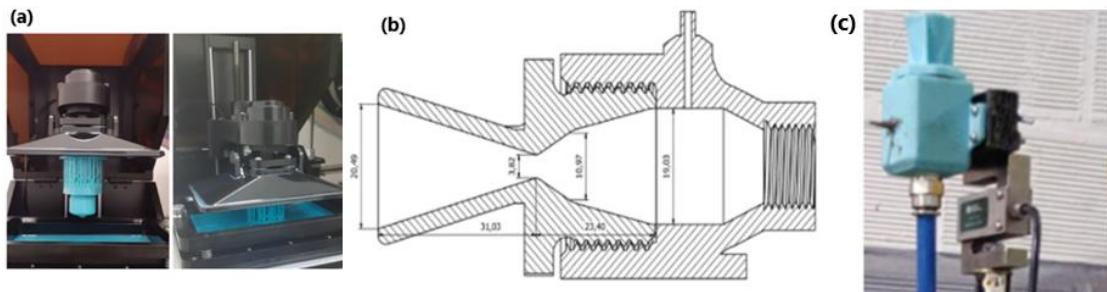


Figura 4: a) Impresora 3d de resina (SLA). (b) Vista lateral de la tobera montada en el bastidor. (c) Tóbera y bastidor montados sobre la celda.

2.4. Construcción

Para la construcción de la tobera y el banco de ensayo, se utilizó tecnología de impresión 3D por estereolitografía (SLA; Stereolithography), también conocida como impresión de resina. En la Figura 4 (a) se encuentra la impresora habiendo finalizado el proceso de conformado de la tobera.

2.5. Ensayos

A la hora de diseñar la tobera un enfoque teórico proporciona un acercamiento a la geometría final del dispositivo. Esta metodología plantea hipótesis en las que se idealiza el comportamiento del flujo. Por este motivo es de suma importancia verificar mediante ensayos los resultados obtenidos. Se verifica mediante una prueba de empuje los parámetros de empuje, velocidad y comportamiento mecánico de la tobera.

2.5.1. Procedimiento ensayo de empuje

Con este ensayo se busca medir el valor del empuje real, a partir del uso de celdas de carga, la presión en la entrada de la tobera y el vacío parcial en el interior de un tanque donde opera la tobera.

2.6. Arreglo experimental

En esta sección solo se describirá de forma general el arreglo experimental a implementar para cada ensayo.

El ensayo consta de un acumulador de nitrógeno el cual se encuentra a una presión mayor a la presión requerida a la entrada de la tobera para tener en cuenta las pérdidas, esta presión se determina experimentalmente de forma previa al ensayo de empuje con la finalidad de que la presión en la entrada de la tobera sea la solicitada.

El acumulador se encuentra equipado con una termocupla utilizada para relevar la temperatura en el interior, se utiliza además un transductor de presión y un manómetro analógico. Del acumulador deriva la tubería flexible que suministra el flujo a la tobera, a través de una válvula globo con la que se acciona el mecanismo de disparo. La tobera se encuentra sobre el banco de ensayo, como se observa en la Figura 5, instalada en la parte superior del tanque de vacío. El banco de ensayo se encuentra equipado con una la celda de carga y un transductor de presión sobre el conducto de entrada de la tobera.

Se utiliza, también, un tanque esférico cuyo volumen nos permite establecer una condición de vacío parcial. Este tanque posee una capacidad de 500 litros y cuenta, en su parte inferior, con una brida en la cual se montará un arreglo de bombas de vacío. El esquema del arreglo experimental se muestra en la Figura 5.

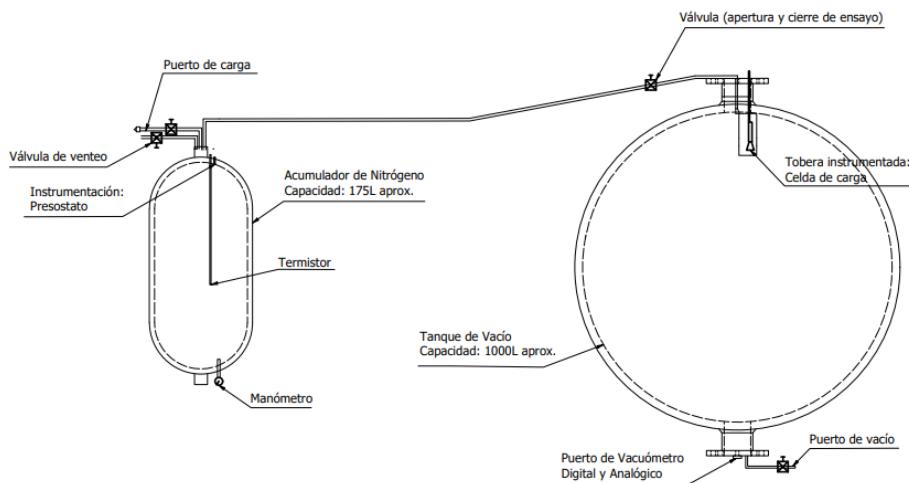


Figura 5: Esquema del arreglo experimental.

3. RESULTADOS

Del ensayo realizado se extrae el valor del empuje, proporcionado por la fuerza aplicada sobre la celda de carga, de igual forma se obtiene los valores de presión en el tanque (acumulador de nitrógeno), presión en la tobera (sección de ingreso) y presión en el tanque de vacío.

Antes de la medición del empuje se realizó una serie de ensayos para establecer la caída de presión que se genera desde el acumulador de nitrógeno hasta el plano de entrada de la tobera. Una vez determinada la caída de presión se ejecuta el ensayo. Los valores de presión en el acumulador de nitrógeno (P1), presión en la entrada de la tobera (P2), nivel de vacío en el tanque esférico y el empuje registrado por la celda de carga se muestran en la Figura 6.

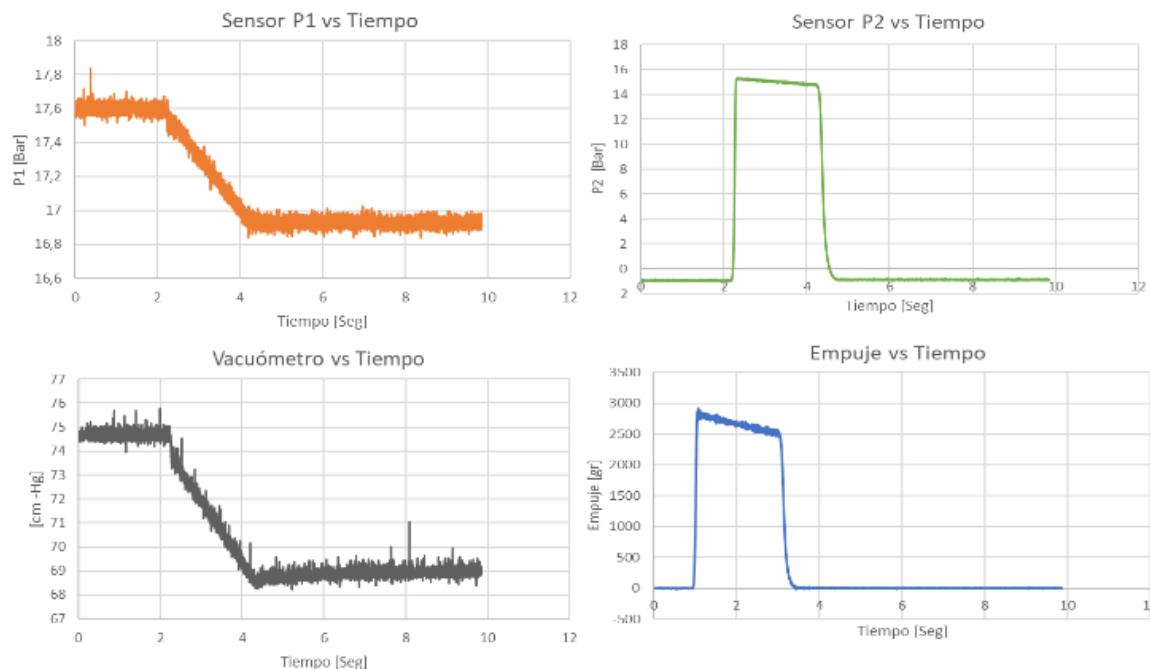


Figura 6. Curvas del ensayo en vacío.

4. DISCUSIÓN

El empuje inicialmente alcanzó un máximo de 2916 gr (28.6N) y en el momento del cierre se registró un valor de 2500 gr (24.52N). El valor medido en el instante inicial, al momento de la apertura de la válvula de disparo, es el que se analiza. Los valores registrados en los instantes siguientes están alejados

de la condición de ensayo pensada, dado que, además de que la presión en la entrada disminuye con el tiempo, la presión en el interior del tanque de vacío se incrementa modificando la presión donde descarga la tobera.

Para poder obtener una estimación del caudal másico, se utiliza la medición de la presión de vacío en el tanque esférico. Siguiendo la ley de los gases ideales y despreciando los cambios de temperatura, tomado el valor de temperatura exterior en el momento del ensayo se estima el caudal másico.

En el intervalo de tiempo que la válvula esférica permanece abierta se puede obtener el valor promedio del empuje para estimar un valor de impulso específico. Tomando un intervalo $\Delta t = 0,25$ s en los primeros instantes del disparo, se obtuvieron los siguientes resultados.

Tabla 3. Resultados.

Tabla de resultados	
\bar{F}	27,4 N
\dot{m}	0,0442 kg/s
\bar{I}	63,3 seg
F_{max}	28,6 N
I_{max}	66 seg

Se encontró un caudal másico próximo al calculado teóricamente (0,0431 kg/s), y se aprecia una disminución en los valores esperados del empuje e impulso específico medios, mientras que los valores pico presentan una diferencia que puede provenir de las pérdidas no contempladas en el diseño y de algunas incertidumbres de la medición.

5. CONCLUSIONES

Como se mencionó con anterioridad el requerimiento de empuje de la tobera era 30 N, habiendo alcanzado 28,6 N en el instante inicial del ensayo, se obtuvo un error del 4,7%. El error puede estar asociado a un problema en la calibración de los sensores tanto de presión como celdas de carga, condiciones atmosféricas, condiciones mecánicas asociadas al banco de ensayo, etc. Además, se debe tener en cuenta que las hipótesis fluidodinámicas simplificadas planteadas para el desarrollo también introducen un cierto error.

En lo referido al ensayo con atmósfera controlada se logró alcanzar un vacío de 74 Cm Hg, valor suficiente para el requerimiento del ensayo. Se pudo medir la presión en la entrada de la tobera, verificando que sea la adecuada, y la variación del vacío, permitiendo estimar la masa que inyecta la tobera en un determinado tiempo.

Para caracterizar de manera más eficiente la performance de la tobera deben realizarse nuevos ensayos con la capacidad de medir el caudal másico suministrado. Para lograrlo se pretende sumar a los ensayos un caudalímetro. El mismo debe ser adecuado para las condiciones impuestas siendo las más críticas la presión de trabajo y el alto caudal requerido.

6. REFERENCIAS

1. G. P. Sutton and O. Biblarz: "Rocket Propulsion Elements", 2010, John Wiley & Sons, 8va edición.
2. M. J. L. Turner: "Rocket and Spacecraft Propulsion: Principles, Practice and New Developments", 2008, Springer Praxis Books, 3rd Edición
3. M. Barrere, A. Jaumotte, B. Fraeijis De Veubeke, J. Vanderkerckhove: "Rocket Propulsion", 1960, Elsevier Publishing Company.
4. F. M. White: "Mecánica De Fluidos", 2004, Mc Graw Hill, 5ta edición.
5. G. Rao, J. Beck and T. Booth: Nozzle Optimization for space-Based Vehicles, AIAA, 1999, Los Angeles, C.A, U.S.A.
6. E. Jara, T. Berón, P. M. Mantelli: Diseño y construcción de una tobera aplicada al sistema de control de reacción basado en gas frío, ITEE, 2023, UNLP, Bs. As., Argentina.



7º Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica



FACULTAD DE INGENIERÍA
Universidad Nacional de La Plata



UNIVERSIDAD
NACIONAL
DE LA PLATA

Simulación del calentamiento aerodinámico de cohetes

C. Sacco⁽¹⁾ y G. Weht⁽¹⁾

(1) Facultad de Ingeniería, Centro Regional Córdoba IUA, UNDEF

Autor principal: csacco@iua.edu.ar

Palabras claves: CALENTAMIENTO AERODINÁMICO, TRANSFERENCIA DE CALOR, TRAYECTORIA

Resumen

El vuelo de cohetes a altas velocidades dentro de la atmósfera terrestre conlleva un incremento significativo de la temperatura en su estructura debido a efectos aerodinámicos. Este aumento térmico puede no solo afectar a los equipos a bordo, sino que también puede comprometer la integridad estructural del vehículo. Para abordar el análisis del calentamiento aerodinámico, es necesario considerar de manera conjunta la aerodinámica y la transferencia de calor en la estructura, ya que ambos fenómenos están estrechamente vinculados. Además, se deben tener en cuenta la trayectoria del cohete y las variaciones de las propiedades atmosféricas.

En este trabajo, se desarrolla una metodología de cálculo que consta de cinco etapas. En primer lugar, se utiliza un simulador de 6 grados de libertad para calcular la trayectoria del cohete. A continuación, se realiza el cálculo aerodinámico utilizando la teoría de características (Second Order Shock Expansion). Posteriormente, se evalúa el flujo de calor a través de la capa límite mediante la aplicación de la teoría de Etker, y por último, se calcula la transferencia de calor en el cohete utilizando un programa basado en el método de los elementos finitos.

Esta metodología propuesta permite llevar a cabo un análisis rápido de la evolución de la temperatura en cualquier parte de la estructura durante todo el vuelo del vehículo. Para corroborar la metodología propuesta se presentan comparaciones con resultados experimentales y finalmente se aplica a un caso real.



7º Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica



UNIVERSIDAD
NACIONAL
DE LA PLATA

Estudio experimental del efecto aerodinámico de una hélice impulsora sobre un comando bajo la acción de una ráfaga

I. Echapresto Garay (1), J. Marañón Di Leo (1,2), J. S. Delnero (1,2)

(1) UIDET LaCLyFA, Facultad de Ingeniería, Universidad Nacional de La Plata, La Plata, Argentina.

(2) CONICET, Ciudad Autónoma de Buenos Aires, Argentina.

Autor principal: iban.echapresto@ing.unlp.edu.ar

Palabras claves: TUNEL DE VIENTO, PUSHER, FLAP

Resumen

Utilizando un modelo de ala con flap simple y un conjunto motor/hélice impulsora, se realizaron ensayos en túnel de viento para estudiar la respuesta de dicho modelo a una perturbación en el flujo que modelaba una ráfaga.

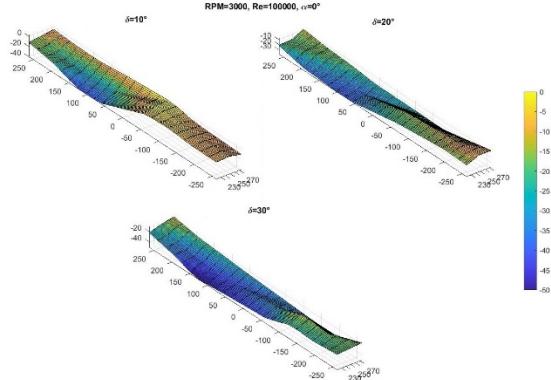


Figura 1 – Distribución de presiones en el flap

La escasa cantidad de documentación y reportes de cómo se comporta aerodinámicamente esta configuración motiva el interés de evaluarla para conocer la respuesta ante las condiciones entre las que se considera el análisis del efecto aerodinámico sobre un dispositivo hipersustentador de borde de fuga expuesto a una perturbación producida por una ráfaga.

Para mostrar el efecto de una perturbación en el flujo que representa una ráfaga en el modelo de ala con flap y hélice impulsora se analizaron los datos en función del tiempo de ensayo. La zona no estacionaria muestra un fenómeno transitorio como respuesta a la perturbación provocada por el dispositivo generador de ráfaga.

Referencias:

- [1] Algozino, S., Marañón Di Leo, J., Delnero, J. S., Echapresto Garay, I. (2016). "Aerodynamic Study of a Pusher-Propeller effects on a simple flap". 34th AIAA Applied Aerodynamics Conference.
- [2] Deshpande, P. J., Singh, S., Narayanan, P., Balamurali, 2014. "Experimental Investigation of Periodic Wind Gust Generated in a Low Speed Wind Tunnel". 32th AIAA Applied Aerodynamics Conference.
- [3] Ruchala, P., 2017. "Aerodynamic interference between pusher propeller slipstream and an airframe – literature review". Journal of KONES Powertrain and Transport, Vol. 24, No. 3.



7º Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica



UNIVERSIDAD
NACIONAL
DE LA PLATA

Investigación numérica de la separación no estacionaria del flujo sobre un perfil a bajo número de Reynolds

F. Bacchi, A. Scarabino

(1) UIDET Grupo de Fluidodinámica Computacional GFC - Universidad Nacional de La Plata, Facultad de Ingeniería, La Plata, Argentina.

Autor principal: fbacchi@ing.unlp.edu.ar

Palabras claves: DESPRENDIMIENTO LAMINAR, READHERENCIA, PERFILES, CFD

Resumen

En el desarrollo de pequeños vehículos voladores autónomos (MAV, o Micro-Air Vehicles), la aerodinámica de bajo número de Reynolds da origen a problemas y configuraciones que no son frecuentes en escalas mayores. En ciertos casos el gradiente adverso de presiones en el extrados de un perfil produce el desprendimiento de la capa límite y su readherencia posterior en un patrón no estacionario, que reduce la performance del perfil y puede desencadenar la entrada en pérdida. Estos efectos causan, además, que el coeficiente de sustentación, CL, presente una dependencia no lineal al variar el ángulo de ataque, incluso a pequeños valores de este, presentando una meseta o “plateau” en el que el CL se mantiene constante. En estudios experimentales sobre el perfil SD 7003 [1] se encuentra que la capa límite laminar produce trenes de burbujas de separación y readherencia periódicos, gobernados por inestabilidades del tipo Kelvin-Helmholz. Estas burbujas de recirculación avanzan sobre el extrados hasta desprenderse finalmente como vórtices periódicos en la estela, produciendo cargas no estacionarias sobre el perfil que explican el comportamiento atípico de la curva CL-alfa.

El objetivo de este trabajo es comparar los resultados obtenidos mediante simulaciones 2D para un perfil SD 8020, de los modelos RANS de turbulencia (SST, SST+gamma transport eq., transition-SST y GECKO) que, a priori, tienen la capacidad de capturar la burbuja de separación laminar y/o la transición laminar-turbulenta sobre el extrados del perfil, con el modelo SRS-SAS que permite resolver las escalas más pequeñas del flujo no estacionario.

Estos resultados se comparan, además, con visualizaciones realizadas en el túnel de viento, con un perfil construido especialmente para intentar visualizar las estructuras del flujo muy cercano a la pared del perfil. Finalmente, se compararán las cargas aerodinámicas obtenidas en estas simulaciones con los resultados experimentales obtenidos por Selig et al [2].

Referencias:

- [1] Burgman S., Schröder W. (2008). Investigation of the vortex induced unsteadiness of a separation bubble via time-resolved and scanning PIV measurements. *Experiments in Fluids*, Volumen 45, 675-69.
- [2] Selig, M., Guglielmo, J., Broeren, A. and Giguere P. (1996) Experiments on airfoils at low Reynolds numbers. AIAA 96-0062, 34th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit. January 15-18, 1996 I Reno, NV, USA.



7º Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica



UNIVERSIDAD
NACIONAL
DE LA PLATA

Análisis dinámico de una turbina supersónica para su uso en turbo bombas de vehículo lanzador LOx LCH4

J. Santiso(1), L. Guaita(1), J. Paladini(1), A. Patanella(1)

(1) Universidad Nacional de La Plata, Facultad de Ingeniería, La Plata, Argentina.

CTA – Centro Tecnológico Aeroespacial, Universidad Nacional de La Plata Calle 116 e/47 y 48 (1900) La Plata, Argentina. <http://www.cta.ing.unlp.edu.ar>

Autor principal: santisojaviernicolas@gmail.com

Palabras claves: VEHÍCULO LANZADOR, TURBO BOMBAS, TURBINA.

Resumen

En este trabajo se presenta el estudio del comportamiento dinámico que posee una turbina de impulso de simple etapa que tiene como finalidad ser utilizada en una turbobomba de uso aeroespacial.

En primer lugar, se presentará el modelo dinámico que represente el funcionamiento de la turbomáquina introduciendo en él todas las variables del sistema que intervienen, tales como el caudal, la presión, la temperatura, entre otras. En segundo lugar, buscamos introducir las perturbaciones dinámicas expresadas como entradas al sistema para luego, estudiar a través de las funciones de transferencias, las salidas o respuestas dinámicas que tendrá la turbina de impulso.

Este análisis será de importancia debido a que se podrán estimar los tiempos de respuesta de la turbina ante una perturbación (o entrada), aparte de la respuesta (o salida) que tendrá la misma, para luego utilizar estos parámetros y obtener una estimación de la variación de potencia o torque de salida ante una perturbación. También tenemos como objetivo analizar y encontrar las frecuencias de resonancia de la turbina de impulso para considerar un rango alejado de trabajo de la misma que no sea cercano a las frecuencias resonantes.

Dicho lo anterior, a partir del estudio dinámico de la misma se busca verificar los cálculos que, en un futuro, estarán acompañados de resultados obtenidos de ensayos.

Referencias:

- [1] Humble, Henry, Larson – 1995 – Space Propulsion Analysis and Design.
- [2] Huzel-Huang. Design of liquid Propellant Rocket Engines. NASA SP-125 1971.
- [3] Sp-L – 1974 – SP – 8110 LIQUID ROCKET ENGINE TURBINES.
- [4] Ogata Katsuhiko – Dinámica de Sistemas.



7º Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica



UNIVERSIDAD
NACIONAL
DE LA PLATA

Diseño de una turbina supersónica para su uso en turbo bombas de vehículo lanzador LOx LCH4

J. Santiso(1), L. Guaita(1), J. Paladini(1), A. Patanella(1)

(1) Universidad Nacional de La Plata, Facultad de Ingeniería, La Plata, Argentina.

CTA – Centro Tecnológico Aeroespacial, Universidad Nacional de La Plata Calle 116 e/47 y 48 (1900) La Plata, Argentina. <http://www.cta.ing.unlp.edu.ar>

Autor principal: guatalucasgabriel@gmail.com

Palabras claves: VEHÍCULO LANZADOR, TURBO BOMBAS, TURBINA.

Resumen

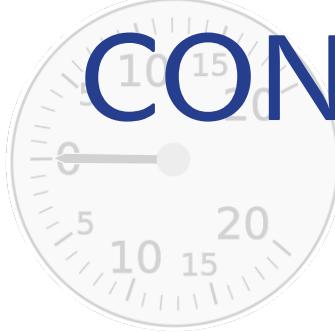
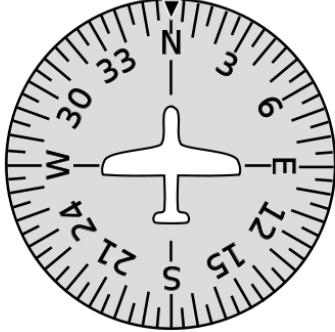
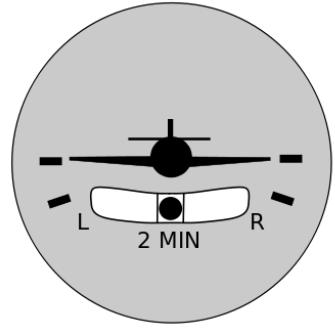
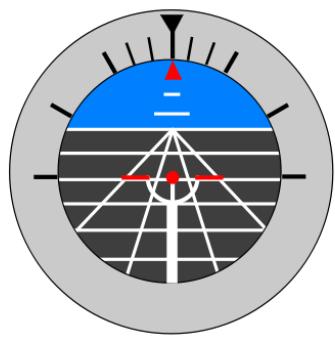
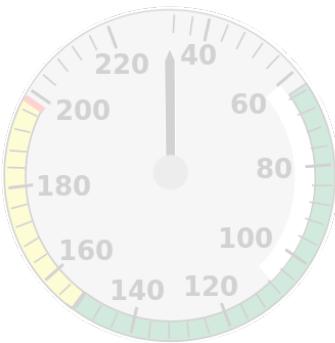
En este trabajo se presenta el diseño de una turbina supersónica de una etapa para impulsar un conjunto de bombas, las cuales tienen como objetivo suministrar el caudal adecuado de propelentes al motor principal del vehículo lanzador.

El diseño está basado en el dimensionamiento del conjunto álabe-disco en la parte estator y rotor, como así también el colector de gases y las diferentes partes que componen la turbina. Determinando el triángulo de velocidades en cada etapa y considerando que la misma opera en régimen supersónico durante su ciclo de funcionamiento. Conociendo los parámetros tales como la presión, temperatura y velocidad de los gases de entrada a la turbina se dimensionó en primer lugar la etapa estator, en base a la teoría, la cantidad de álabe, diámetro del estator, área de entrada, área de garganta y área de salida del mismo, entre otros parámetros. En segundo lugar se dimensionó la etapa rotor de manera análoga.

El presente trabajo tiene como objetivo lograr el diseño en detalle de la turbina, la cual será la encargada de impulsar al conjunto de bombas que alimenten al ciclo generador de gas. Por último se realizará una maqueta a escala de la turbina con todos sus componentes impresos en 3D, la cual nos brindará información a tener en cuenta para el futuro maquinado de la misma. Se mostrarán las soluciones adoptadas con los componentes a los que se puede acceder en el mercado local.

Referencias:

- [1] Humble, Henry, Larson – 1995 – Space Propulsion Analysis and Design.
- [2] Huzel-Huang. Design of liquid Propellant Rocket Engines. NASA SP-125 1971.
- [3] Sp-L – 1974 – SP – 8110 LIQUID ROCKET ENGINE TURBINES.
- [4] The Dynamics and Thermodynamics of Compressible Fluid Flow-Volume 1- Ascher H. Shapiro.



DINAMICA Y CONTROL

ESTUDIO DE LA DINÁMICA DE APERTURA DE COFIA DE VEHÍCULOS LANZADORES

V. Acosta^a, J. Donati^a, M. Peyran^a, N. Leon^a y P. Ringegni^a

^a Centro Tecnológico Aeroespacial (CTA), Facultad de Ingeniería, Universidad Nacional de La Plata, calle 116 e/ 47 y 48, CP 1900, La Plata, Argentina.
Email: vicente.acosta@alu.ing.unlp.edu.ar

RESUMEN

En este trabajo se presenta el desarrollo y verificación de un modelo dinámico que describe el evento de apertura de cofia de vehículos lanzadores. En primer lugar, se presenta el modelo matemático, desarrollado en función de distintos parámetros de entrada asociados al vehículo en estudio, al sistema de apertura y a las condiciones de vuelo. Luego, se emplea el modelo matemático con el fin de obtener resultados numéricos para casos de verificación particulares, que se comparan con resultados analíticos y con resultados provistos por un modelo de elementos finitos.

Palabras clave: DINÁMICA, APERTURA, COFIA, VEHÍCULO, LANZADOR.

INTRODUCCIÓN

La cofia del lanzador, elemento fundamental para la protección de la carga paga durante el vuelo atmosférico, es usualmente liberada en condiciones exoatmosféricas para reducir el peso y optimizar el uso de combustible y los costos de la misión [1]. Sin embargo, la apertura y liberación de la cofia resulta crítica para el desarrollo de la misión. Se debe asegurar que el evento transcurra cumpliendo ciertos requerimientos, para evitar posibles fallas en la apertura, colisiones entre la cofia y el resto del vehículo, o daños estructurales y de equipamiento, que deriven en el fracaso de la misión.

En este contexto, resulta fundamental contar con una herramienta para estudiar la dinámica de apertura de la cofia de forma tal de generar requerimientos para el sistema de apertura, o analizar el desarrollo del evento para determinados diseños. Por este motivo se desarrolló un modelo matemático que describe la dinámica de este evento, en función de las características particulares del vehículo, su sistema de apertura de cofia y las condiciones bajo las cuales se desarrolla.

El objetivo del trabajo es presentar el desarrollo del modelo matemático, sus hipótesis y su campo de aplicación, junto con las verificaciones realizadas para casos particulares con solución analítica y por un modelo FEM. El desarrollo de dicho modelo permite generar una herramienta de estudio, que resulta de utilidad para la evaluación del evento de apertura y liberación de cofia, y para la generación de requerimientos para el sistema de apertura.

METODOLOGÍA

El trabajo comprende el desarrollo de un modelo teórico para la dinámica de los cuerpos involucrados, así como también la resolución numérica de las ecuaciones diferenciales del modelo para obtener datos de interés del evento de apertura. Se desarrolla un modelo dinámico de seis grados de libertad (6-DOF) por cuerpo, que considera al lanzador compuesto por un módulo (correspondiente a la etapa superior del vehículo) y dos semicofias. Dichos cuerpos interactúan a través de un sistema de apertura intermedio. El modelado se realiza teniendo en cuenta las siguientes hipótesis simplificativas:

- Los cuerpos involucrados se consideran indeformables.
- Las cargas aerodinámicas se consideran despreciables (condiciones exoatmosféricas).

El sistema de apertura considerado está conformado por un subsistema de impulso, compuesto por actuadores encargados de inducir la apertura, y un subsistema de retención, que incluye tuercas de retención y dos bisagras que vinculan al módulo con cada mitad de la cofia. Las ecuaciones diferenciales del modelo se resuelven numéricamente para obtener las variables que describen la evolución del evento en el tiempo, como las velocidades, aceleraciones y orientación de cada uno de los cuerpos. En

particular, se emplea el algoritmo ODE45, basado en los métodos de Runge-Kutta 4 y 5 para la resolución del sistema de ecuaciones.

Descripción del sistema

Se analiza un sistema de separación ubicado en el plano que divide al módulo de las semicofias (plano de separación). La ubicación de dicho plano relativa a los centros de masa del módulo (G_0) y de ambas semicofias (G_1 y G_2) se muestra en la Figura 1. Dicho sistema está conformado por dos subsistemas: el de retención-liberación y el de impulso.

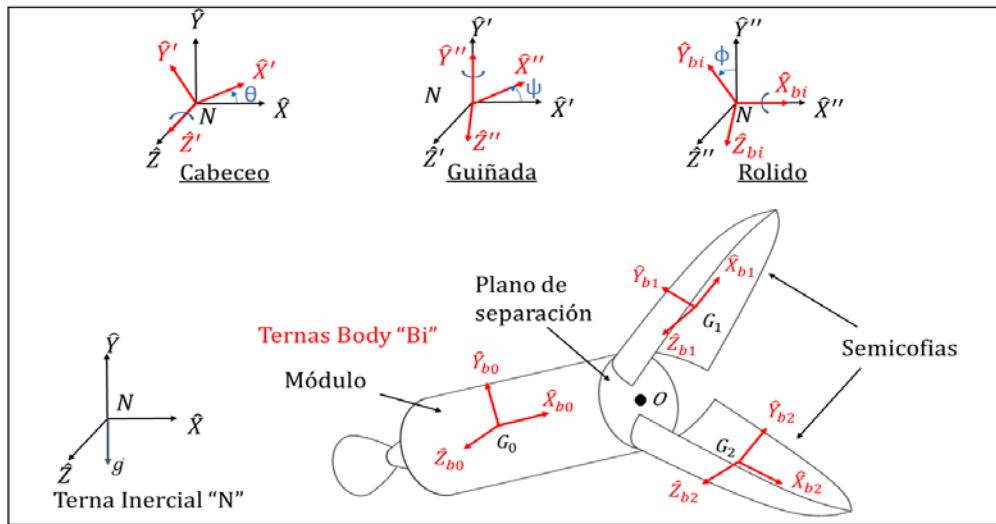


Figura 1. Cuerpos bajo análisis, sistemas de referencia y parámetros de orientación

El subsistema de retención-liberación está compuesto por una serie de tuercas que mantienen a las semicofias unidas entre sí, y sujetas al módulo, hasta el instante en que se liberan para dar inicio al del evento de apertura. A su vez, este consta de dos bisagras, cada una vinculando una semicofia al módulo, que permiten la rotación de las semicofias. El mecanismo de las bisagras, que se esquematiza en la Figura 2, es tal que las semicofias permanecen vinculadas hasta alcanzar un ángulo de apertura adecuado para su liberación. Este ángulo debe ser tal que, una vez liberadas por completo las semicofias, estas se alejen de forma segura sin correr riesgo de impacto con el módulo. En la Figura 2, además, se muestran las bisagras (B_i), ubicadas sobre la circunferencia de radio R que delimita el fuselaje del módulo. Adicionalmente, se presenta un esquema del mecanismo empleado en las bisagras, donde se visibiliza el ángulo de apertura de la i -ésima semicofia (γ_i), junto con el ángulo de liberación (γ_{max}).

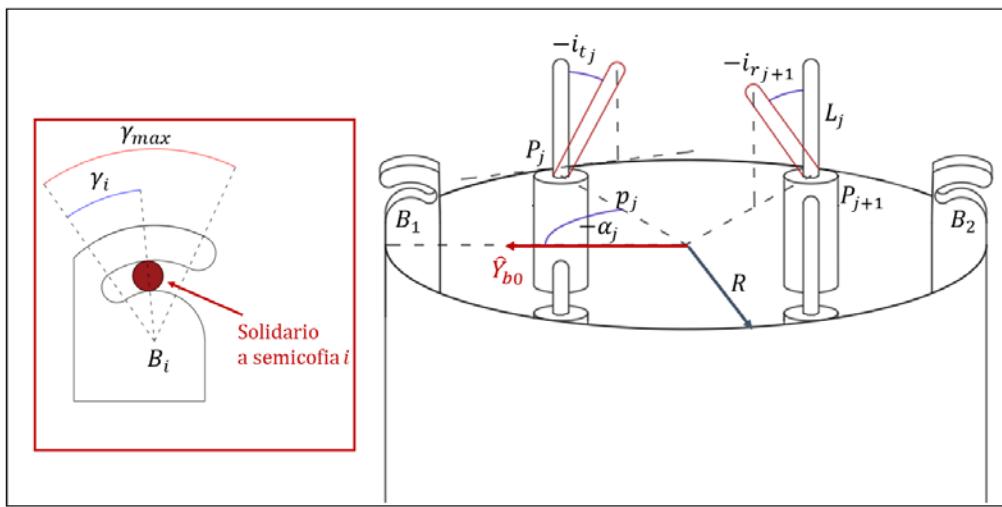


Figura 2. Configuración del sistema de apertura

Por su parte, el subsistema de impulso está compuesto por J actuadores solidarios al módulo, que tienen la función de impulsar las semicofias, haciéndolas rotar en torno a las bisagras para que, finalmente, estas sean liberadas con una velocidad relativa adecuada para evitar colisiones. El modelo se desarrolla considerando dos tipos posibles de actuadores: actuadores elasto-disipativos, que ejerzan fuerzas dependientes de su deformación y de su tasa de deformación, o actuadores de fuerza constante. En la Figura 2 se muestran los actuadores (P_j), junto con las variables que describen su posición radial (p_j) y angular (α_j). A su vez, se muestran en la Figura 2 los ángulos de inclinación radial (i_{rj}) y tangencial (i_{tj}) de los actuadores, que tiene como objetivo representar posibles desvíos constructivos.

El proceso de apertura consta de dos fases: la primera en la que cada mitad de cofia rota respecto a las bisagras ubicadas en su base; y la segunda fase en la que, luego de rotar un ángulo γ_{max} , la cofia deja de estar en contacto con la bisagra y se rota-traslada como un rígido en el espacio con una velocidad inicial que es función de la fuerza que proveen los actuadores, tal como muestra la Figura 3. A su vez, existe la posibilidad de que ambas semicofias no se liberen de la bisagra en el mismo instante, por lo cual podría existir una fase intermedia en la que solo una semicofia permanezca vinculada. De este modo, se establecerán distintos modelos dinámicos para las semicofias según el ángulo de apertura de cada una de ellas.

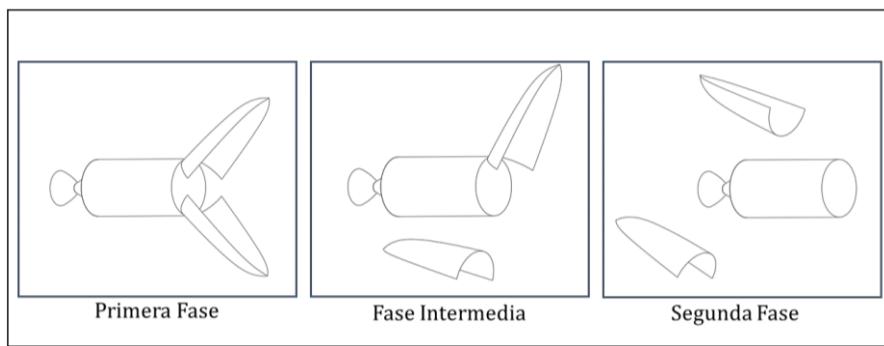


Figura 3. Fases del evento de apertura

La caracterización del lanzador y de los subsistemas de retención y liberación se realiza con la siguiente información:

- Las características iniciales del módulo y de cada semicofia (masa m_i , tensor de inercia respecto al centro de masas I_{G_i} , posición del centro de masas respecto al centro O del plano de separación $\overline{G_i - O}$).
- La cantidad (J), posición radial (p_j) y angular (α_j) de los actuadores.
- La inclinación radial y tangencial de cada actuador (i_{rj} e i_{tj}).
- La rigidez (k_j), viscosidad lineal (μ_j), longitud natural (L_{n_j}) y longitud sólida (L_{s_j}) de cada actuador elasto-disipativo.
- La magnitud de la fuerza (F_{s_j}) y el tiempo de accionamiento (t_s) de los actuadores de fuerza constante.
- El ángulo de liberación (γ_{max}) de las semicofias.
- El radio del fuselaje del vehículo (R), la longitud del módulo (l_m) y la geometría de las semicofias.

A su vez, se definen las condiciones iniciales del evento de separación, siendo estas:

- La orientación inicial del vehículo.
- La velocidad inicial del centro de masas del módulo.
- La velocidad angular inicial del vehículo.
- La altitud a la cual se desarrolla del evento.

Modelo dinámico

Para el estudio del evento de apertura se introducen cuatro sistemas de referencia. El primero de ellos ($\hat{X}, \hat{Y}, \hat{Z}$) es un sistema fijo respecto a la Tierra, con su eje \hat{Y} alineado con la vertical local al inicio de la separación y su origen ubicado en el centro del plano de separación en ese mismo instante. Los sistemas

restantes (\hat{X}_{bi} , \hat{Y}_{bi} , \hat{Z}_{bi}) son solidarios a cada cuerpo, y su orientación respecto a la terna inercial se determina empleando ángulos de Euler. Más precisamente, introduciendo los ángulos de guiñada (ψ_i), cabeceo (θ_i) y rolido (ϕ_i) se considera una secuencia de Euler 321 con ángulos de rotación θ_i , ψ_i y ϕ_i para cada cuerpo, tal como se presenta en la Figura 1.

A partir de estos ángulos de orientación se determinan las matrices de transformación de coordenadas desde la terna *inercial* a las ternas *cuerpo*, empleadas para el planteo de las ecuaciones del movimiento. En base al esquema de Euler definido, se obtienen las matrices antes mencionadas [2] a partir de la ecuación (1):

$$[\mathbf{B}_i \mathbf{N}] = \begin{bmatrix} \mathbf{c}\psi_i \mathbf{c}\theta_i & \mathbf{c}\psi_i \mathbf{s}\theta_i & -\mathbf{s}\psi_i \\ \mathbf{s}\phi_i \mathbf{s}\psi_i \mathbf{c}\theta_i - \mathbf{c}\phi_i \mathbf{s}\theta_i & \mathbf{s}\phi_i \mathbf{s}\psi_i \mathbf{s}\theta_i + \mathbf{c}\phi_i \mathbf{c}\theta_i & \mathbf{s}\phi_i \mathbf{c}\psi_i \\ \mathbf{c}\phi_i \mathbf{s}\psi_i \mathbf{c}\theta_i + \mathbf{s}\phi_i \mathbf{s}\theta_i & \mathbf{c}\phi_i \mathbf{s}\psi_i \mathbf{s}\theta_i - \mathbf{s}\phi_i \mathbf{c}\theta_i & \mathbf{c}\phi_i \mathbf{c}\psi_i \end{bmatrix} \quad (1)$$

Las ecuaciones diferenciales que modelan la dinámica de los cuerpos involucrados corresponden a la primera y segunda ecuación cardinal para cuerpos rígidos. Tal como se mencionó anteriormente, las ecuaciones se plantean en las ternas *cuerpo*, obteniéndose el siguiente sistema para cada cuerpo (2):

$$\begin{cases} \mathbf{B}_i [\dot{\bar{v}}_i] = \begin{bmatrix} \dot{u}_i \\ \dot{v}_i \\ \dot{w}_i \end{bmatrix} = \frac{1}{m_i} \cdot \mathbf{B}_i [\bar{F}_i - \bar{\omega}_i \wedge \bar{v}_i] \\ \mathbf{B}_i [\dot{\bar{\omega}}_i] = \begin{bmatrix} \dot{p}_i \\ \dot{q}_i \\ \dot{r}_i \end{bmatrix} = \mathbf{B}_i [I_{Gi}]^{-1} \cdot \mathbf{B}_i [\bar{M}_i - \bar{\omega}_i \wedge (I_{Gi} \cdot \bar{\omega}_i)] \end{cases} \quad (2)$$

Aquí el subíndice i hace referencia al i -ésimo cuerpo, \bar{v} a la velocidad de su centro de masas, $\bar{\omega}$ a su velocidad angular, I_G a su tensor de inercia respecto a su centro de masas, m a su masa, \bar{F} y \bar{M} a la fuerza y momento resultante (respecto a su centro de masas), y el superíndice \mathbf{B}_i indica que todas las magnitudes tensoriales se expresan en las ternas *cuerpo*. La vinculación entre las ecuaciones cardinales y la orientación del cuerpo se establece empleando la ecuación diferencial cinemática [2], i.e. se plantea la ecuación (3):

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi}_i \\ \dot{\theta}_i \\ \dot{\psi}_i \end{bmatrix} = \frac{1}{\mathbf{c}\theta_i} \begin{bmatrix} \mathbf{c}\theta_i & -\mathbf{s}\theta_i \mathbf{c}\phi_i & \mathbf{s}\theta_i \mathbf{s}\phi_i \\ 0 & \mathbf{s}\phi_i \mathbf{c}\theta_i & \mathbf{c}\phi_i \mathbf{c}\theta_i \\ 0 & -\mathbf{c}\phi_i & \mathbf{s}\phi_i \end{bmatrix} \cdot \mathbf{B}_i [\bar{\omega}_i] \quad (3)$$

A su vez, se incluye en el modelo el cálculo de la posición $\overline{G_i - N}$ de los centros de masas de cada cuerpo respecto al origen de la terna inercial, a través de la integración de la velocidad transformada a la terna inercial (4):

$$\mathbf{N} \left[\overline{G_i - N} \right] = [\mathbf{B}_i \mathbf{N}]^T \cdot \mathbf{B}_i [\bar{v}_i] \quad (4)$$

Respecto a las fuerzas activas interviniéntes, se considera la fuerza gravitatoria, el empuje remanente sobre el módulo y las fuerzas ejercidas por cada actuador del subsistema de separación. La primera de estas se determina empleando la ley de gravitación universal de Newton, considerando una Tierra esférica de masa m_T y radio r_T , junto con una altitud H del evento de separación, y se asume alineada con la vertical local (5):

$$\mathbf{B}_i [\bar{F}_{g_i}] = [\mathbf{B}_i \mathbf{N}] \cdot \frac{G \cdot m_T \cdot m_i}{(H + r_T)^2} \cdot \begin{bmatrix} 0 \\ -1 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (5)$$

Por su parte, el empuje remanente se modela como una fuerza de magnitud constante (E) que actúa sobre el módulo, en dirección de su eje longitudinal, i.e. (6):

$$\mathbf{B}_0 [\bar{F}_e] = \begin{bmatrix} E \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (6)$$

Las fuerzas de separación se caracterizan a través de su magnitud $F_{s_j}(t)$, que dependerá de la naturaleza de los actuadores considerados. En el caso de actuadores de fuerza constante, dicha magnitud puede describirse mediante (7):

$$F_{s_j}(t) = \begin{cases} F_{s_j} & \text{si } t \in [0, t_s] \\ 0 & \text{si } t > t_s, \end{cases} \quad (7)$$

Por su parte, la magnitud de la fuerza ejercida por los actuadores elastodisipativos se construye en términos de su rigidez (k_j), su viscosidad lineal (μ_j), su longitud natural (L_{n_j}), su longitud sólida (L_{s_j}), su extensión instantánea $L_j(t)$ y su tasa de elongación $\dot{L}_j(t)$ a través de (8):

$$F_{s_j}(t) = \begin{cases} k_j \cdot (L_{n_j} - L_j(t) - L_{s_j}) - \mu_j \cdot \dot{L}_j(t) & \text{si } L_j(t) < L_{n_j} - L_{s_j} \\ 0 & \text{si } L_j(t) > L_{n_j} - L_{s_j} \end{cases} \quad (8)$$

Nótese que la extensión de cada actuador se determina asumiendo que su extremo superior permanece en contacto con la semicofia durante la totalidad de la primera fase de apertura, por lo cual es función de su posición y del ángulo de apertura de la semicofia que impulsa. Dicho ángulo de apertura surge del análisis de la orientación relativa entre cada semicofia y el módulo, y puede determinarse teniendo en cuenta la expresión (9):

$$\cos \gamma_i = \hat{x}_{b_i} \cdot \hat{x}_{b_0} = [\mathbf{B}_i \mathbf{B}_0]_{(1,1)} \quad (9)$$

Para definir por completo a las fuerzas de separación, resta caracterizar su dirección. La orientación de los actuadores respecto al módulo se define a través de los ángulos de inclinación (i_{t_j} e i_{r_j}) y la posición angular del actuador (α_j), mostrados en la Figura 2. En consecuencia, las coordenadas de la fuerza ejercida por cada actuador en la terna cuerpo del módulo resultan (10):

$$\mathbf{B}_0 [\bar{F}_{j_0}] = -F_{s_j} \cdot \begin{bmatrix} \mathbf{c}i_{t_j} \mathbf{c}i_{r_j} \\ \mathbf{c}i_{t_j} \mathbf{s}i_{r_j} \mathbf{c}\alpha_j - \mathbf{s}i_{t_j} \mathbf{s}\alpha_j \\ \mathbf{c}i_{t_j} \mathbf{s}i_{r_j} \mathbf{s}\alpha_j + \mathbf{s}i_{t_j} \mathbf{c}\alpha_j \end{bmatrix} \quad (10)$$

Luego, las coordenadas de las fuerzas ejercidas sobre las semicofias en sus respectivas terna cuerpo se determinan en virtud del principio de acción y reacción (11):

$$\mathbf{B}_i [\bar{F}_{j_i}] = -[\mathbf{B}_i \mathbf{N}] \cdot [\mathbf{B}_0 \mathbf{N}]^T \cdot \mathbf{B}_0 [\bar{F}_{j_0}] \quad (11)$$

A diferencia de la fuerza gravitatoria, que actúa en los centros de masa de cada cuerpo, las fuerzas de separación generan momentos respecto a dichos puntos. Considerando la posición de cada actuador respecto al centro de masas del módulo, dada por el vector $\overline{P_j - G_0}$, los momentos sobre el módulo (12) y sobre cada semicofia (13) se determinan mediante:

$$\mathbf{B}_0 [\bar{M}_{j_0}] = \mathbf{B}_0 [\overline{P_j - G_0} \wedge \bar{F}_{j_0}] \quad (12)$$

$$\mathbf{B}_i [\bar{M}_{j_i}] = \mathbf{B}_i [(\overline{G_0 - N} - \overline{G_i - N} + \overline{P_j - G_0}) \wedge \bar{F}_{j_i}], \quad i = 1, 2 \quad (13)$$

Hasta este punto no se han considerado las restricciones de vínculo y, en consecuencia, las reacciones dinámicas que generan las bisagras, que se describen seguidamente. En primer lugar, las bisagras imponen que los puntos que vinculan deben tener misma velocidad durante toda la fase de apertura. Empleando la ley de variación de velocidades para cuerpos rígidos, se determina que, mientras la i -ésima semicofia permanezca vinculada, su campo de velocidades y el del módulo se relacionan mediante (14):

$$\bar{v}_0 + \bar{\omega}_0 \wedge \overline{B_1 - G_0} = \bar{v}_i + \bar{\omega}_i \wedge \overline{B_1 - G_i} \quad (14)$$

En segundo lugar, mientras cada semicofia permanezca vinculada al módulo, las bisagras solo permiten la rotación relativa a lo largo del eje \hat{Z}_{b0} . Esto implica que, mientras la i -ésima semicofia permanezca vinculada, su velocidad angular y del módulo solo puede diferir en su componente según el eje \hat{Z}_{b0} (15):

$$\mathbf{B}_0[\bar{\omega}_i] = \begin{bmatrix} p_0 \\ q_0 \\ r_i \end{bmatrix} \quad (15)$$

Cabe destacar que las bisagras ejercen fuerzas y momentos reactivos de manera tal que se cumplan las condiciones de vinculación anteriores. Estas fuerzas (\bar{F}_{B_i}) y momentos (\bar{M}_{B_i}) son incógnitas adicionales en el problema que se determinan resolviendo las ecuaciones diferenciales del movimiento junto con las ecuaciones de vinculación. Si bien las fuerzas reactivas pueden tomar cualquier dirección, por lo cual cada una de ellas implica tres incógnitas escalares, la vinculación es tal que los momentos reactivos no restringen la rotación alrededor del eje \hat{Z}_b , por lo cual debe cumplirse (16):

$$\mathbf{B}_0[\bar{M}_{B_i}] \cdot \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} = 0 \quad (16)$$

A su vez, se remarca que las fuerzas generan momentos respecto a los centros de masa de cada etapa, que deben ser contemplados en la segunda ecuación cardinal, y se determinan en función de la posición de cada bisagra respecto a los centros de masa, de manera análoga a lo presentado para los momentos ejercidos por las fuerzas de separación.

Para finalizar con la caracterización del modelo dinámico, se destaca que el modelo dinámico debe adaptarse a las fases del evento de apertura que fueron presentadas con anterioridad, y se esquematizan en la Figura 3. Durante la primera fase, mientras ambas semicofias permanecen vinculadas, se aplican las ecuaciones del modelo sobre cada cuerpo tal como fueron descriptas anteriormente, teniendo en cuenta todas las fuerzas activas, reactivas y condiciones de vínculo. La segunda fase inicia una vez que ambas semicofias se liberan, por lo cual se eliminan del sistema las fuerzas de separación, las condiciones de vinculación y las reacciones dinámicas. Adicionalmente, en caso de que exista la fase intermedia, se mantienen las condiciones de vínculo y fuerzas activas que afectan a la semicofia vinculada, y se eliminan las asociadas a la semicofia libre.

RESULTADOS Y DISCUSIÓN

El modelo dinámico antes presentado comprende las ecuaciones diferenciales del movimiento para la dinámica de seis grados de libertad de tres cuerpos rígidos, acopladas debido a la existencia de fuerzas de separación internas, condiciones de vínculo y, consecuentemente, reacciones dinámicas internas. Con el objetivo de verificar el modelo desarrollado, junto con la resolución numérica de las ecuaciones diferenciales que comprende, se propone la comparación de resultados con casos particulares de análisis, donde se reducen los grados de libertad y para los cuales la resolución puede lograrse mediante métodos analíticos, a través del empleo de métodos numéricos sobre los sistemas de ecuaciones reducidos, o empleando modelos FEM.

El primer caso de verificación, esquematizado en la Figura 4, inicia con el lanzador alineado con la vertical local, trasladándose sin rotar en dirección vertical, bajo las siguientes condiciones:

- El centro de masas del módulo se ubica sobre el eje longitudinal del lanzador, y su terma cuerpo es principal de inercia.
- Se emplean cuatro actuadores de fuerza constante, uniformemente distribuidos sobre una circunferencia cuyo centro pertenece al eje longitudinal del lanzador.
- Las semicofias son simétricas, y su masa es despreciable frente a la masa del módulo (por debajo del 1% de la masa del módulo).
- El empuje remanente contrarresta el peso y las fuerzas activas de separación que se ejercen sobre el módulo.

Bajo estas condiciones, el evento de apertura posee una simetría tal que no se esperan variaciones en la orientación del módulo, y las semicofias desarrollan rotaciones de apertura en espejo. A su vez, dado que la suma de fuerzas activas sobre el módulo es nula, se esperan bajas aceleraciones ocasionadas únicamente por las fuerzas reactivas ejercidas por las bisagras.

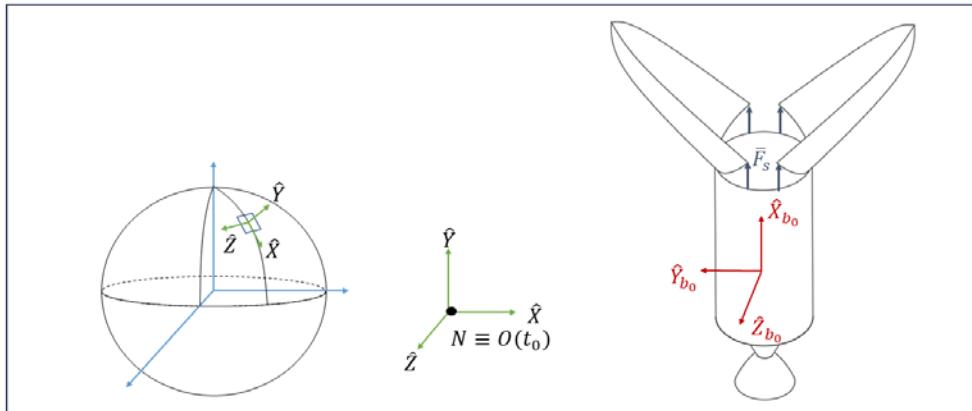


Figura 4. Primer caso de verificación

En base a esta última observación, y teniendo en cuenta que la inercia del módulo es ampliamente superior a la de las semicofias, se propone un modelo simplificado en el que el módulo se traslada sin rotar a velocidad constante. Luego, la dinámica de cada semicofia queda desacoplada, pues se corresponde con el movimiento rotatorio de un cuerpo rígido en torno a una articulación que se desplaza a velocidad constante. Este modelo simplificado permite caracterizar el evento de apertura por completo a partir de la resolución de una única ecuación diferencial de segundo orden para el ángulo de apertura de una de las semicofias.

Los resultados numéricos obtenidos a partir del modelo simplificado, que desprecia las reacciones dinámicas sobre el módulo, se comparan con los obtenidos para el modelo completo en la Figura 5. Tal como fue mencionado anteriormente, no se observan variaciones en la orientación del módulo, y el comportamiento de las semicofias es simétrico. Los resultados obtenidos a partir de ambos métodos de análisis son concordantes, y se determinan errores porcentuales relativos que no superan el 0.2%.

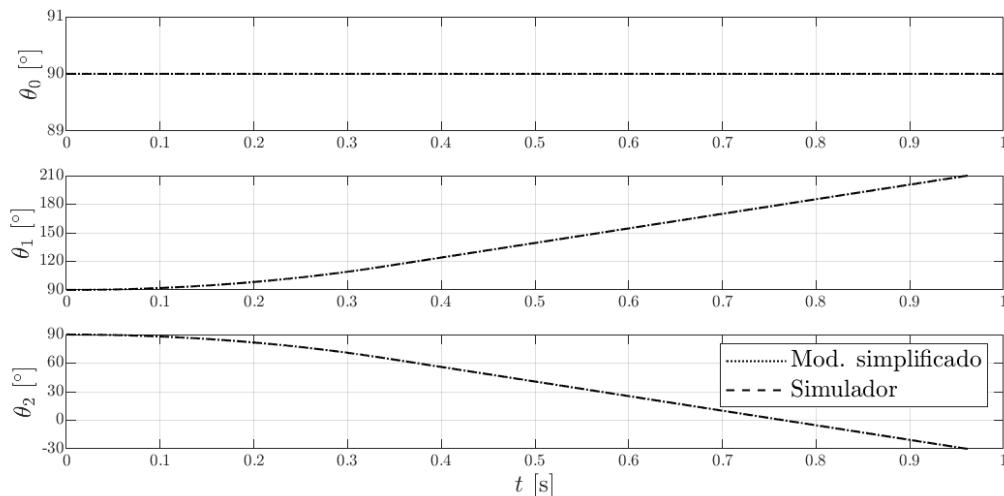


Figura 5. Comparación de resultados para el primer caso de verificación

Habiendo verificado un caso con simetría, se propone un segundo caso de verificación en que la magnitud de la fuerza de separación ejercida sobre cada semicofia difiere, tal como se esquematiza en la Figura 6. En particular, se propone un caso en el que:

- El centro de masas del módulo se ubica sobre el eje longitudinal del lanzador, y su terna cuerpo es principal de inercia.
- Las semicofias son simétricas.
- El lanzador inicia el evento de apertura sobre el plano $\hat{X}\hat{Y}$ de la terna inercial, con una inclinación de 30° respecto a la horizontal.
- Se emplean cuatro actuadores de fuerza constante, distribuidos de forma simétrica respecto al plano $\hat{X}\hat{Y}$ de la terna inercial. La fuerza ejercida por los dos actuadores que inciden sobre la semicofia superior dobla en magnitud a la fuerza ejercida por los actuadores restantes.

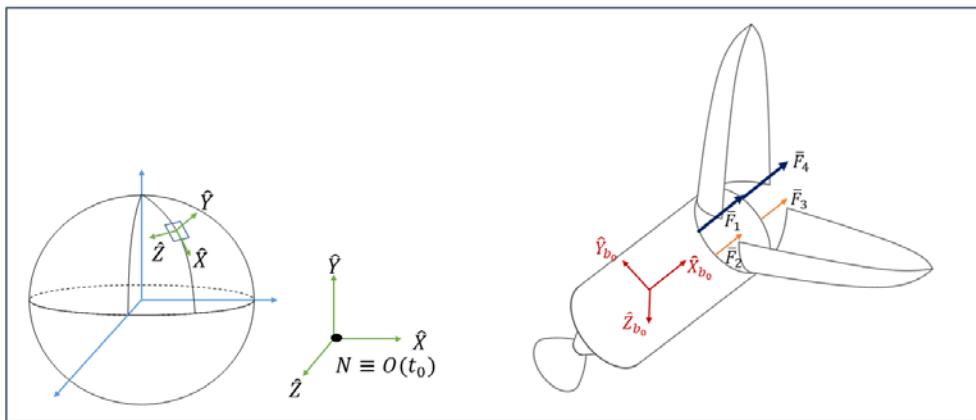


Figura 6. Segundo caso de verificación

Dada la diferencia en la fuerza de separación ejercida sobre cada semicofia, se espera que el proceso de apertura de cada una de estas difiera, conservando la simetría respecto al plano $\hat{X}\hat{Y}$. De este modo, las magnitudes cinemáticas que representan movimientos fuera del plano de simetría deberán resultar nulas. A su vez, este caso es útil para verificar las tres fases de apertura, pues el evento inicia con las dos semicofias vinculadas, pero su liberación se realiza en forma escalonada debido a la diferencia en el impulso recibido por cada una. Teniendo en cuenta que la dinámica de los tres cuerpos se ve acoplada en este caso, se comparan los resultados de la simulación con los obtenidos a partir de un modelo FEM. Dicha comparación se muestra en la Figura 7, donde se observa que ambos métodos predicen variaciones en la orientación de los tres cuerpos, con errores porcentuales relativos que no superan el 0.3%.

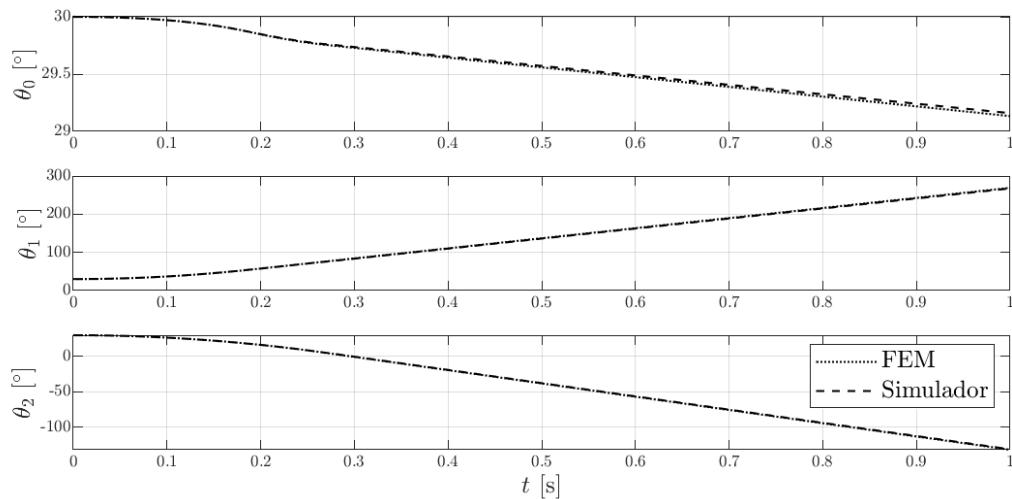


Figura 7. Comparación de resultados para el segundo caso de verificación

CONCLUSIONES

El evento de apertura de cofia es una instancia crítica de cualquier misión espacial que busque la inyección orbital de cargas pagas, debido a que su falla podría ocasionar daños en la integridad del vehículo y de la carga paga que transporta. En este trabajo se ha presentado el modelado teórico de la dinámica del evento y la verificación de los resultados obtenidos a partir del estudio de casos particulares. Se concluye que el modelo responde de forma adecuada en los casos analizados, constituyendo así una herramienta útil para el diseño preliminar del vehículo y, en particular, del sistema de apertura que emplea.

REFERENCIAS

1. Cheng, S. C. (1999). Payload fairing separation dynamics. *Journal of Spacecraft and Rockets*.
2. Hanspeter Schaub (2003). Analytical mechanics of space systems. AAIA education series.

ANÁLISIS DE RESPUESTA ESTRUCTURAL DEL ESTABILIZADOR HORIZONTAL DE LA AERONAVE IA-100B MEDIANTE MODELOS DE ELEMENTOS FINITOS Y ENSAYOS EXPERIMENTALES

M. Vianello^a, W. Mendez^a y A. Liberatto^b

^a FAdEa – Gerencia de Ingeniería

Av. Fuerza Aérea Argentina 5500 - Córdoba - Argentina

^b Departamento de Mecánica Aeronáutica - Instituto Universitario Aeronáutico

Av. Fuerza Aérea Argentina 6500- Córdoba - Argentina

Email: vianello@fadeasa.com.ar

RESUMEN

En este trabajo se presenta el análisis estructural del estabilizador horizontal de la aeronave IA-100 B/C. El objetivo del análisis es evaluar la capacidad de la estructura primaria del estabilizador para soportar diferentes condiciones de carga, de acuerdo con las especificaciones estándar ASTM F3116 y ASTM F3114. Para ello se utiliza un proceso de modelado mecánico con herramientas de simulación numérica, y para contrastar los resultados de cálculo, se realizan ensayos experimentales. Los resultados de las pruebas físicas indican que el estabilizador responde de manera lineal, elástica y repetitiva, y que las curvas carga-desplazamiento se ajustan a las estimaciones realizadas por cálculo, hasta un nivel de carga correspondiente a Carga Límite. Además, el conjunto mantiene su integridad estructural hasta un nivel de carga correspondiente a Carga Última, fallando por encima de este nivel de carga. Así, el trabajo proporciona información que permite retroalimentar el diseño, los métodos de análisis y los procesos de fabricación y armado de la estructura de la aeronave.

Palabras clave: Materiales Compuestos, FEM, Diseño, ANSYS

INTRODUCCIÓN

En el proceso de diseño de aeronaves se suele dividir a ésta en distintos conjuntos (ala, fuselaje, empenaje horizontal, emenaje vertical, superficies de control, etc.) para organizar de manera más eficiente las tareas intrínsecas del proceso de diseño. Todos estos grupos tienen algunas particularidades, pero a grandes rasgos el proceso de diseño implica:

- Conceptualización de la estructura entendiendo como se quiere que esta funcione (que componente va a tomar cada una de las cargas que actúan sobre la estructura).
- Validación pensando en el proceso de fabricación, armado y mantenimiento
- Análisis de la estructura para corroborar que esta sea capaz de soportar las cargas a las que va a ser sometida durante su vida útil. Con esta información se retroalimenta el diseño hasta que converja a una solución que cumpla con los criterios de falla (Ver Ref. 1), se pueda fabricar y mantener.
- Fabricar el componente analizado previamente y ensayarlo para corroborar que la respuesta de este se asemeje a lo que fue conceptualizado en un inicio. El último paso necesario para cerrar el diseño y muchas veces cumplir con la normativa que regula el diseño de aeronaves.

Para el caso particular del empenaje horizontal de la Aeronave IA-100 B/C se partió de un concepto de estabilizador partido, en el que un tubo metálico de sección circular atraviesa el fuselaje (a la altura del larguero posterior del estabilizador) empotrando cada semi-empenaje a los lados del mismo. Un “pin” en la costilla raíz, posicionado en la vecindad del larguero anterior y orientado transversalmente (dirección Y), impide la rotación de cada semi-empenaje (alrededor del eje Y).

Las cargas por corte son transferidas al fuselaje principalmente por el tubo de sección circular, mientras que la flexión es absorbida por el propio tubo, sin transferir momentos al fuselaje. El momento torsor es resistido por el recubrimiento del estabilizador y equilibrado por el sistema de fuerzas de reacción que se producen en el tubo y en los pines anteriores (ver. Ref. 2).

Esta arquitectura conduce a semi-empenajes muy ligeros, fáciles de manipular y ensamblar, además de prácticamente no afectar la integridad estructural del fuselaje.

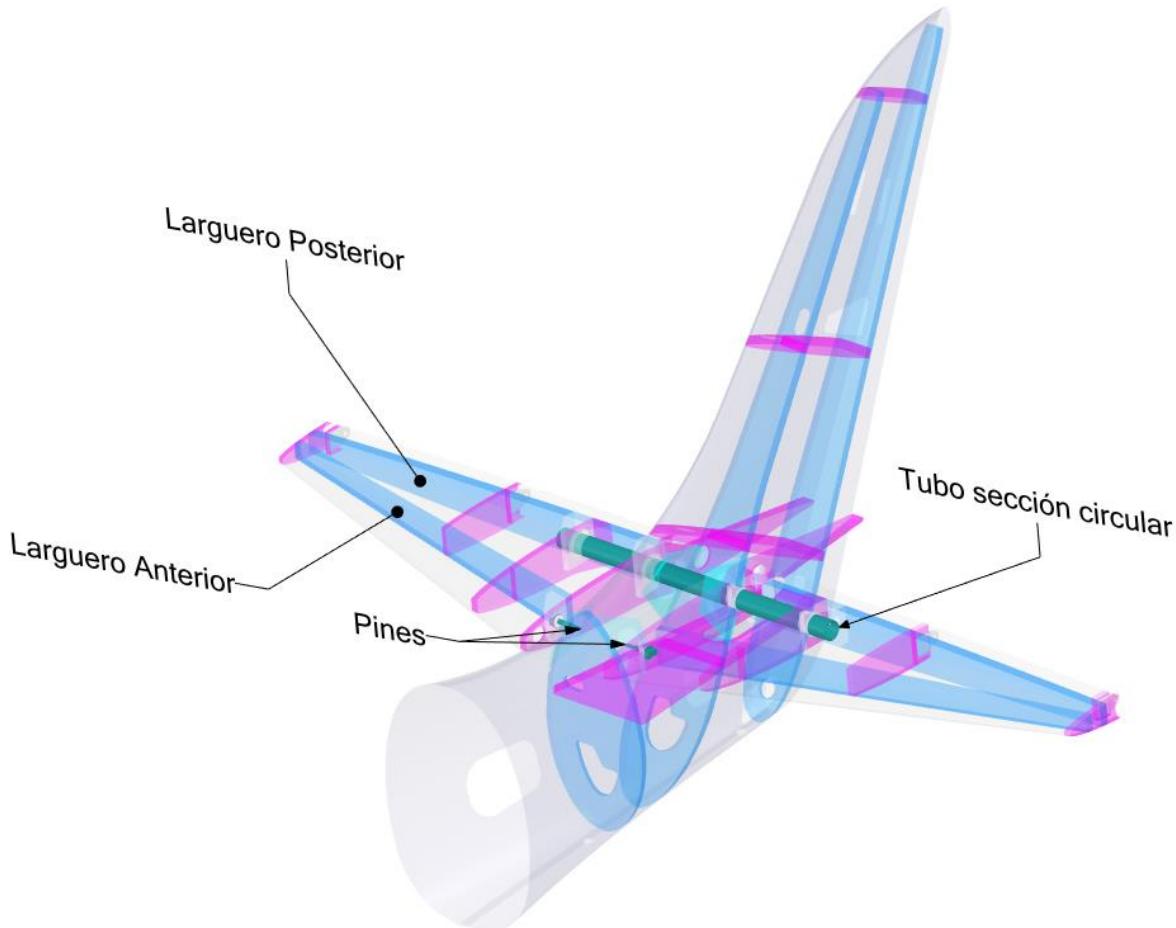


FIGURA 1 – COQUIS DESCRIPTIVO DE LA PROPUESTA DE UNIÓN

Para el análisis estructural se siguen los lineamientos establecidos en el informe técnico de la Ref. 1 en donde se establecen criterios de resistencia estática, rigidez y se mencionan algunas buenas prácticas que deben ser utilizadas para evitar problemas de durabilidad en un futuro. Para corroborar el cumplimiento de los puntos establecidos en este documento se realizó un modelo de elementos finitos mediante la utilización de un Software comercial ANSYS 2020 R2 utilizando para la verificación los casos de carga establecidos en el IT de la Ref. 3.

Para cerrar el diseño y validar todo el proceso de diseño y cálculo se realizó un ensayo del empennaje horizontal replicando durante este las condiciones de carga dimensionantes a flexión y corte (Caso H07) y a torsión (Caso H03) y se corroboró la correspondencia de resultados entre el ensayo y el modelo de elementos finitos.

METODOLOGÍA

Este trabajo se centra en explicar el proceso de modelado y análisis estructural del empennaje horizontal de la aeronave IA-100 B/C y en el diseño del ensayo que se realizó para conocer la respuesta de la estructura.

Cabe aclarar que para el diseño de este componente estructural se utilizó un modelo de elementos finitos distinto al utilizado para comparar los resultados con el ensayo experimental. La principal diferencia entre estos modelos es la forma en la que se aplicaron las cargas ya que durante la prueba física las cargas se aplican sobre “cunas” posicionadas en coordenadas previamente definidas para tratar de asemejar las condiciones de carga durante el vuelo. Esta forma de cargar la estructura es más

exigente para la misma ya que se trata de cargas puntuales y no una distribución de presiones (Ver informe técnico Ref. 4). En la FIGURA 2 se comparan las posiciones donde son relevadas las cargas aerodinámicas, los puntos donde se aplicarían estas en el modelo utilizado para verificar la estructura y la posición de las cunas para los dos casos de carga ensayados.

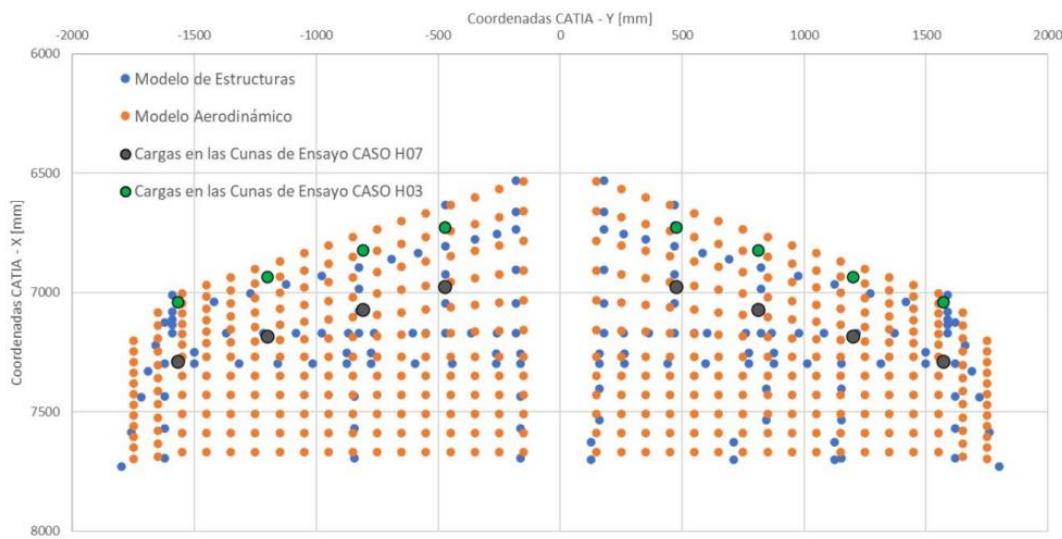


FIGURA 2 - CARGAS PARA ENSAYO ESTRUCTURAL DE ALA Y EMPENAJE HORIZONTAL.

Para acotar el alcance del trabajo se trabaja únicamente el modelo que tiene correspondencia con el ensayo para que la comparación de resultados tenga validez.

Modelo de elementos finitos

Para armar el modelo de elementos finitos se parte de la geometría del empenaje horizontal la cual ya tuvo varios de los loops que se mencionaron anteriormente donde se corroboraba la factibilidad estructural, de fabricación y armado.

Este modelo debe ser simplificado y preparado específicamente para el análisis estructural, este proceso implica el cortar la geometría para a posterior crear contactos entre piezas aledañas, se quitan detalles que no aportan al modelo, etc. En la FIGURA 3 se muestra la geometría de detalle del estabilizador horizontal completo.

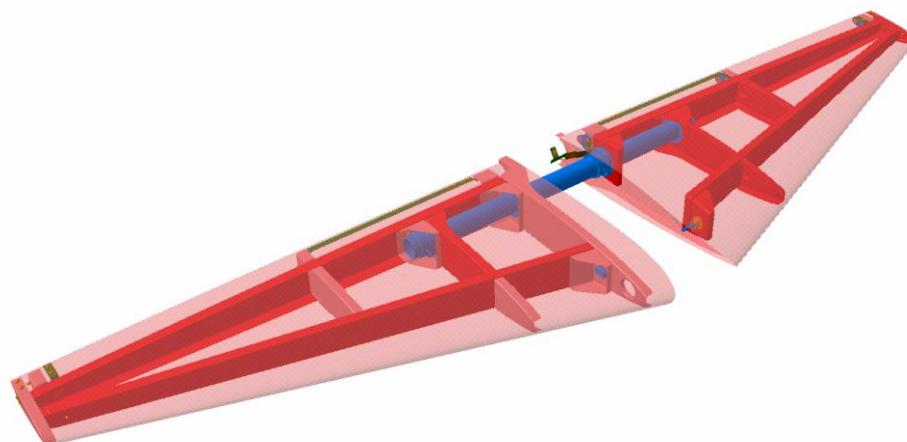


FIGURA 3 – GEOMETRÍA DETALLADA DEL EMPENAJE HORIZONTAL.

Dado que solo se ensaya el semi-estabilizador izquierdo el modelo simplificado solo lo incluye a este. Además, se agregan las cunas en las posiciones previamente establecidas durante el análisis de carga, estas coordenadas se muestran en el IT de la Ref. 4.

Se puede observar que cada una de estas cunas se apoya sobre una “parte fuerte” de la estructura, es decir en zonas donde hay una costilla. Como en el modelo hay solo 4 costillas estructurales se agrega una quinta costilla de espuma para distribuir la carga de manera más suave y para evitar que el recubrimiento colapse, se elige espuma ya que no se considera estructural.

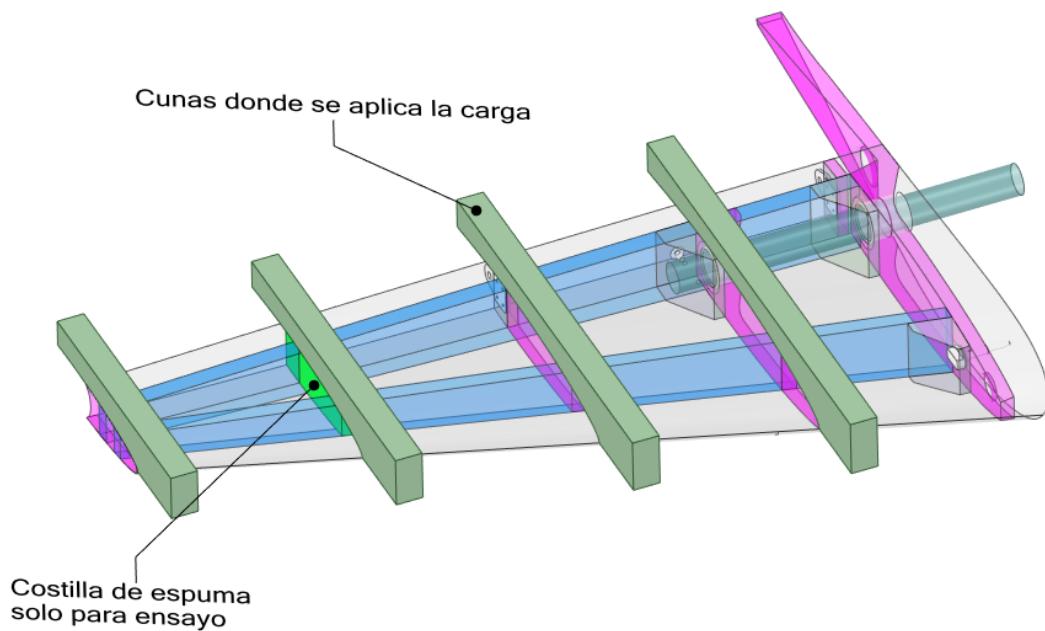


FIGURA 4 – GEOMETRÍA SIMPLIFICADA DEL EMPENAJE HORIZONTAL.

Una vez simplificada la geometría se generan los contactos respectivos entre piezas de la estructura, para ello se utilizan contactos lineales del tipo “bonded” con una formulación de penalidad pura y comportamiento asimétrico. En la FIGURA 5 se muestra a modo de ejemplo la zona que se considera en contacto entre la estructura interna y el recubrimiento superior del empennaje horizontal.

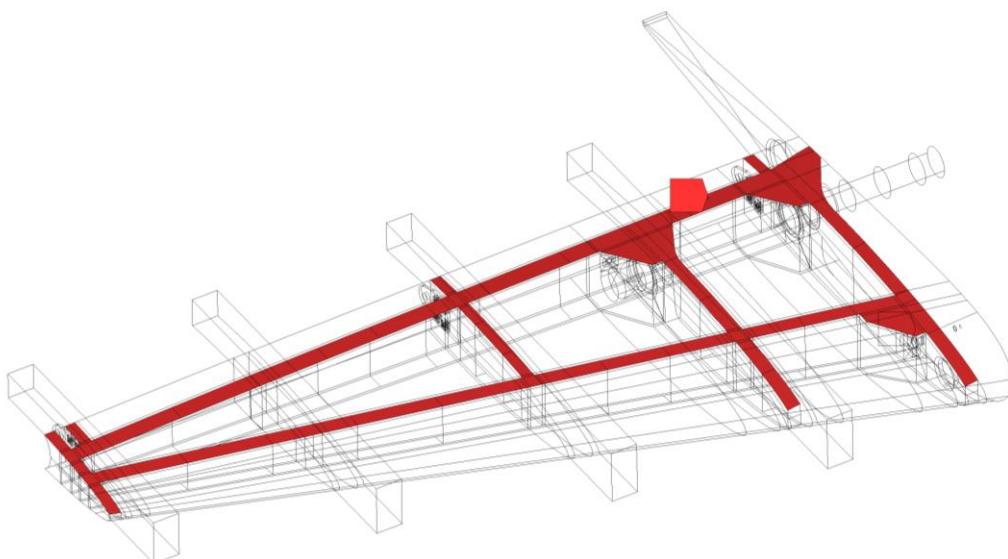


FIGURA 5 – ZONA DE CONTACTOS ENTRE ESTRUCTURA INTERNA Y RECUBRIMIENTO SUPERIOR.

La malla del modelo está conformada principalmente por elementos del tipo “Shell” lineales de 3 y 4 nodos ya que el modelo en su mayoría se realizó a partir de superficies (recubrimientos, costillas, largueros, cazoletas, etc.). Para las cunas y algunos elementos como herrajes y pines del modelo se usaron elementos sólidos de 10 y 20 nodos (Tet10 y Hex20). Esto da como resultado una malla de 38K de elementos y 59K nodos.

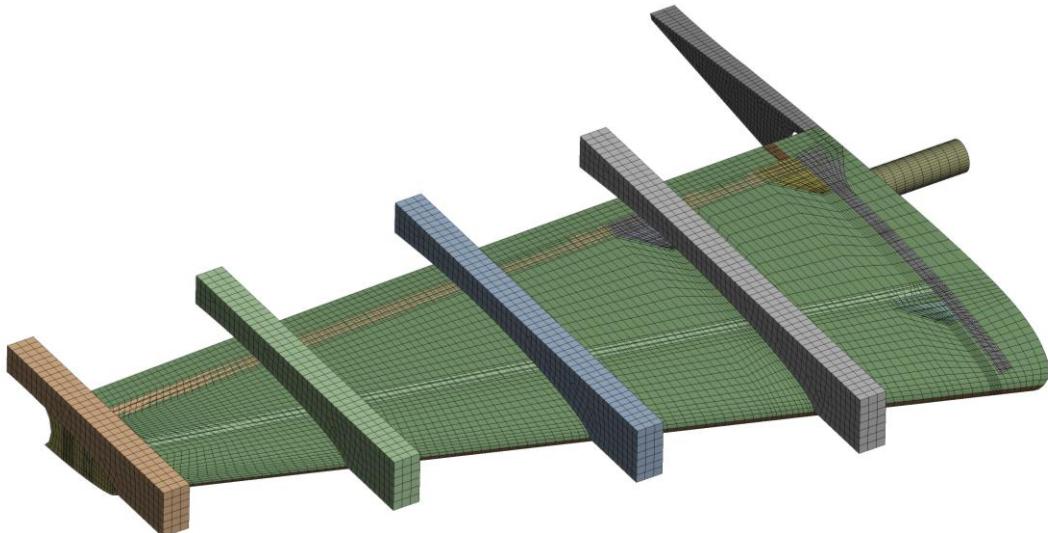


FIGURA 6 – MALLA DEL MODELO DE EMPENAJE HORIZONTAL PARA ENSAYO.

Las cargas se aplican sobre las cunas y la magnitud de estas depende del caso de carga que se esté analizando. En la FIGURA 7 se muestra la numeración de las cunas que luego, en la TABLA 1, se va a utilizar para entender cuáles son las fuerzas aplicadas en cada una de estas para replicar las condiciones de ensayo.

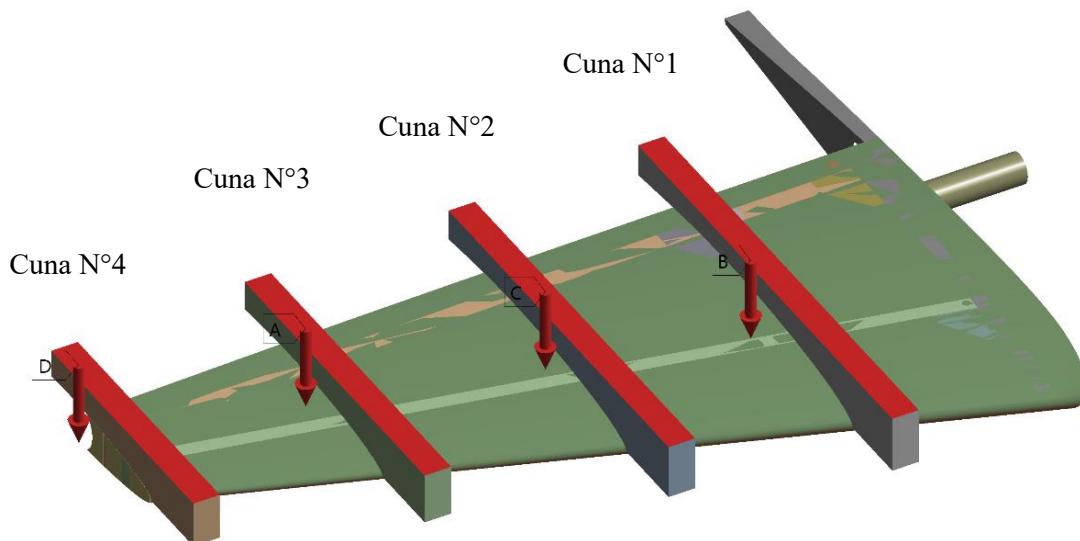


FIGURA 7 – NUMERACIÓN DE CUNAS PARA ENSAYO.

Caso de Carga	Fuerza Fz [N] - Carga Límite			
	Cuna N° 1	Cuna N° 2	Cuna N° 3	Cuna N° 4
H03	-1039	-703	-690	-476
H07	-1158	-1280	-1227	-857

TABLA 1 – CARGAS APLICADAS EN LAS CUNAS

Para ser consistentes con lo que sucede verdaderamente en el ensayo las condiciones de borde impuestas en el modelo impide que el pin frontal se mueva en direcciones XY local (se deja libre el desplazamiento en Z). Además, se restringe el desplazamiento del tubo en direcciones XYZ usando contactos lineales únicamente en la zona donde el tubo se apoyaría contra el respectivo buje cuando se solicita la estructura (Ver FIGURA 8).

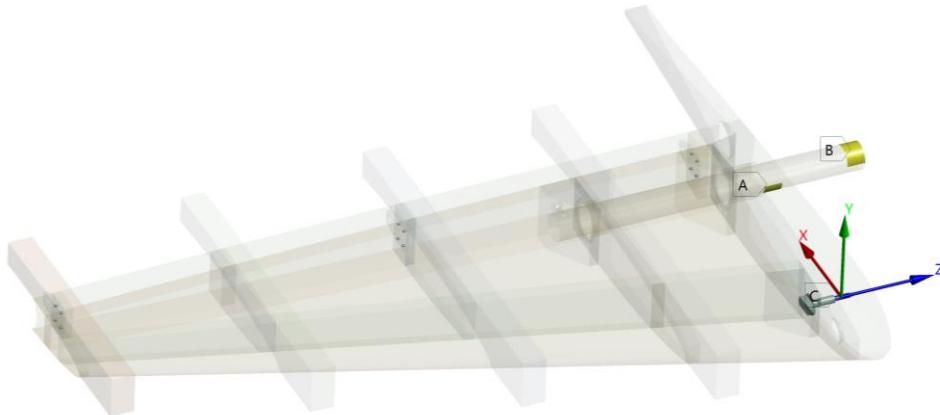


FIGURA 8 – CONDICIONES DE BORDE DEL MODELO

Una gran parte de la estructura del empenaje se fabrica a partir de láminas de fibra de vidrio pre-impregnada con resina epoxi. Las únicas partes que no son de material compuesto son los herrajes y pins los cuales son de Aluminio 2024 y el tubo posterior que vincula ambos semi-elevadores que es de Acero AISI 4130.

En la FIGURA 9 se muestra de manera cualitativa la distribución de espesores en un recubrimiento del semi-elevador izquierdo. Se puede notar que los paneles más grandes son más gruesos, esto es por la presencia de núcleos de Honeycom necesarios para estabilizar dichos paneles.

Las cunas se modelaron utilizando propiedades mecánicas de una madera genérica cargada en la librería de materiales de ANSYS (comportamiento isótropo $E=3,16$ GPa y $\mu=0,35$) ya que el análisis no está centrado en la respuesta de las mismas.

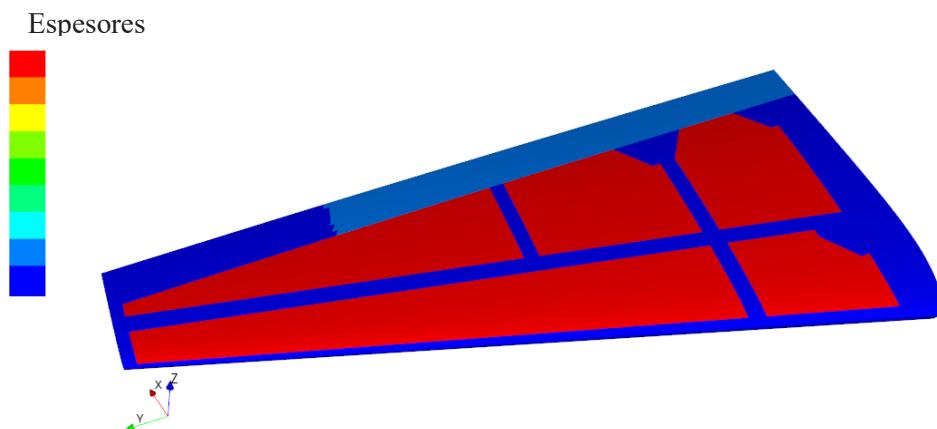


FIGURA 9 – DISTRIBUCION CUALITATIVA DE ESPESORES DEL EMPENAJE HORIZONTAL

Ensayo experimental

El dispositivo de ensayo del empenaje horizontal, es a grandes rasgos un arreglo de puntos de sujeción sobre cunas y barras que permite aplicar las fuerzas de los dos casos de carga H03 y H07 con un mismo montaje experimental; requiriendo solamente cambio de configuración simple para pasar de uno a otro.

Los elementos del montaje de ensayo estructural del Estabilizador se dimensionaron considerando el empleo de tubos redondos de acero AISI-SAE 1020. Dependiendo del nivel en el árbol se pueden emplear tubos con dimensiones $1\frac{3}{8} - 0,065"$ a $2\frac{1}{4} - 0,12"$.

En la FIGURA 10 se muestran las dimensiones aproximadas del dispositivo encargado de distribuir las cargas, además en esta imagen se pueden ver posiciones de los puntos de conexión, materiales y dimensiones preliminares de los elementos que conforman el árbol de carga.

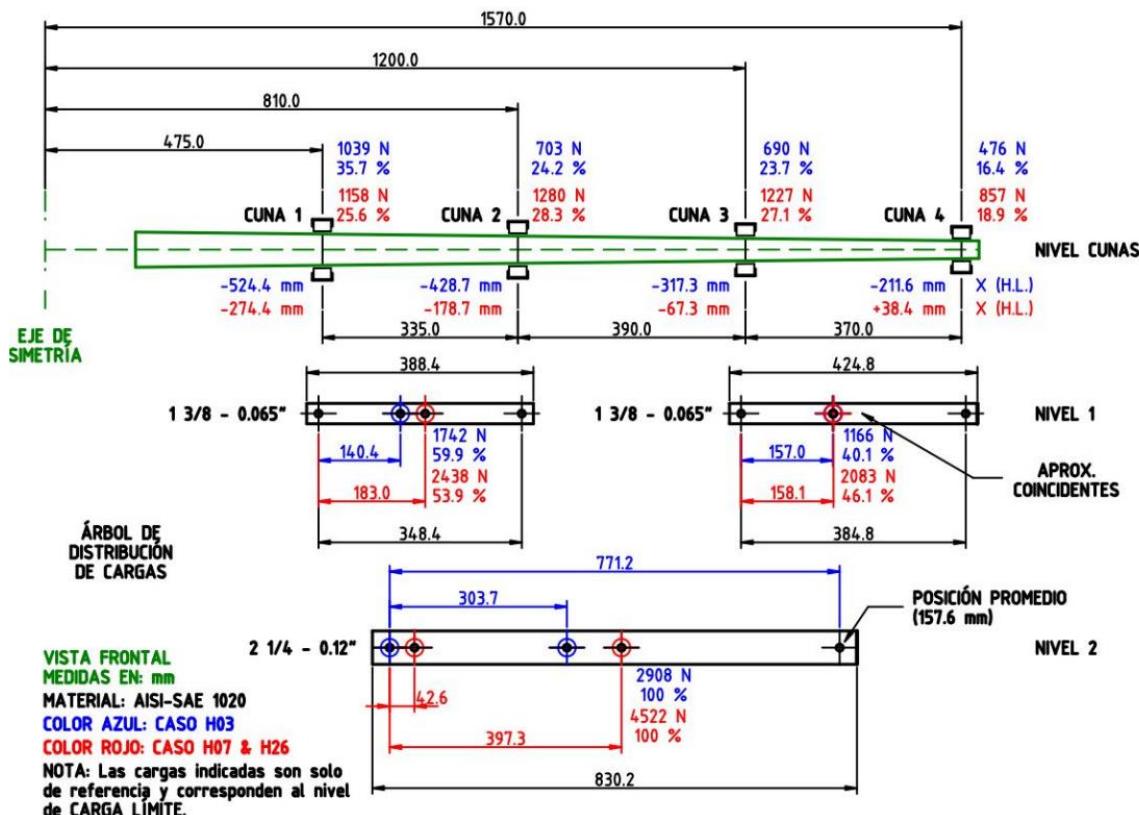


FIGURA 10 – DIMENSIONES APROXIMADAS DEL DISPOSITIVO DISTRIBUIDOR DE CARGAS.

A los esquemas de ensayo también añaden arbolados secundarios (en la parte superior), con el propósito de compensar las masas añadidas desde los arreglos de barras distribuidoras de cargas. Los mismos se plantean en forma conceptual y no se realiza ningún tipo de análisis sobre ellos. En la FIGURA 11 se muestran las dimensiones aproximadas del arbolado de compensación de masas.

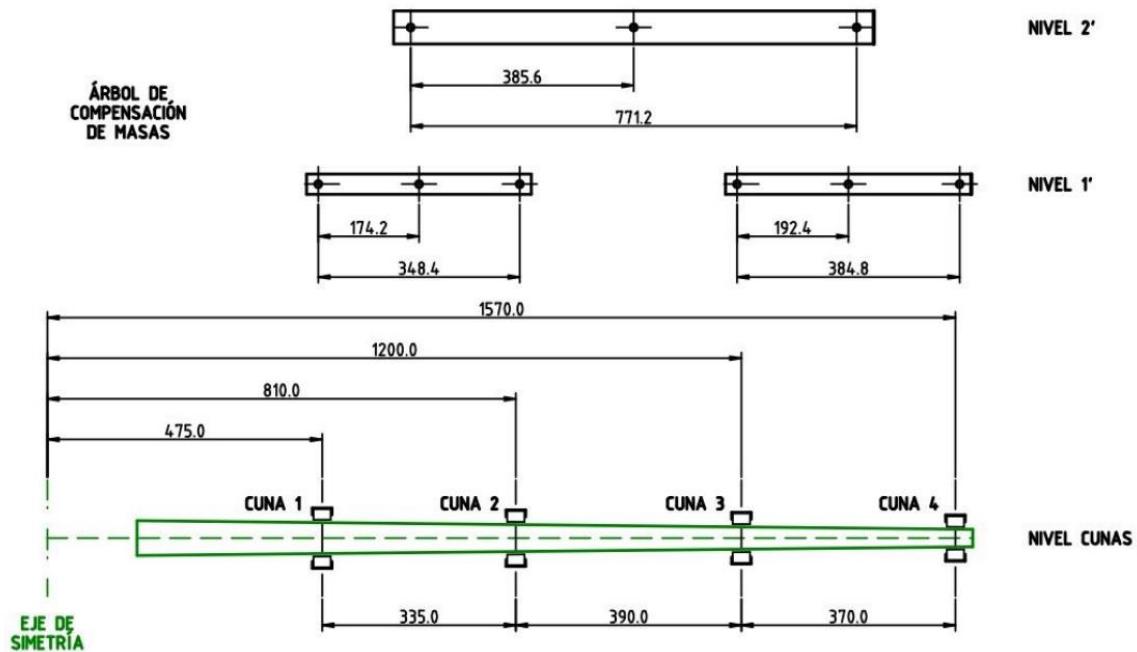


FIGURA 11 – DIMENSIONES APROXIMADAS DEL ARBOLADO DE COMPENSACIÓN DE MASAS.

RESULTADOS Y DISCUSIÓN

Del modelo de elementos finitos fue posible obtener el campo de desplazamientos en dirección Z global para los distintos casos de carga. En la FIGURA 12 se muestran algunos resultados particulares tomados en la zona de unión de las cunas para el caso de carga H03 a carga límite ($J=1$), estos puntos corresponden con las zonas donde se colocaron los sensores para relevar desplazamientos durante el ensayo de laboratorio.

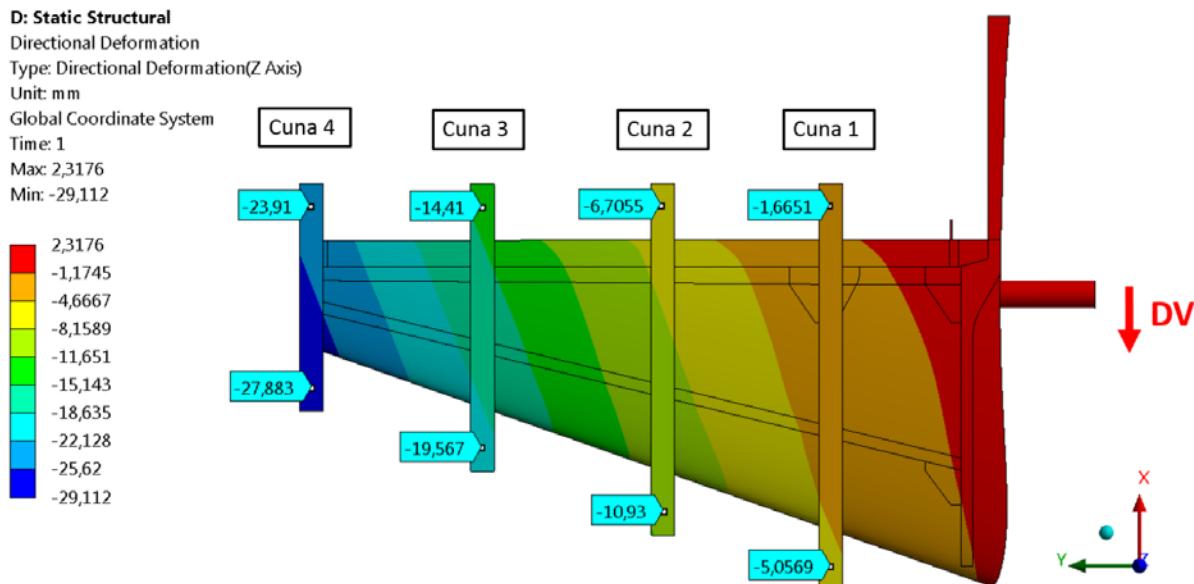


FIGURA 12 - DESPLAZAMIENTOS EN DIRECCIÓN Z EN CASO DE CARGA H03 A CARGA LÍMITE – SENSORES EN ELEMENTOS DE UNIÓN.

En el gráfico de la FIGURA 13 se comparan los resultados obtenidos para diferentes factores de seguridad (j) durante el ensayo y se contrastan contra los obtenidos del modelo de elementos finitos. En este se puede ver que existe un buen ajuste con las estimaciones realizadas por cálculo. Las deformaciones que se muestran en la imagen corresponden con las que se midieron en cada cuna a la altura del larguero posterior.

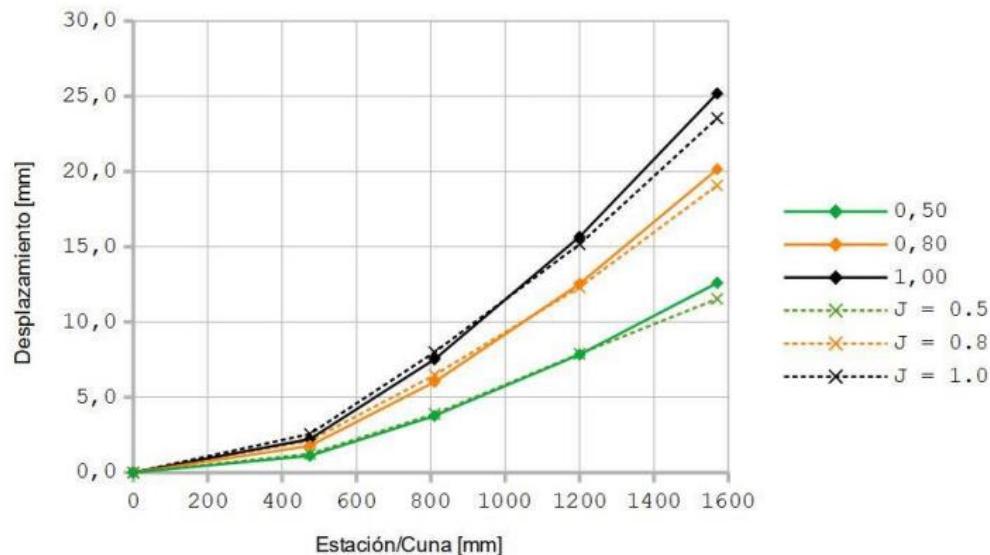


FIGURA 13 - CASO H03: DESPLAZAMIENTOS A LO LARGO DE LA SEMI-ENVERGADURA DEL ESTABILIZADOR HORIZONTAL.

De manera similar en la FIGURA 14 se muestra el campo de desplazamiento en dirección Z para el caso de carga H07 a $j=1$ (Carga Límite). Se marcan algunos resultados particulares en la zona donde van a estar dispuestos los sensores durante el ensayo.

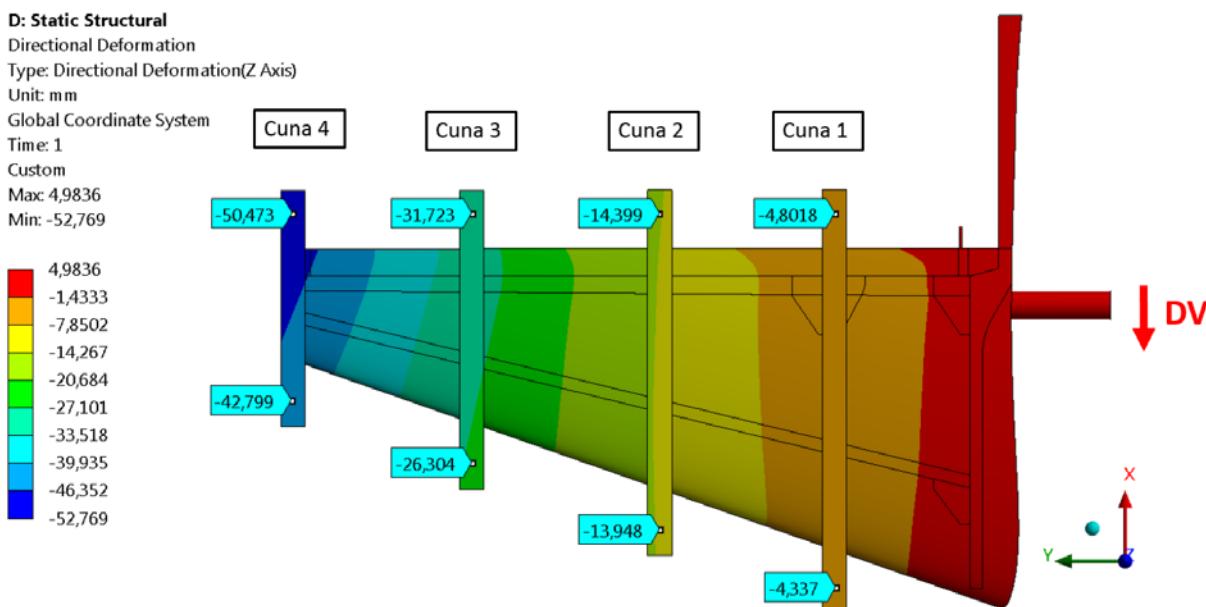


FIGURA 14 - DESPLAZAMIENTOS EN DIRECCIÓN Z EN CASO DE CARGA H07 A CARGA LÍMITE – SENSORES EN ELEMENTOS DE UNIÓN.

Otra vez, en la FIGURA 15 se puede observar en un gráfico la correspondencia entre los valores obtenidos durante el ensayo y los obtenidos mediante la utilización del modelo de elementos finitos. Los puntos representados en el grafico son los desplazamientos obtenidos en la zona del larguero posterior.

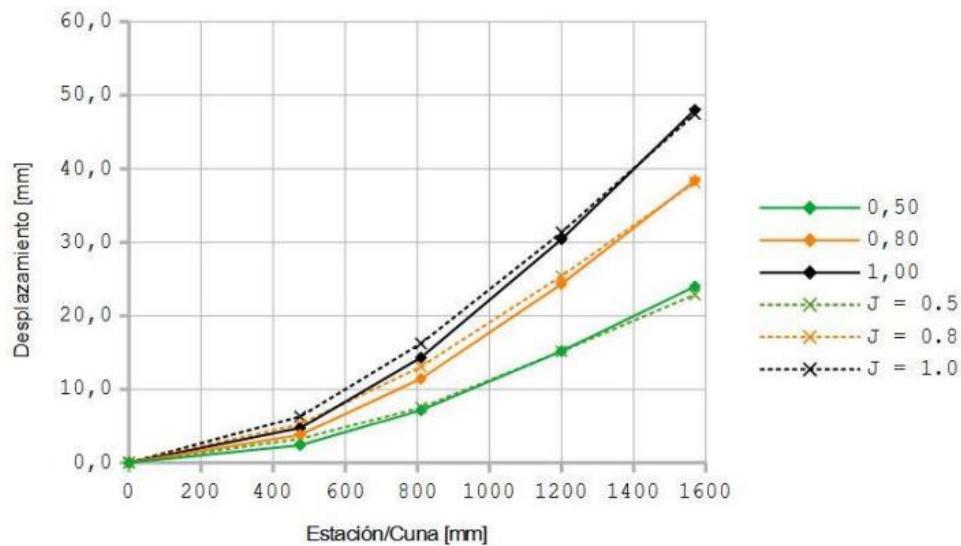


FIGURA 15 - CASO H07: DESPLAZAMIENTOS A LO LARGO DE LA SEMI-ENVERGADURA DEL ESTABILIZADOR HORIZONTAL.

CONCLUSIONES

Para ambas condiciones de carga, los resultados del ensayo muestran repetitividad en las curvas carga-desplazamiento, linealidad en la respuesta y ajuste con las estimaciones realizadas mediante cálculo estructural.

En ambos casos se alcanzan los niveles de Carga Límite ($j = 1.0$) sin desplazamientos excesivos, comportamientos indeseados ni fallas o defectos, atendiendo a los requerimientos a Carga Límite de ASTM F3114.

Para el caso de carga H07, la estructura resistió y mantuvo la condición de carga, a nivel de Carga Última ($j = 1.5$), durante más de 3 segundos, atendiendo a los requerimientos a Carga Última de ASTM F3114. La falla se inició a un nivel de carga $j=1,8$ con el despegue de uno de los recubrimientos y culminó con el colapso de la estructura a un valor de $j=2,3$.

REFERENCIAS

1. IT DMA-004-21 Rev. K Criterios de Cálculo - Etapa Preliminar - IA-100B-C.
2. IT DMA-011-20 Rev. 00 Soluciones Estructurales - Etapa Conceptual - IA-100B-C.
3. IT DMA-002-21 Rev. 00 Cargas en las Superficies de Control – IA-100 B/C.
4. IT DMA-005-22 Rev. A Dispositivos Distribuidores de Cargas - Ensayo Estructural de Ala y Empenaje Horizontal - IA-100B-C.
5. IT-GING-119-22 - Informe de Resultados de Ensayo Estructural Estático del Estabilizador Horizontal.

CONTROL SUPER-TWISTING DE ORDEN 3 PARA LA ACTITUD DE UN LANZADOR ESPACIAL EN FASE ATMOSFÉRICA

Augusto J. Zumarraga^a, Juan F. Martiarena^b, Paul F. Puleston^c

^aCentro Tecnológico Aeroespacial (CTA), Facultad de Ingeniería, UNLP

^b Departamento de Aeronáutica - Facultad de Ingeniería, UNLP

^c Instituto de Investigaciones en Electrónica, Control y Procesamiento de Señales (LEICI)
Facultad de Ingeniería, UNLP-CONICET.

Email: uku@ing.unlp.edu.ar

1. RESUMEN

En fase atmosférica la trayectoria de un lanzador espacial se programa para minimizar la resistencia atmosférica, lo cual implica mantener ángulos de incidencia nulos respecto del aire. Para adquirir una trayectoria de este tipo se requiere al menos una maniobra de cabeceo luego del despegue. En algunos casos se requieren además maniobras especiales (de tipo “dogleg”) en función de la inclinación orbital a alcanzar y la ubicación del sitio de lanzamiento. Todos estos requerimientos plantean la necesidad de contar con un control de actitud.

El problema es altamente desafiante por cuanto la dinámica de un lanzador cambia significativamente a lo largo de la fase atmosférica, la cual se desarrolla en tiempos del orden de dos minutos. Debe considerarse que se parte de una condición con baja velocidad y gran masa, y en un período relativamente breve se pasa a un vuelo supersónico consumiendo buena parte de la masa inicial.

Históricamente esto ha sido abordado mediante controles lineales con ganancias variables (gain scheduling), dado que no es viable sintetizar un control lineal de ganancias fijas lo suficientemente robusto para manejar estas variaciones. Pero los efectos aerodinámicos durante el vuelo son difíciles de estimar, con lo cual dicho ajuste no podrá ser muy preciso.

En este trabajo se propone un control super-twisting de tercer orden para la actitud, ajustado únicamente con las estimaciones de parámetros básicos, asumiendo la aerodinámica como un término de incertidumbre dinámica. Luego se plantea la implementación de dicho control y se muestra su efectividad mediante una simulación de vuelo.

Palabras clave: lanzador espacial, control de actitud, control super-twisting generalizado

2. INTRODUCCIÓN

2.1. Requerimientos del control de trayectoria

En fase atmosférica, la trayectoria que optimiza la energía cinética final de un lanzador espacial es aquella que mantiene un ángulo de ataque nulo durante todo el vuelo. Esto implica que no se desarrollan fuerzas laterales, y por lo tanto la curvatura de la trayectoria queda definida por la aceleración gravitatoria y el ángulo de elevación del vector velocidad. Este segmento del vuelo se denomina “giro gravitatorio”.

Esto también tiene ventajas desde el punto de vista estructural, dado que se minimizan las cargas laterales, y con ello minimizar la masa seca del vehículo. A modo de ejemplo, el Soyuz posee una carga útil de 2.7tn, con una masa total de 44.5tn; de las cuales 39.2tn corresponden a combustible y tan solo 3.78tn para su peso vacío. Esto implica un diseño estructural optimizado

para las cargas longitudinales, con mínima resistencia a cargas laterales como las producidas por sustentación aerodinámica.

Pero en general el “giro gravitatorio” no permite adaptar la trayectoria a otros requerimientos de la misión. Es habitual que luego de los primeros segundos desde el lanzamiento se realice una maniobra de rolido para orientar el vehículo según el plano orbital buscado. Esto no implica una variación de ángulo de ataque, pero luego será necesario establecer un ángulo de elevación algo apartado de la vertical para iniciar la maniobra de inserción. Además podría ser necesario realizar variaciones de rumbo para evitar zonas pobladas o corregir el plano orbital.

En la ejecución de estas maniobras los ángulos de incidencia ya no serán nulos. Dado que resulta crítico mantener el parámetro $Q\alpha$ (producto de la presión dinámica Q por el ángulo de ataque α) dentro de los límites de seguridad en todo el vuelo, tales maniobras deben realizarse tempranamente cuando la velocidad es baja, o luego de alcanzar alturas estratosféricas donde la densidad es baja.

2.2. Funciones de control

Podríamos pensar el vuelo atmosférico en varias fases:

1. despegue: ascenso vertical hasta una altura mínima de seguridad
2. maniobra de rolido: de ser necesario para ajustar la orientación geográfica de la terna de navegación
3. maniobra de cabeceo: adquisición del ángulo de elevación requerido para el giro gravitatorio
4. giro gravitatorio: vuelo con ángulos de incidencia nulos
5. correcciones de trayectoria: maniobra de tipo “dog leg” si fueran requeridas

Para ejecutar estas maniobras se requiere de un control de actitud. El control de los ángulos de incidencia podría lograrse usando como actuador el lazo de actitud, o bien de forma directa pero solo para la fase de giro gravitatorio.

Aunque por una cuestión de alcance existen aspectos que no serán considerados en este trabajo, no podemos dejar de mencionar la influencia de la dinámica estructural y el movimiento de propelentes en los tanques (“sloshing”) sobre un lazo de actitud. Por un lado, es importante evitar que este estimule los modos de flexión del fuselaje. Al mismo tiempo, es necesario considerar que las estimaciones de actitud y de fuerza lateral que podrían servir para determinar el ángulo de ataque pueden verse fuertemente influenciadas por estos modos mecánicos, dependiendo de la ubicación del arreglo de sensores iniciales (ISA) utilizados por la unidad de mediciones iniciales (IMU).

3. MODELO DINÁMICO

Para plantear el problema de control necesitamos contar con un modelo dinámico del proceso a controlar, que en este caso es la actitud del vehículo lanzador.

Asumiendo que las deformaciones elásticas poseen baja influencia sobre los efectos aerodinámicos (lo cual no implica la relación inversa), podemos analizar la dinámica del vuelo mediante un modelo de cuerpo rígido, para el cual se plantean las siguientes ecuaciones cardinales:

$$\begin{aligned}\frac{d\mathbf{p}^b}{dt} + \boldsymbol{\omega}^b \times \mathbf{p}^b &= \mathbf{F}^b \\ \frac{d\mathbf{h}^b}{dt} + \boldsymbol{\omega}^b \times \mathbf{h}^b &= \mathbf{M}^b\end{aligned}$$

donde $\mathbf{p} = m\mathbf{v}$ es el vector cantidad de movimiento (el superíndice b indica que son proyecciones en la terna del cuerpo, que no es inercial), siendo m la masa total; $\mathbf{h} = \mathbf{J}\boldsymbol{\omega} + \bar{\mathbf{h}}$ es el momento cinético, donde \mathbf{J} el tensor de inercia y $\bar{\mathbf{h}}$ el momento cinético neto de las masas rotantes si las

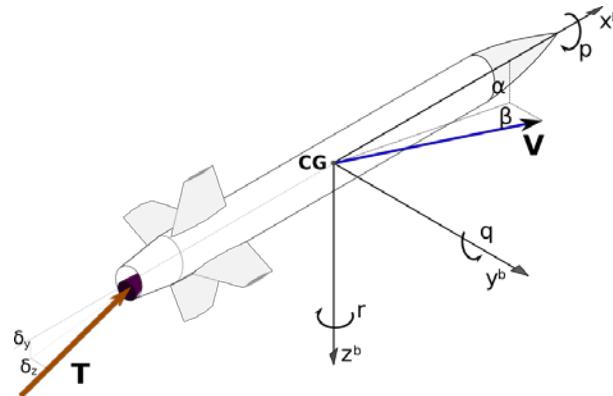


Figura 1

hay (por ejemplo, las turbobombas si no son contra-rotantes); $\mathbf{F} = \{X, Y, Z\}$ es la resultante de las fuerzas aplicadas mientras que $\mathbf{M} = \{L, M, N\}$ corresponden a los momentos respecto del centro de gravedad del cuerpo rígido.

Este modelo no puede asumirse como invariante en el tiempo debido a los marcados cambios de las propiedades básicas $m(t)$ y $\mathbf{J}(t)$ en el lado izquierdo del modelo, y de presión dinámica y número de Mach que afectan a los términos del lazo derecho.

Adoptamos el sistema de coordenadas propuesto por la ISO 1151 como se muestra en la figura 1. De acuerdo al mismo estándar se adopta una secuencia intrínseca $z/y'/x''$ respecto de una terna geográfica local NED (“North-East-Down”) para definir ángulos de Euler $\{\phi, \theta, \psi\}$ de rolido (x''), cabeceo (y') y rumbo (z).

Debe notarse que:

$$\begin{aligned}\frac{d\mathbf{p}^b}{dt} &= \dot{m}\mathbf{v} + m\dot{\mathbf{v}} \\ \frac{d\mathbf{h}^b}{dt} &= \mathbf{J}\boldsymbol{\omega} + \mathbf{J}\dot{\boldsymbol{\omega}}\end{aligned}$$

El término $\dot{m}\mathbf{v}$ queda absorbido en el empuje del motor, mientras que asumiremos despreciable el término $\mathbf{J}\boldsymbol{\omega}$ por las bajas velocidades angulares y velocidad de cambio de los momentos de inercia. Despreciando asimetrías en la distribución de masas respecto de los planos xy y xz , sin momento neto de masas rotantes, y definiendo para los momentos de inercia $\bar{I} = I_{xx}$, $I = I_{yy} = I_{zz}$, $I_\Delta = (\bar{I} - I) / I$:

$$\begin{Bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} + I_\Delta pr \\ \dot{r} - I_\Delta pq \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} L/\bar{I} \\ M/I \\ N/I \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \tau_x \\ \tau_y \\ \tau_z \end{Bmatrix} \quad (1)$$

$$\begin{Bmatrix} \dot{u} + qw - rv \\ \dot{v} + ru - pw \\ \dot{w} + pw - qu \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} X/m \\ Y/m \\ Z/m \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \end{Bmatrix} \quad (2)$$

donde hemos adoptado la notación $\mathbf{v} = \{u, v, w\}$ y $\boldsymbol{\omega} = \{p, q, r\}$ para velocidades lineales y angulares.

Para completar el lado derecho incluimos la fuerza gravitatoria y un modelo cuasi-estacionario para los efectos aerodinámicos. Esto último consiste en expresar las fuerzas y momentos resultantes en función de coeficientes aerodinámicos que solo dependen del número de Mach \mathcal{M} , de los ángulos de incidencia $\boldsymbol{\alpha} = \{\alpha, \beta\}$, de sus derivadas y de la velocidad angular; multiplicados

por la presión dinámica $Q = 1/2\rho V^2$:

$$\begin{aligned} F &= Q\bar{S}c_f(\mathcal{M}, \boldsymbol{\alpha}, \dot{\boldsymbol{\alpha}}, \boldsymbol{\omega}) \\ M &= Q\bar{S}\bar{l}c_m(\mathcal{M}, \boldsymbol{\alpha}, \dot{\boldsymbol{\alpha}}, \boldsymbol{\omega}) \end{aligned} \quad (3)$$

siendo \bar{l} y \bar{S} una longitud y una superficie de referencia respectivamente, mientras que los coeficientes c_f y c_m son cantidades adimensionales.

4. CONTROL DEL ACTITUD

4.1. Cómputo de errores

Asumimos que el navegador inercial computa un cuaternion unitario \mathbf{q}_{eb} para la actitud de la aeronave, que surge de integrar apropiadamente la velocidad angular $\boldsymbol{\omega}^b$, y que representa la rotación para llevar un vector desde la terna rotada b a la terna de referencia e , $\mathbf{q}_{eb} : b \rightarrow e$ (un subíndice ab indica que la rotación es desde la terna b hasta la terna a). Dada una referencia de actitud en forma de cuaternion \mathbf{q}_{re} , podemos calcular el cuaternion de error \mathbf{q}_{rb} como:

$$\mathbf{q}_{rb} = \mathbf{q}_{re} \cdot \mathbf{q}_{eb}$$

donde $\mathbf{q}_{re} = \bar{\mathbf{q}}_{er}$ es el conjugado del cuaternion de referencia \mathbf{q}_{re} . El mapeo de este cuaternion de error en ángulos de Euler $\{\phi_e, \theta_e, \psi_e\}$ (rolido, cabeceo, guiñada) da los errores de actitud en términos de rotaciones respecto de los ejes $\{x^b, y^b, z^b\}$ respectivamente. Sin dudas, se trata de una secuencia de rotaciones, pero si sus magnitudes son pequeñas, las podemos considerar de forma independiente y simultánea sin introducir grandes errores.

4.2. Modelo para cabeceo/guiñada

Por simetría, con baja velocidad de rolido es posible desacoplar inercialmente la dinámica entre el eje x y los planos xy y xz , por lo cual analizaremos solo la dinámica en uno de ellos.

Tomando la dinámica en el plano xz asumiendo una velocidad de rolido despreciable $p \approx 0$, la actitud en este plano se reduce a un ángulo de cabeceo θ y la velocidad angular $q = \dot{\theta}$ alrededor del eje y .

Tomando la segunda ecuación de (1), la tercera de (2) (aproximando $\alpha \approx w/V$) y tomando del modelo aerodinámico (3) para el momento en el eje y :

$$\dot{\alpha} = \frac{Q}{m}\bar{S}c_f(\mathcal{M}, \boldsymbol{\alpha}, \dot{\boldsymbol{\alpha}}, \boldsymbol{\omega}) + g \cos \theta + f_\delta \sin \delta \quad , \quad f_\delta = \frac{T}{m} \quad (4)$$

$$\dot{q} = \frac{Q}{I_y}\bar{S}\bar{l}c_f(\mathcal{M}, \boldsymbol{\alpha}, \dot{\boldsymbol{\alpha}}, \boldsymbol{\omega}) + \tau_\delta \sin \delta \quad , \quad \tau_\delta = \frac{T d_{tvc}}{I_y} \quad (5)$$

donde δ es el ángulo de deflexión del vector de empuje T en el plano xy (rotación alrededor del eje y). Completamos el modelo con la relación cinemática:

$$\dot{\theta}_e = q - \dot{r}_\theta \quad (6)$$

donde \dot{r}_θ representa una referencia equivalente para el cabeceo.

4.3. Control super-twisting

Ya hemos recurrido al control super-twisting en trabajos previos de aplicación aero-espacial [7, 8, 6]. Este algoritmo fue propuesto por Levant en su trabajo seminal en 1993 [3], y ha sido utilizando en diversos campos demostrando sus altas cualidades de robustez.

Podemos expresar esta ley de control como:

$$\begin{aligned}\nu &= -\lambda_1[\phi]^{1/2} + \psi \\ \dot{\psi} &= -\lambda_2[\phi]^0\end{aligned}\quad (7)$$

donde ϕ es una “variable de conmutación” adecuadamente diseñada para cumplir con los objetivos del lazo y resultar de grado relativo 1 respecto del control.

Si su derivada puede expresarse de la forma:

$$\dot{\phi} = \nu + \Delta \quad (8)$$

siendo ν una acción de control virtual (función del control real) y Δ un término que engloba la incertidumbre dinámica y perturbaciones, de acuerdo con [5] el algoritmo es estable y se alcanza el modo deslizante de segundo orden ($\phi = \dot{\phi} = 0$) en tiempo finito si se cumple que:

$$\lambda_2 > L \quad , \quad \lambda_1 > \sqrt{\lambda_2 + L} \quad (9)$$

donde L es la constante de Lipschitz de la incertidumbre: $|\dot{\Delta}| < L$.

Para sistematizar el ajuste podemos elegir un valor de L y computar las ganancias con:

$$\lambda_1 = \alpha\sqrt{L} \quad , \quad \lambda_2 = \beta L \quad (10)$$

donde α y β son valores de ajuste prescriptos que cumplan con (9). En particular, en este trabajo se eligió $\alpha = 1,7$ y $\beta = 1$ para minimizar la potencia media de la señal de control [4].

En este caso, el objetivo del control es anular θ_e , que resulta de grado relativo 2. Podemos elegir como variable de conmutación un error de velocidad angular: $\phi = q - r_q$ definiendo la referencia de velocidad r_q como:

$$r_q = -\omega_q \theta_e \quad (11)$$

Pero con esto la convergencia del error de actitud será exponencial.

Como alternativa, en [2] se presenta una generalización del algoritmo supertwisting para obtener modos deslizantes de orden superior. En este caso podemos considerar el 3-STC, para el cual:

$$\begin{aligned}\phi &= k_2[z_1]^{2/3} + z_2 \\ z_1 &= \sigma_3 \quad , \quad z_2 = \dot{z}_1 = \dot{\sigma}\end{aligned}\quad (12)$$

en donde σ es una variable de deslizamiento de grado relativo 2 respecto del control. Esto produce un modo deslizante de tercer orden en tiempo finito ($\sigma = \dot{\sigma} = \ddot{\sigma} = 0$). Para este problema podemos plantear $\sigma = \theta_e$.

Para ajustar las ganancias necesitamos estimar L . Derivando (12) :

$$\dot{\phi} = 2/3 k_2[\theta_e]^{-1/3} \dot{\theta}_e + \ddot{\theta}_e \quad (13)$$

Derivando (6):

$$\ddot{\theta}_e = \dot{q} - \ddot{r}_\theta \quad (14)$$

y sustituyendo en (13):

$$\dot{\phi} = [\Delta_3 + \Delta_a + \Delta_\tau + \ddot{r}_\theta] + \nu \quad (15)$$

donde:

$$\nu = \bar{\tau}_\delta \sin \delta$$

siendo $\bar{\tau}_\delta$ una aproximación del término τ_δ en (5), mientras que el término entre corchetes es la incertidumbre Δ , siendo:

$$\begin{aligned}\Delta_a &= \frac{Q}{I_y} \bar{S} \bar{l} c_f(\mathcal{M}, \boldsymbol{\alpha}, \dot{\boldsymbol{\alpha}}, \boldsymbol{\omega}) \\ \Delta_\tau &= [\tau_\delta \sin \delta - \nu] \\ \Delta_3 &= 2/3 k_2 [\theta_e]^{-1/3} (q - \dot{r}_\theta)\end{aligned}$$

Si mantenemos acotada la aceleración de la referencia angular \ddot{r}_θ (diseñando apropiadamente el plan de vuelo), con errores pequeños de actitud la constante de Lipschitz L será equivalente básicamente a la máxima velocidad de cambio que pueda experimentarse en el término aerodinámico Δ_a . Este resulta en una aceleración angular, por lo cual su derivada es el jerk inducido por el momento aerodinámico.

De simulaciones con un control lineal observamos en condiciones normales valores $|\dot{\boldsymbol{\alpha}}| < 0,5^0/s$. Con esto encontramos una cota $|\Delta_a| < 0,035 s^{-2}$. Elegimos $\lambda_2 = 0,05$, $\lambda_1 = 0,04$.

5. VALIDACIÓN

El control debe funcionar en tiempo discreto. Debido a los condicionamientos en la tasa de actualización que podemos obtener del navegador inercial y de transmisión de comandos para los actuadores del TVC, consideramos una frecuencia de muestreo de 100hz .

Implementamos este algoritmo en tiempo discreto mediante una integración implícita para el término ψ de la (7), de acuerdo a lo propuesto en [1].

5.1. Simulación

Evaluamos el desempeño del 3-STC mediante una simulación, en el cual modelamos la dinámica del vehículo como un cuerpo rígido, pero incluyendo un modelo dinámico de primer orden con ancho de banda de 10s^{-1} para los actuadores del TVC, lo cual impacta como dinámica no modelada en el diseño.

Usamos un modelo aerodinámico basado en tablas de coeficientes en función del número de Mach y de los ángulos de incidencia. Para la posición del centro de gravedad y el tensor de inercia usamos datos tabulados en función de la masa instantánea.

Para el empuje consideramos un modelo simple de la forma:

$$T = \dot{m} v_e + (p_e - p_0) A_e \quad (16)$$

donde v_e , p_e y A_e con la velocidad, presión y área en el escape de la tobera. Tomamos como caso de estudio el de un vehículo suborbital de 11m de longitud y $2,2\text{tn}$ de masa, marginalmente estable desde el punto de vista aerodinámico en la fase final del vuelo.

Para plantear un caso con exigencia elevada sobre el lazo de control, se simula una trayectoria no-óptima compuesta por un segmento de ascenso vertical seguido de una maniobra de cabeceo y luego un vuelo con actitud constante. Esto induce ángulos de ataque no-nulos, lo cual se traduce en un momento aerodinámico particularmente significativo en el segmento de alta presión dinámica. Se agrega además una cortante de viento de 10m/s a 10m de altura con variación potencial con la altura hasta los 500m , a la cual se superpone una ráfaga discreta de forma “uno menos coseno” entre los 100m y los 200m .

Como caso de comparación se realiza una simulación con un control lineal ajustado para mantener el ancho de banda del lazo cerrado próximo pero menor al del actuador. Las ganancias se ajustan en función de la variación de momento de inercia y posición del CG.

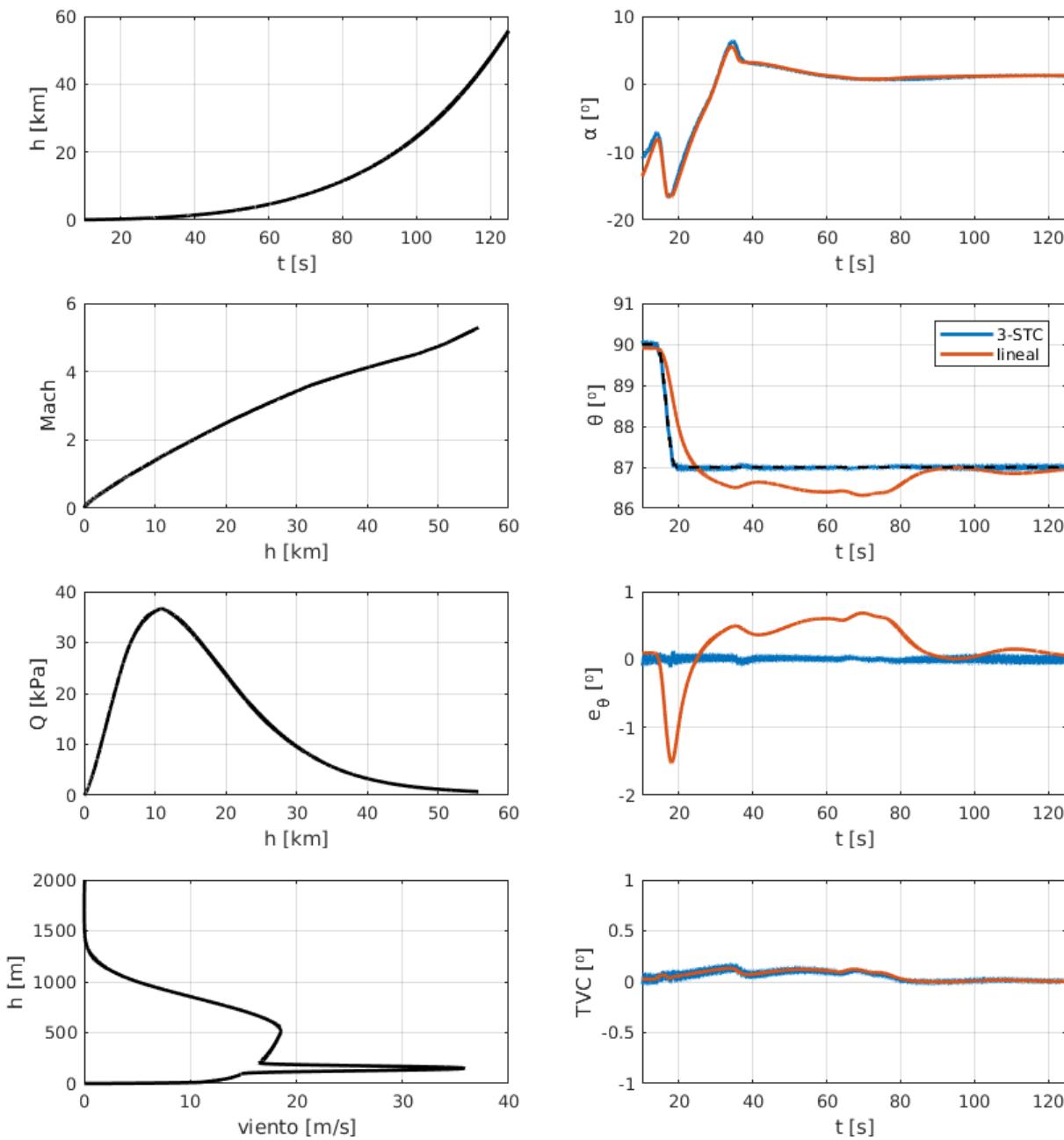


Figura 2: parámetros del vuelo con control lineal y 3-STC

5.2. Resultados

En las gráficas de la figura 2 se muestran a la izquierda los parámetros del vuelo entre el despegue y el MECO (Main Engine Cutt Off). A la derecha se comparan los aspectos asociados al control.

En la tercera gráfica de la derecha se muestran los errores de actitud. Se observa que el control 3-STC es muy superior al lineal. Sin embargo, se debe mencionar que se observa un nivel de “chattering” característico del control por modos deslizantes, inducido principalmente por la dinámica no modelada del actuador; y que no se han considerado los ruidos de medición de la velocidad angular que podrían afectar negativamente la señal de comando. Estos aspectos deberán ser abordados para obtener una implementación práctica de este algoritmo de control.

6. CONCLUSIONES Y TRABAJO FUTURO

De los resultados obtenidos consideramos que un control super-twisting de tercer orden sería viable para el control de actitud de un lanzador espacial. Sus excelentes características de robustez permiten un control muy preciso de la actitud, con la condición de diseñar un plan de vuelo con derivadas segundas lo suficientemente acotadas para evitar una salida auto-inducida del modo deslizante.

Pero para su implementación práctica deben abordarse al menos dos cuestiones. Por un lado, debe notarse que el algoritmo de control requiere computar ϕ en tiempo real de acuerdo con la (12), lo cual involucra no solo al error de actitud sino también a su derivada en ($z_2 = \dot{\theta}_e$). Este último puede obtenerse restando la derivada de la referencia a la medición de velocidad angular. Aunque dicha derivada puede calcularse off-line, debe tenerse en cuenta como posible inconveniente práctico que los ruidos de medición para la velocidad angular pueden ser elevados si no se utilizan giróscopos de grado táctico o de navegación (FOG o RLG).

Por otra parte, es necesario considerar esquemas para mitigar los efectos del “chattering” en la acción de control.

7. AGRADECIMIENTOS

Este trabajo fue realizado con el apoyo de la Facultad de Ingeniería-UNLP, el CONICET y la ANPCyT.

Referencias

- [1] B. Brogliato, A. Polyakov, and D. Efimov. The implicit discretization of the super-twisting sliding-mode control algorithm. *IEEE Transactions on Automatic Control, Institute of Electrical and Electronics Engineers*, 65(8):3707–3713, 2020.
- [2] S. Kamal, A. Chalanga, J. A. Moreno, L. Fridman, and B. Bandyopadhyay. Higher order super-twisting algorithm. In *13th IEEE Workshop on Variable Structure Systems*, 7 2014.
- [3] A. levant. Sliding order and sliding accuracy in sliding mode control. *International Journal of Control*, 80(58):1247–1263, 1993.
- [4] U. Pérez-Ventura and L. Fridman. Design of super-twisting control gains: A describing function based methodology. *Automatica*, (99):175–180, 2019.
- [5] R. Seeber and M. Horn. Stability proof for a well-established super-twisting parameter setting. *Automatica*, 2017.
- [6] A. Zumarraga, P. Puleston, and L. Fridman. Control super-twisting generalizado para un multicóptero en vuelo estacionario bajo condiciones atmosféricas adversas. In *27º Argentine Conference on Automatic Control (AADECA 20)*, 2020.
- [7] A. J. Zumarraga, B. M. Concia, and P. F. Puleston. Control de actitud para un planeador espacial: Enfoque lineal y por modo deslizante. In *X Congreso Argentino de Tecnología Espacial - CATE 19*. Asociación Argentina de Tecnología Espacial, 2019.
- [8] A. J. Zumarraga, B. M. Concia, and P. F. Puleston. Control digital super-twisting adaptable de alto orden para la actitud de un planeador espacial. In *6º Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica*. Universidad Tecnológica Nacional - Facultad Regional Haedo, 2021.

VARIACIONES DE LAS PROPIEDADES DINÁMICAS DE UN LANZADOR SATELITAL EN SU FASE ATMOSFÉRICA

Juan Francisco Martiarena^a, Augusto Zumárraga^b, Álvaro Benítez Franco^b

^a Departamento de Ing. Aeroespacial - Facultad de Ingeniería, UNLP

^b Centro Tecnológico Aeroespacial (CTA), Facultad de Ingeniería, UNLP

Email: juan.martiarena@ing.unlp.edu.ar

1. RESUMEN

La envolvente de vuelo de un lanzador satelital para la inyección orbital involucra distintas etapas. La primera de ellas se desarrolla en las capas atmosféricas más densas; donde la interacción entre efectos aerodinámicos, gravitatorios e iniciales determinan el comportamiento dinámico del vehículo. En esta fase, las condiciones de vuelo cambian significativamente, comenzando con velocidad nula a nivel del mar hasta alcanzar velocidad supersónica y alturas estratosféricas; al tiempo que varían fuertemente las propiedades másicas (masa total, tensor de inercia y posición del centro de gravedad) por consumo de los propelentes. Todo esto se refleja en cambios profundos en la dinámica de la aeronave, lo cual condiciona fuertemente el diseño de los lazos de control del vehículo.

En este trabajo se analizan estos cambios dinámicos. Para ello se recurre a un modelo de cuerpo rígido para el vehículo, modelos cuasi-estacionarios para las cargas aerodinámicas, y un modelo predeterminado de variación temporal de parámetros másicos.

En principio, un modelo de 6 grados de libertad describe completamente la dinámica de cuerpo rígido de un lanzador. Pero teniendo en cuenta las propiedades de simetría, este problema puede reducirse a 3 grados de libertad, desacoplando la dinámica lateral de la longitudinal. En función de esto, se plantea un modelo dinámico que, linealizado alrededor de una trayectoria nominal, permite obtener un modelo en espacio de estados lineal variante en el tiempo.

A partir de este modelo se analiza la influencia de los parámetros másicos y las condiciones aerodinámicas en la dinámica del lanzador para la fase atmosférica, que se asume hasta los 70 km. de altura. se estudia el comportamiento de los modos naturales de respuesta para definir de forma cualitativa y cuantitativa los cambios significativos en esta dinámica.

Palabras claves: lanzador satelital, dinámica, fase atmosférica, modelo lineal variante en el tiempo.

2. INTRODUCCIÓN

El control de trayectoria de un lanzador satelital es un desafío que requiere precisión en tanto las tolerancias admisibles se encuentran extremadamente acotadas. Para esto, el estudio del desempeño dinámico en la etapa atmosférica es un elemento clave para obtener modelos lo suficientemente representativos que permitan encarar las tareas de diseño del sistema de control. El objetivo del sistema de control es orientar la trayectoria con relación a un sistema de referencia inercial en función de los requisitos de la misión. En este contexto, el vehículo puede asumirse como una masa puntual en la que los cambios significativos ocurren en intervalos de tiempo prolongados. A su vez, la orientación de la velocidad como mecanismo de control de la trayectoria no se da de manera instantánea, sino que se producen oscilaciones respecto al centro de masas que deben ser mitigadas para garantizar el seguimiento de la referencia. Estas oscilaciones ocurren en intervalos de tiempo comparativamente menores a los que ocurren para la trayectoria, por lo que pueden ser tratados de manera independiente (Zipfel, & Schiehlen, 2001).

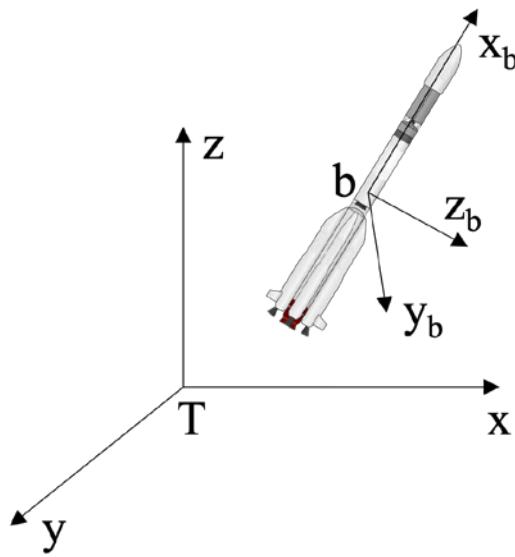


Figura 1: Sistema de referencia T y b

El abordaje integral del estudio dinámico de un lanzador involucra el análisis del mismo como un cuerpo rígido de masa variable en el tiempo, combinado con los aspectos elásticos, de sloshing e inercia del motor. Además, las interacciones aerodinámicas presentan efectos fuertemente no lineales que añaden complejidad en el estudio. Para atender a estas complejidades, se realiza una aproximación por medio del método de pequeñas perturbaciones, de modo que el análisis se realiza sobre un modelo lineal variante en el tiempo. Además, debido a la simetría asumida para la geometría del vehículo, se suponen desacopladas las ecuaciones que modelan el comportamiento del cuerpo rígido y se desarrollan solamente en un plano longitudinal. De este análisis se pueden destacar aspectos específicos del comportamiento del lanzador. De manera directa se puede obtener información respecto a las características de estabilidad, amortiguamiento, frecuencias naturales y otras características dinámicas.

3. MODELO DINÁMICO

Asumiendo la dinámica longitudinal de un lanzador satelital como cuerpo rígido [1], puede modelarse respecto a un sistema ligado al cuerpo b (figura 1) según el conjunto de ecuaciones 1.

$$\mathbf{f}^b = \frac{d}{dt} \left\{ m\mathbf{v}^b \right\} + m\boldsymbol{\omega}^b \times \mathbf{v}^b + \dot{\boldsymbol{\omega}} \times \mathbf{J} + \boldsymbol{\omega} \times \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{J} \quad (1a)$$

$$\mathbf{M}^b = \frac{d}{dt} \left\{ \mathbf{J}\boldsymbol{\omega}^b \right\} + \boldsymbol{\omega}^b \times \mathbf{J}\boldsymbol{\omega}^b \quad (1b)$$

Siendo $m(t)$ y $\mathbf{J}(t)$ la masa y el tensor de inercia del vehículo, y \mathbf{v} y $\boldsymbol{\omega}$ las velocidades del centro de masas y angular respectivamente. Todos los vectores se encuentran referidos a la terna- b , por lo que de aquí en adelante se omite el superíndice.

El conjunto de ecuaciones 1 puede simplificarse asumiendo un estado de operación nominal sobre el que se producen pequeñas perturbaciones. Además, si el orden de magnitud de las mismas es considerablemente menor que el de la velocidad u y el producto entre la variación temporal de la masa y la velocidad del vehículo se considera dentro del vector de empuje, puede reducirse

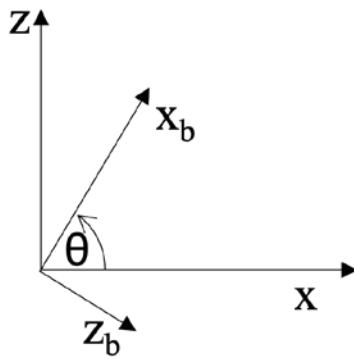


Figura 2: Matriz de rotación

al conjunto de ecuaciones 2.

$$\begin{aligned} f_x &= m(\dot{u} - y_{cg}\dot{r} + z_{cg}\dot{q}) \\ f_z &= m(\dot{w} - U_0q - x_{cg}\dot{q} + y_{cg}\dot{p}) \\ M_y &= I_{yy}\dot{q} - I_{xy}\dot{p} - I_{yz}\dot{r} - mx_{cg}(\dot{w} - U_0q) + mz_{cg}\dot{u} \end{aligned} \quad (2)$$

la hipótesis de que en la condición nominal la velocidad U^b es constante y que el vector de empuje pasa por el centro de gravedad del lanzador permite descartar la primera ecuación del análisis. La masa y el momento de inercia se evalúan en cada instante atento a que ambas magnitudes son modificadas rápidamente [4]. Además, asumiendo que las perturbaciones son pequeñas se desacopla la dinámica longitudinal de la lateral [3], y la dinámica longitudinal queda descrita por dos ecuaciones dinámicas y una relación cinemática entre q y θ . La representación del sistema en espacio de estados resulta como se muestra en la ecuación 3.

$$\begin{aligned} f_z &= m(\dot{w} - U_0q - x_{cg}\dot{q}) \\ M_y &= I_{yy}\dot{q} - mx_{cg}(\dot{w} - U_0q) \end{aligned} \quad (3)$$

Modelos de fuerzas y momentos Para estimar las perturbaciones que provocan cambios en el estado de operación nominal del lanzador se modelan las fuerzas y momentos. En estado estacionario, la configuración espacial del lanzador puede referenciarse respecto a un sistema inercial, denominado T , ubicando una terna solidaria al cuerpo del mismo denominada $-b$, definida bajo el estándar ISO 1151. En la figura 1 se esquematiza esta denominación.

Para proyectar la fuerza de gravedad en la terna solidaria al cuerpo (terna $-b$), se descompone la aceleración gravitatoria mediante la matriz de transformación 4

$$\mathbf{T}_{Tb} = \begin{bmatrix} \cos \theta & -\sin \theta \\ \sin \theta & \cos \theta \end{bmatrix} \quad (4)$$

Donde el ángulo θ queda definido en la figura 4

De este modo, la fuerza de gravedad en la terna cuerpo se define en la ecuación 5.

$$\mathbf{f}_g^b = \mathbf{T}_{Tb} \mathbf{f}_g^T \quad (5)$$

Para las fuerzas aerodinámicas se utilizan las ecuaciones 6

$$\begin{aligned} \mathbf{f}_a &= \sigma S_{ref} C_i(\alpha) \\ \mathbf{M}_a &= \sigma S_{ref} l_{ref} C_{mi}(\alpha, q) \end{aligned} \quad (6)$$

en donde σ es la presión dinámica, S_{ref} y l_{ref} la superficie y longitud de referencia respectivamente, y C_i y C_{mi} coeficientes adimensionales cuasi estacionarios. Las ecuaciones (6) pueden linealizarse derivando parcialmente respecto a cada una de las variables de estado alrededor de un punto de operación y definiendo las derivativas aerodinámicas. Para este caso en particular, será necesario contar con las que se muestran en (7).

$$\begin{aligned} C_{z_O} &= \frac{\partial F_z}{\partial \alpha} \alpha + \frac{\partial F_z}{\partial q} \hat{q} \\ C_{m_{y_O}} &= \frac{\partial M_y}{\partial \alpha} \alpha + \frac{\partial M_y}{\partial q} \hat{q} + \frac{\partial M_y}{\partial \dot{\alpha}} \hat{\alpha} \end{aligned} \quad (7)$$

siendo \hat{q} y $\hat{\alpha}$ la velocidad angular y la velocidad del ángulo de ataque adimensionalizadas.

Por último, se considera el que el vector de empuje es orientable mediante una señal de comando que define el ángulo de apartamiento respecto al eje del vehículo. De este modo, las fuerzas y momentos asociados al empuje resultan ser las que se muestran en 8.

$$\begin{aligned} f_{T_Z} &= T \delta \\ M_{T_y} &= T \delta l_C \end{aligned} \quad (8)$$

En donde δ es el ángulo entre el eje del vehículo y la tobera y l_C la distancia entre la articulación de la tobera y el centro de gravedad.

La suma vectorial de las fuerzas y momentos se condensa en la ecuación 9:

$$\begin{aligned} \mathbf{f} &= \mathbf{f}_a + \mathbf{f}_g^b + f_{T_Z} \mathbf{i}_b \\ \mathbf{M} &= \mathbf{M}_a + M_{T_y} \mathbf{j}_b \end{aligned} \quad (9)$$

y se escribe el sistema (3) linealizado en la ecuación (10), incorporando la relación cinemática:

$$\mathbf{M} \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{M} \begin{bmatrix} \dot{q} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} M_q & M_\alpha & 0 \\ 1 + Z_q & Z_\alpha & -g \frac{\cos \theta}{U_O} \\ 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q \\ \alpha \\ \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} M_\delta \\ Z_\delta \\ 0 \end{bmatrix} \delta \quad (10)$$

Siendo M_q , M_α , Z_q , M_δ y Z_δ las derivativas dimensionales [5] y \mathbf{M} la matriz de inercia que contiene los coeficientes que afectan la derivada temporal del vector de estado. Es necesario indicar que las derivativas evolucionan en el tiempo conforme el lanzador gana altura. La altura para la cual la presión dinámica resulta despreciable, el modelo dinámico se reformula atento a esta nueva situación de operación.

4. ANÁLISIS

Como caso de estudio se considerará un vehículo experimental suborbital de una sola etapa diseñado para un apogeo en vuelo libre de 150km. Sus parámetros básicos se presentan en la tabla 1.

Para la obtención de los valores asignados a los términos aerodinámicos se realiza una simulación de trayectoria, a partir de donde se obtienen los valores de Mach y presión dinámica a lo largo del vuelo.

En la figura 3 se muestran los coeficientes M_q y M_α en función del número de Mach . El coeficiente M_q es un coeficiente de amortiguamiento asociado al efecto aerodinámico que se introduce por la velocidad angular q , mientras que el coeficiente M_α es indicador de la “rigidez” aerodinámica. La magnitud del coeficiente M_α resulta 10 órdenes de magnitud menor al de M_q , y dado que q y α son de magnitudes similares, dicho término se omite del análisis.

Cuadro 1: parámetros del modelo

longitud (m)	diámetro (m)	masa inicial (kg)	momento de inercia (kgm ²)
15	0,7	2400	16416

En tanto el coeficiente M_α tome valores negativos se garantiza la estabilidad estática del sistema. Si se analiza el signo que toma el coeficiente de momentos $C_{m_{y_O}}$ definido en 7, en donde toman participación también los efectos producidos por la velocidad angular, puede predecirse el comportamiento del sistema en toda la envolvente de vuelo analizada. Puede observarse que este coeficiente toma valores positivos en la fase inicial de vuelo, indicando la posibilidad de inestabilidad que será cuantificada para evaluar su repercusión.

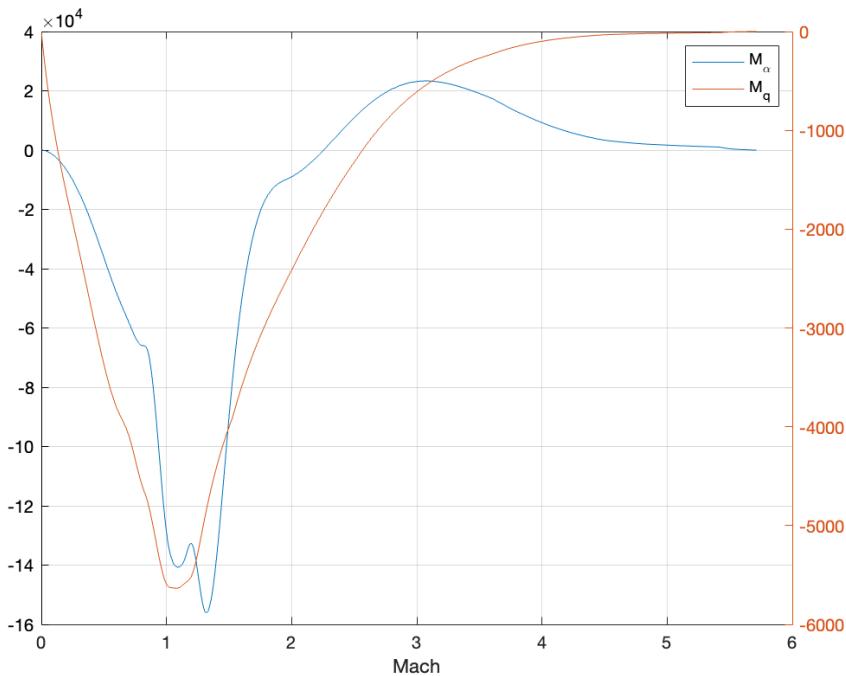


Figura 3: Coeficientes dimensionales

La figura 5 la evolución de la posición del centro de presiones y del centro de gravedad. Allí se observa que para $Mach < 1,8$ el centro de presiones se encuentra por delante del centro de gravedad. A partir de este punto, que se da después de los 90 segundos de vuelo, el sistema se inestabiliza nuevamente debido a la configuración relativa entre el cp y el cg. Revisitando la figura 3, se observa que coincide con el cambio de signo del coeficiente M_α .

En la matriz de estado de la ecuación 3 se encuentran sintetizadas las principales características dinámicas del vehículo lanzador. La figura 4 muestra la evolución de los autovalores de la matriz 3 en función del tiempo, con la variación de parámetros del sistema asociada. Allí puede verse que este sistema particular tiene un polo real contenido en el semiplano izquierdo y otro en el semiplano derecho para bajo número de Mach, dando cuenta de un comportamiento inestable en este régimen. Este fenómeno ocurre nuevamente después de los 90 segundos ($Mach > 1.8$), tal como se analizó anteriormente. Si se profundiza sobre este aspecto, esta inestabilidad puede cuantificarse en términos del tiempo necesario para duplicar la amplitud. En una respuesta inestable, la amplitud viene dada en términos de una función exponencial $y(t) = e^{at}$ siendo a la componente real del polo inestable. Cuantificando resulta ser $t_1 = 4$ segundos para el primer rango de tiempo y $t_2 = 0,6$ segundos para el segundo. Puede decirse que el primer caso se trata de una dinámica lenta en tanto que para el segundo serán necesarias acciones de control

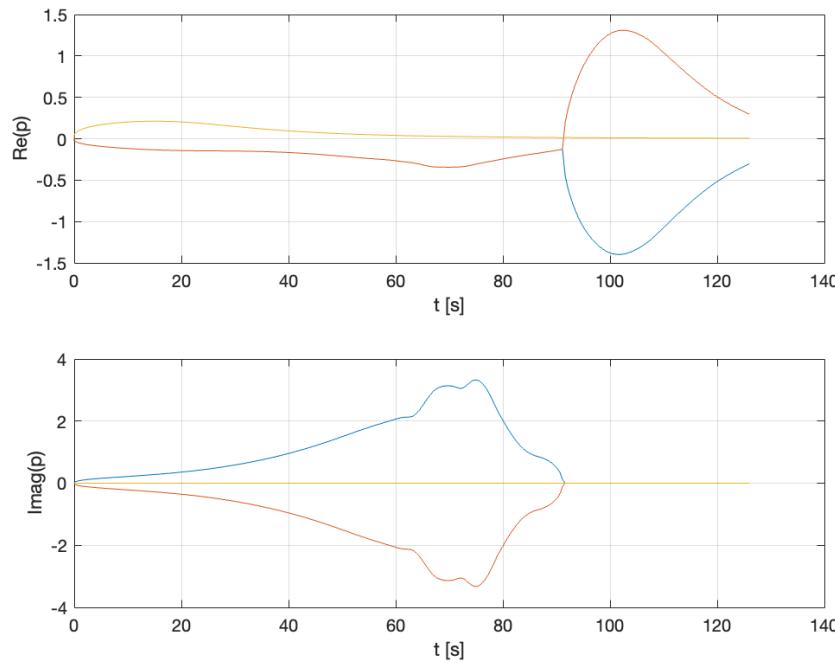


Figura 4: Evolución de los autovalores

más rigurosas [3] [2]. Los autovalores se aproximan al origen de coordenadas donde el modelo dinámico cambia cualitativamente (modelo exoatmosférico). A este conjunto de autovalores se le asocian los respectivos autovectores cuya evolución temporal en cada componente se muestra en la figura 6. Este análisis proporciona información adicional sobre el comportamiento dinámico del vehículo.

Dada una condición de vuelo específica puede observarse como se combinan los estados e interpretar su peso relativo en cada uno de los modos naturales del sistema en función del tiempo de vuelo (figura 6). El polo intestable que se manifiesta en la fase inicial del vuelo se encuentra asociado al tercer modo natural. Allí se observa que la componente dominante es el ángulo de ataque, lo que permite asociarlo a la dinámica translacional (asumiendo que el ángulo de ataque se define como la relación entre la velocidad w y la velocidad de avance u). Por otro lado, el fenómeno inestable que comienza en régimen supersónico tiene impacto también en la dinámica de rotación, ya que las tres variables de estado son significativas. En la etapa inicial del vuelo, el ángulo de ataque es dominante en los 3 modos naturales, en tanto las variables q y θ tienen poca influencia. Conforme se avanza en el desarrollo del vuelo, las variables de estado tienen distinto peso en el comportamiento de los modos naturales. Tanto para el primer como el segundo modo, los 3 estados tienen componentes significativas en el resto de las etapas de vuelo. Para el tercer modo, se observa que el ángulo de cabeceo es dominante respecto a los otros dos y puede interpretarse como un modo relacionado a la cinemática de rotación.

5. CONCLUSIONES

Para controlar y guiar la trayectoria de un lanzador satelital es fundamental conocer de manera acabada el comportamiento dinámico a través de las distintas fases que atraviesa. La estimación de los coeficientes aerodinámicos y su utilización en el cálculo de las derivativas, tiene un rol preponderante en la descripción cualitativa de la dinámica de un lanzador satelital ya que de ellos depende en gran medida el comportamiento y las características dinámicas propias de cada vehículo lanzador. Como principal característica, puede indicarse la dependencia temporal

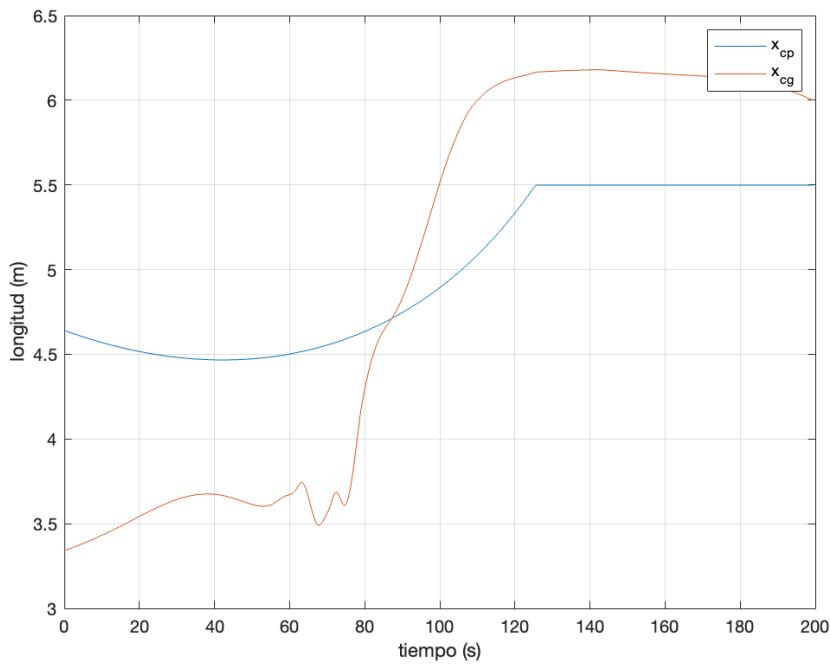


Figura 5: Posición del CP y CG

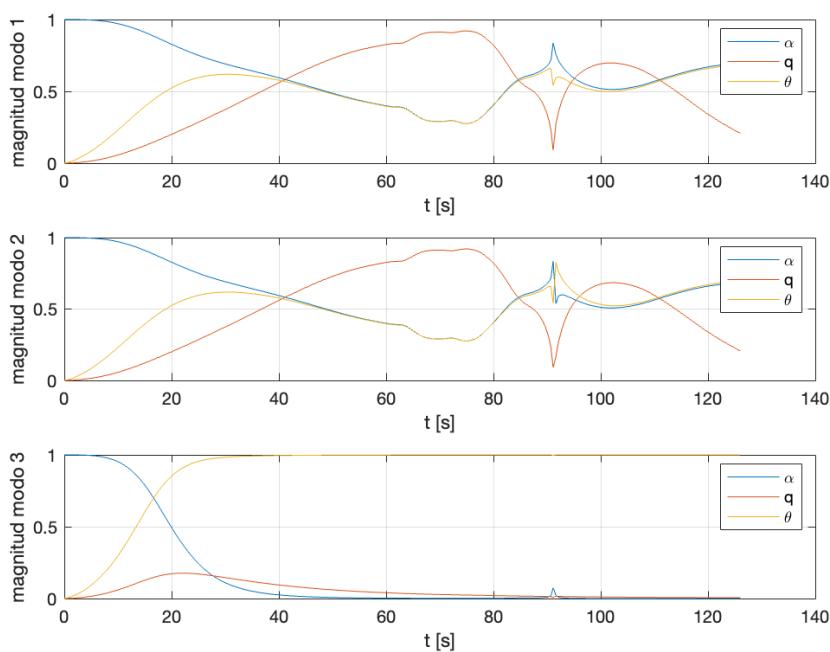


Figura 6: Evolución de las componentes de los autovectores

de estos parámetros, debido a que a medida que el vehículo atraviesa la fase atmosférica, las condiciones de masa se ven alteradas. También incide en los coeficientes la naturaleza del régimen aerodinámico que se atraviesa.

Según la evolución de las derivativas, pueden inferirse características del comportamiento dinámico del sistema. Este análisis se realizó sobre un modelo de cuerpo rígido, asumiendo en principio que los efectos elásticos pueden ser despreciados y que la dinámica lateral y longitudinal se encuentra desacoplada. Bajo estos supuestos, se obtuvo un modelo de cuerpo rígido linealizado que permitió establecer las siguientes conclusiones:

- El sistema presenta un comportamiento inestable en la fase inicial del vuelo, condicionado por el signo del coeficiente de momentos en esta primera parte. Luego se estabiliza hasta $Mach \approx 1,8$ en donde vuelve a ser inestable. Al incorporar en el análisis las características dinámicas del sistema, se identifica que existen autovalores con parte real positiva en gran parte de la envolvente de vuelo, aunque el tiempo necesario para convertir esas inestabilidades en situaciones relevantes depende del estado aerodinámico que se esté analizando.
- Los polos inestables se asocian con determinados modos naturales. El primero de ellos, relativamente lento en comparación con el segundo, es un polo que se manifiesta en la dinámica de traslación. En cambio el segundo polo inestable, de dinámica rápida, tiene impacto en la dinámica rotacional.
- También se explica la inestabilidad analizando la posición relativa del centro aerodinámico (ca) respecto al centro de gravedad (cg). El sistema es estable en tanto el cg se encuentra por detrás del ca. Este cambio cualitativo ocurre para $M \approx 1,8$.
- En base al estudio de los autovectores asociados puede añadirse información respecto a como se acoplan los distintos modos naturales del sistema. Se observa que tanto el ángulo de ataque α como la velocidad de cabeceo q se encuentran acopladas dinámicamente, mientras que el ángulo de cabeceo θ se vincula con el resto de los estados a través de la relación cinemática establecida con q .

De esta manera se obtuvo una descripción cualitativa de la dinámica longitudinal de un lanzador satelital con las características establecidas. Es importante mencionar que según la configuración o el tipo de vehículo seleccionado los resultados pueden verse alterados cualitativamente, por lo que es necesario especificar el modelo sobre el que se trabaja.

Referencias

- [1] Arthur L Greensite. Analysis and design of space vehicle flight control systems. Volume 1. Inf. téc. NASA, 1969.
- [2] Diego Navarro-Tapia, Andrés Marcos y Samir Bennani. “The VEGA launcher atmospheric control problem: A case for linear parameter-varying synthesis”. En: Journal of the Franklin Institute 359.2 (2022), págs. 899-927.
- [3] George M Siouris. Missile guidance and control systems. Springer Science & Business Media, 2004.
- [4] Ashish Tewari. Atmospheric and space flight dynamics. Springer, 2007.
- [5] Peter H Zipfel. Modeling and simulation of aerospace vehicle dynamics. Aiaa, 2000.



7º Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica



UNIVERSIDAD
NACIONAL
DE LA PLATA

Desarrollo, Integración y Certificación de un nuevo Sistema de Control de Frenos con Antiskid para la Aeronave IA-63 “Pampa”

Ing. Juan P. Cervi (1), Ing. Luis Soria (2), Ing. Fernando Trógolo (1)

(1) *Fábrica Argentina de Aviones Brigadier San Martín SA, Córdoba, Argentina.*

(2) *Universidad Nacional de Córdoba, Facultad de Ciencias Exactas, Físicas y Naturales, Córdoba, Argentina.*

Autor principal: cervi@fadeasa.com.ar

Palabras claves: FRENOS, ANTISKID, DESARROLLO, INTEGRACIÓN, CERTIFICACIÓN.

Resumen

A principios del año 2019 se finalizaba la campaña de ensayos de certificación del nuevo sistema de control de frenos con Antiskid, desarrollado para reemplazar el sistema original de la aeronave IA-63 “Pampa”.

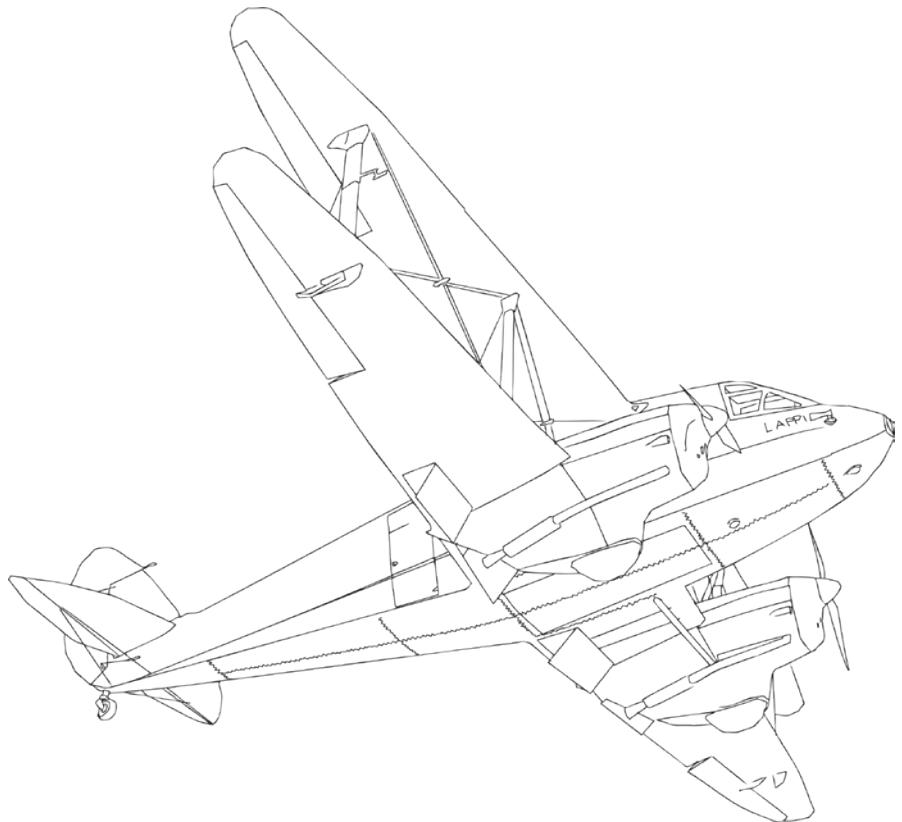
En el siguiente trabajo, se presenta un resumen de las actividades llevadas a cabo en FAdeA entre los años 2016 y 2019 para el desarrollo, integración, validación y certificación del nuevo sistema.

Se incluye una descripción de los requerimientos y funciones básicas a cubrir, una breve descripción de las implicancias técnicas a nivel avión, la arquitectura propuesta para la implementación en la aeronave y finalmente los ensayos realizados para la puesta a punto, validación y certificación del sistema; incluyendo las novedades y fallas que debieron solucionarse durante la campaña de ensayos.

La certificación del nuevo sistema de control de frenos fue un hito fundamental para la continuidad del programa IA-63 “Pampa”. Actualmente este sistema se encuentra operando en la mayor parte de la flota de aeronaves prestando servicio en la FAA, acumulando miles de horas de operación sin novedades.

Referencias:

- [1] Design and Testing of Antiskid Brake Control Systems for Total Aircraft Compatibility, SAE ARP1070E.



DISEÑO Y CERTIFICACIÓN AERONÁUTICOS

DISEÑO Y CERTIFICACIÓN DE UNA AERONAVE ELÉCTRICAMENTE PROPULSADA.

Ernesto B. Acerbo^a y Diego Daniel Igareta^b

^a Aviem Aeronáutica SRL - Ruta 6 y arroyo La Choza -
Hangar 7 - General Rodríguez, Argentina

^b Aviem Aeronáutica SRL - Ruta 6 y arroyo La Choza -
Hangar 7 - General Rodríguez, Argentina.
Email: aviemaeronautica@gmail.com

RESUMEN

El presente trabajo aborda el desarrollo de una aeronave eléctricamente impulsada a partir de la modificación del diseño de la aeronave Aviem AV 100 impulsada con motor alternativo ROTAX 912 ULS de 100 hp, denominada AV 100. La aeronave se pretende certificar bajo norma ASTM 2245 c 16.

El cambio de tecnología de propulsión implicó el rediseño estructural y aerodinámico para lograr una aeronave con mayor peso máximo de despegue y mayor rango de excursión del centro de gravedad, conservando la misma carga alar que la aeronave AV 100.

El rediseño aerodinámico significó:

El análisis de la estabilidad estática y dinámica de la aeronave a los efectos de obtener los nuevos rangos del centro de gravedad, dimensiones de superficies de cola y superficie alar.

El cálculo de las performances de la aeronave para la nueva configuración aeronave-planta motriz.

El rediseño estructural significó:

Modificación de la estructura del fuselaje de la aeronave a los efectos de aumentar el volumen cola y la cuerda alar.

Modificación de estructura del vano motor y compartimiento de equipajes con el objetivo de almacenar las baterías Ion Li necesarias para la propulsión eléctrica, controlador y motor eléctrico.

Palabras clave: (Aeronave liviana, certificación avión eléctrico)

INTRODUCCIÓN

El cambio de conciencia ambiental y social se está impactando fuertemente en el uso fuentes de energías alternativas para transporte de personas y bienes. Estos cambios impulsan el uso fuentes de propulsión eléctrica las cuales reducen las emisiones nocivas.

La propulsión eléctrica, con la tecnología actual, presenta un escenario de diseño diferente al transformar la energía almacenada en potencia útil. Desde hace tiempo los motores de eléctricos y sus controladores de velocidad, se aplican en diferentes transportes a rueda. Sin embargo, poco se ha desarrollado en la propulsión aeronáutica. Uno de los desafíos de diseñar una aeronave eléctricamente propulsada es la cantidad de energía almacenable y el incremento de peso máximo de despegue (MTOW) por el peso de las baterías.

No obstante, el incremento del peso, ya existen empresas que construyen aviones livianos eléctricamente propulsados y las normas actuales de certificación aeronáuticas incluyen especificaciones de certificación de aeronaves eléctricamente propulsadas. En pocas palabras, las sociedades, los organismos regulatorios y las empresas están adaptándose a los cambios de tecnología de propulsión limpia.

En AVIEM se estudia y analiza este desafío y se plantea una solución acorde con la tecnología actual y futuras normativas para resolver la instrucción primaria de pilotos. El diseño de la aeronave propulsada eléctricamente se realiza a partir de la modificación de otra propulsada por motor alternativo.

Estos cambios se implementan con el diseño de un nuevo fuselaje para permitir el alojamiento de parcial de paquetes de las baterías, en el cual se extiende la cabina y se incorpora nuevas estructuras.

AERONAVE CON MOTOR ALTERNATIVO.

La aeronave que se toma como referencia es un avión de ala alta biplaza con motor Rotax 912 de 100 hp con asiento en tandem. Este avión tiene un peso máximo de despegue 650 kg y una capacidad de combustible de 75 litros (53 kg), lo que le resulta en una autonomía aproximada de 750 km.

AERONAVE CON MOTOR ELECTRICO.

En el avión eléctricamente propulsado se diseña un nuevo fuselaje a partir del AVIEM 100 para alojar el motor y pack de baterías por delante del parallamas y otro pack, por detrás de los asientos. El cambio de los componentes conlleva a un cambio de peso y de la posición del centro de gravedad los cuales se muestran en el siguiente concepto:

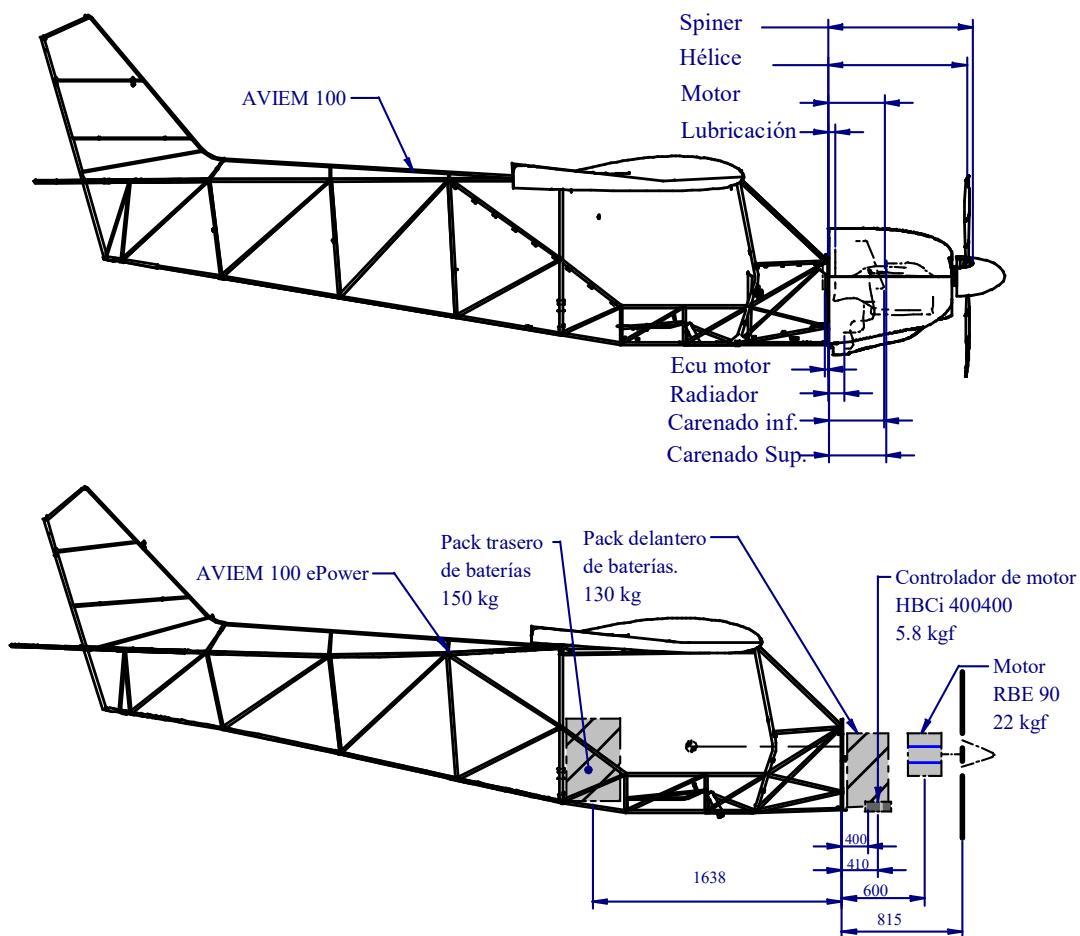


Figura 1. Pesos y distancias respecto del parallamas.

Comparando pesos y distancias de los componentes a reemplazar de la aeronave con motor alternativo se estiman las distancias de la eléctricamente propulsada desde el parallamas del motor, controlador de motor, cableado y los packs de baterías. Un pack de baterías se posiciona delante del parallamas y otro detrás de los asientos de los tripulantes. El objetivo es mantener el mismo balanceo del conjunto de propulsión de ambas aeronaves respecto del parallamas, resultando en las siguientes tablas:

Tabla 1. Peso y balanceo AVIEM 100, Datum parallamas.

Ítem	Pesos			
	Ítem	Masa kg	Brazo mm	Mom. Kg.mm
Refrigeración	Radiador de Agua	1.40	140.00	196.00
	Mangueras	0.50	110.00	55.00
	Depósito líquido refrigerante	1.50	95.00	142.50
Lubricación	Radiador de Aceite	1.00	290.00	290.00
	Mangueras	1.80	200.00	360.00
	Depósito de Aceite con 2,5 lt,	3.50	105.00	367.50

Ernesto B. Acerbo y Diego D. Igareta - 7mo Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica

Propulsor	Hélice con bulones	2.80	815.00	2282.00
	Cono de hélice (Spinner)	0.75	815.00	611.25
Eléctrico	ECU (Montado en cabina)	1.13	-40.00	-45.20
	Caja de fusibles	2.02	40.00	80.80
Motor ROTAX 912	Motor 912i + Cableados	75.50	465.00	35107.50
	bancada	5.00	345.00	1725.00
Carenado de motor	Capó Superior	2.00	400.00	800.00
	Capó Inferior	3.20	420.00	1344.00
	Baterías sección motor	0.00	-203.00	0.00
	Baterías sección trasera	0.00	1701.80	0.00
	Semiala derecha	21.50	988.00	21242.00
	Semiala izquierda	21.50	988.00	21242.00
	Fuselaje, Est, Hor y Vert,, tren de aterr, y otros componentes.	101.40	1550.00	157170.0
	Peso en vacío (kg)	246.50	985.68	242970.4
	Reacción tren derecho	110.75	542.00	60026.5
	Reacción tren izquierdo	110.75	542.00	60026.5
	Reacción tren de cola	25.00	4900.00	122500.0
	Xcg de reacciones de tren	246.50	983.99	242553.0
	Posición XCG en Vacío		38.74	in

Pesos de pasajeros			
Ítem	Masa	Brazo	Momento
	kg	mm	kg,mm
Piloto	80	939	75120
Pasajero	80	939	75120
MTOW=Peso en vacío + peso 2 ocupantes	406.5	966.28	392793
	in	38.04	

En el AVIEM 100 ePower la ubicación se descartan los ítem de combustible, lubricación y refrigeración y se agregan los componentes eléctricos propulsivos resumidos en la siguiente planilla:

Tabla 2. Peso y balanceo AVIEM 100 ePower, Datum parallamas.

Pesos			
AVIEM 100 ePower			
Ítem	Masa	Brazo	Mom.
	kg	mm	kg,mm
Radiador de Agua	0.00	0.00	0.00
Mangueras	0.00	0.00	0.00
Depósito líquido refrigerante	0.00	0.00	0.00
Radiador de Aceite	0.00	0.00	0.00

Ernesto B. Acerbo y Diego D. Igareta - 7mo Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica

Mangueras	0.00	0.00	0.00
Depósito de Aceite con 2,5 lt,	0.00	0.00	0.00
Hélice con bulones	2.80	-863.00	-2416.40
Cono de hélice(Spiner)	0.75	-815.00	-611.25
Control motor	5.80	-450.00	-2610.00
Cableado	1.60	500.00	800.00
Motor RBE 90	22.00	-685.00	-15070.00
Controlador de motor	5.00	-228.60	-1143.00
Capot Superior	2.00	-400.00	-800.00
Capot Inferior	3.20	-420.00	-1344.00
Baterías sección motor	130.00	-203.00	-26390.00
Baterías sección trasera	150.00	1680.00	252000.00
Semiala derecha	21.50	988.00	21242.00
Semiala izquierda	21.50	988.00	21242.00
Fuselaje, Est, Hor y Vert,, tren de aterr, y otros componentes.	101.4	2072	209997.2
Peso en vacío (kg)	467.5	973.04	454896.55
Reacción tren derecho	211.37	542.00	114362.0
Reacción tren izquierdo	211.37	542.00	114362.0
Reacción tren de cola	44.76	5044.00	225771.7
Xcg de reacciones de tren	467.5	972.18	454495.71
Posición XCG en Vacío		38.27	in

Pesos de pasajeros			
Ítem	Masa	Brazo	Momento
	kg	mm	Kg.mm
Piloto	80	939.8	75184
Pasajero	80	939.8	75184
MTOW=Peso en vacío + peso 2 ocupantes	627.5	963.93	604863.71
	in	37.95	

Con esta distribución de la batería, motor y controlador de motor se mantiene el mismo momento desde el parallamas, tal como se diseñó para el motor alternativo.

La distancia del Xcg desde el parallamas queda ubicada según el siguiente boceto:

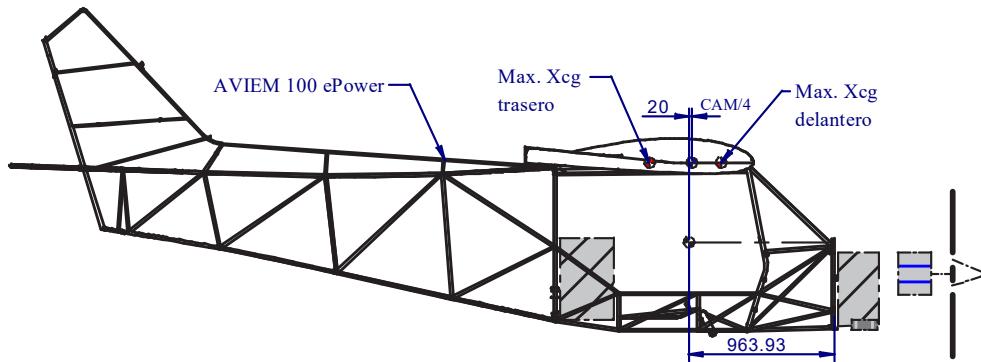


Figura 2. Posición del centro de gravedad y del centro aerodinámico.

MODIFICACION DE LA SUPERFICIE ALAR.

El peso de las baterías incrementa el peso máximo de despegue, de manera que, para mantener características similares de vuelo, se modifica la superficie del ala con el de fin de mantener una carga alar y velocidad de pérdida también similar. Se decide incrementar la superficie alar incrementando la cuerda del ala (CAM) de manera aumentar el recorrido posible del centro de gravedad.

En este caso se propone una cuerda de 1524 mm, resultando la siguiente superficie alar:

Peso máximo de despegue

$$w := 650 \cdot \text{kgf}$$

Densidad del aire a nivel del mar

$$\rho := 1.225 \cdot \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$$

Coeficiente de sustentación máximo (GA 30415)

$$Cl_{max} := 1.622$$

Cuerda /CAM

$$CAM := 1440 \cdot \text{mm}$$

Envergadura

$$b := 9272 \cdot \text{mm}$$

Superficie alar

$$Sw := CAM \cdot b = 13.352 \text{ m}^2$$

La velocidad de pérdida exigida por la CS VLA 33

$$45 \cdot \text{knot} = 51.785 \text{ mph}$$

Velocidad de pérdida de diseño

$$Vs := \sqrt{\frac{2 \cdot w}{\rho \cdot Sw \cdot Cl_{max}}}$$

$$Vs = 49.037 \text{ mph}$$

Se propone una CAM = 1524mm y una la superficie para cumplir con la velocidad de pérdida permitido por la norma (CS VLA 33). La ASTM f2245 c16 no exige una velocidad de pérdida pero una aeronave con carga alar similar tendrá cualidades de vuelo similares.

Peso estimado a certificar

$$w_e := 750 \cdot \text{kgf}$$

CAM propuesta para el eAVIEM

$$CAM_e := 5 \cdot \text{ft}$$

$$CAM_e = 1524 \text{ mm}$$

Longitud de los largueros

$$lar := 4200 \cdot \text{mm}$$

Ancho del fuselaje

$$A_{fus} := 1030 \cdot \text{mm}$$

Envergadura del AVIEM ePower

$$b_e := 9272 \text{ mm}$$

Superficie alar del AVIEM ePower

$$Sw_e := CAM_e \cdot b_e = 14.131 \text{ m}^2$$

Cálculo de la velocidad de pérdida del ePower

$$V_{S_e} := \sqrt{\frac{2 \cdot w_e}{\rho \cdot Sw_e \cdot Cl_{max}}} \quad V_{S_e} = 51.202 \text{ mph}$$

MODIFICACION DEL VOLUMEN DE COLA.

Con el incremento de la superficie alar y la distancia de la cola al cg del avión el volumen de cola se modifica de manera de mantener el coeficiente de volumen de cola del estabilizador horizontal y vertical, según la nueva envergadura y cuerda.

Dimensiones de superficies y distancia de palanca a los estabilizadores del AVIEM 100

Horizontal	Vertical
------------	----------

Superficie	$Sh := 1.889 \cdot \text{m}^2$
------------	--------------------------------

Distancia	$lh := 3304 \cdot \text{mm}$
-----------	------------------------------

Volumen de estabilizadores	$Vh := Sh \cdot lh = 6.241 \text{ m}^3$	$Vt := Sv \cdot lt = 5.094 \text{ m}^3$
----------------------------	---	---

Coeficiente de volumen
AVIEM 100

$$C_{vh} := \frac{Vh}{Sw \cdot CAM} = 0.325 \quad C_{vt} := \frac{Vt}{Sw \cdot b} = 0.041$$

Para dimensionar las superficies de los estabilizadores en la aeronave eléctrica con un peso máximo de 750 kg, se proponen los siguientes brazos de palanca l_{he} y l_{ve} :

Horizontal	Vertical
------------	----------

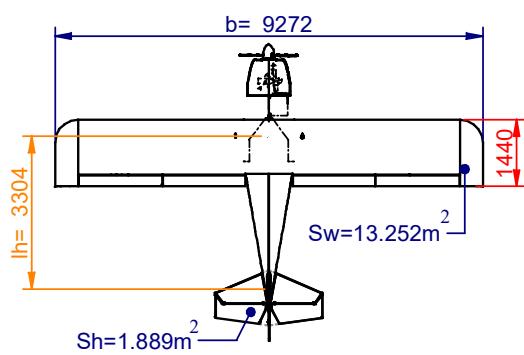
$$l_{he} := 3389 \cdot \text{mm} \quad l_{ve} := 3600 \cdot \text{mm}$$

La magnitud de las superficies horizontal y vertical resulta

$$Sh_e := C_{vh} \cdot \frac{(Sw_e \cdot CAM_e)}{l_{he}} = 2.063 \text{ m}^2 \quad Sv_e := C_{vt} \cdot \frac{(Sw_e \cdot b)}{l_{ve}} = 1.498 \text{ m}^2$$

Comparativamente entre el AVIEM 100 las imágenes son las siguientes:

AVIEM 100



AVIEM 100 ePower

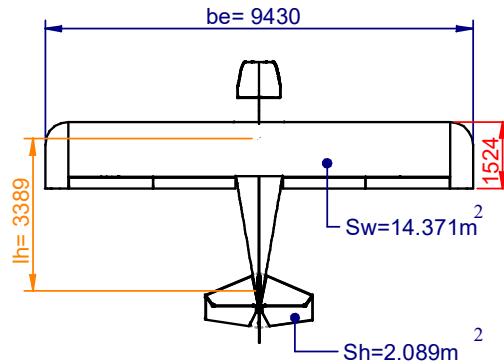


Figura 3. Incremento de la superficie del estabilizador horizontal.

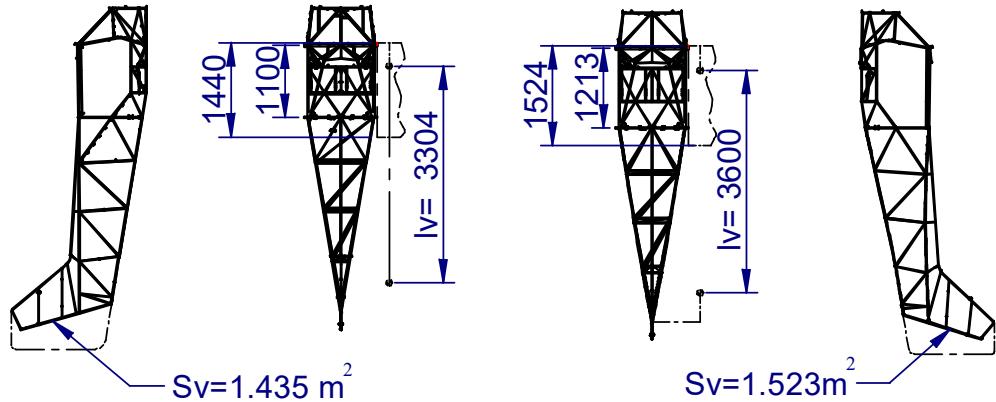


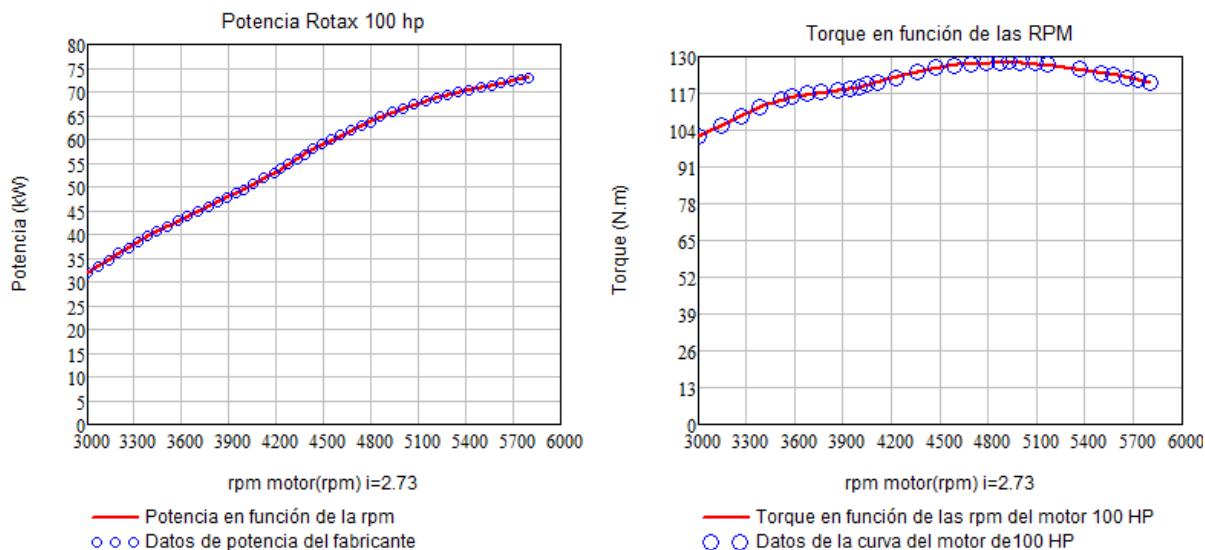
Figura 4. Incremento de la superficie del estabilizador vertical.

Ernesto B. Acerbo y Diego D. Igareta - 7mo Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica

ESTIMACIÓN DE PERFORMANCES.

Las curvas de performances del motor alternativo y eléctrico son las siguientes :

ROTAX 912 iS - 100 hp



Las performances del motor eléctrico presentan las siguientes características:

RBE 90

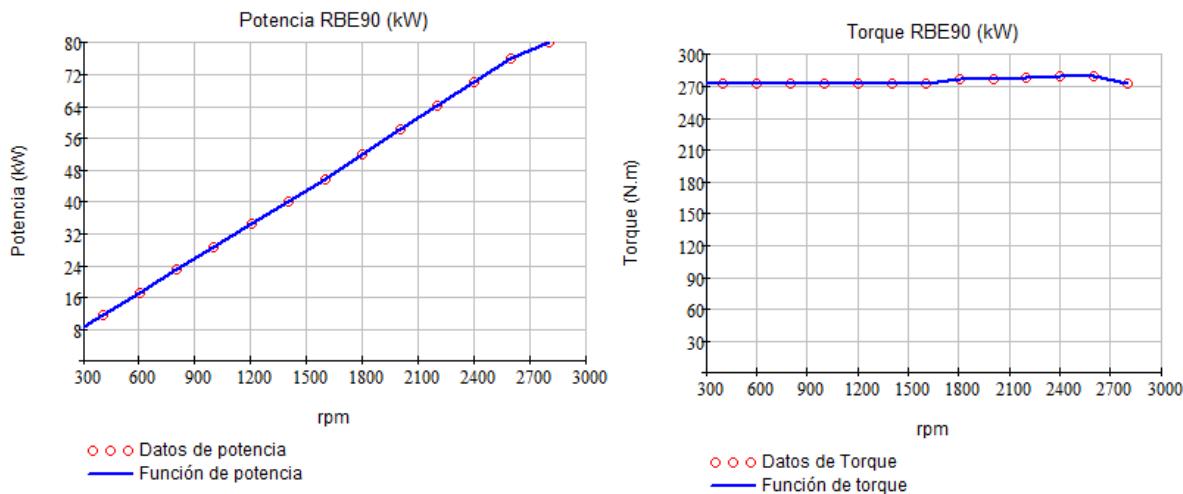


Figura 5. Comparación de curvas de performances de motores

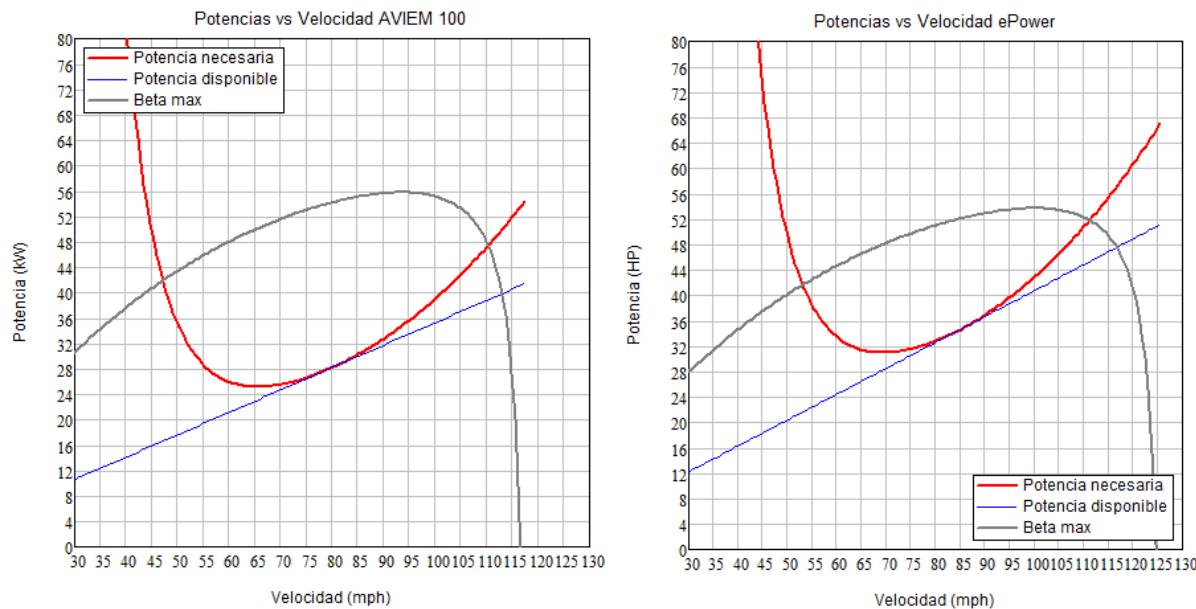
La función de potencia es similar en ambos motores, pero el eléctrico presenta altos valores de torque desde muy bajos valores de velocidad. Esto tiene la ventaja de vitar una caja reductora de velocidad como tiene el Rotax 912 iS.

Se considera que se emplea la misma hélice para los análisis de performances.

PERFORMANCE DE LAS AERONAVES

Evaluando las características geométricas y másicas particulares de cada aeronave se tienen los siguientes diagramas de potencias disponible / necesaria en función de la velocidad

AVIEM 100 - AVIEM ePower



Ambos aviones presentan las siguientes características de ascenso:

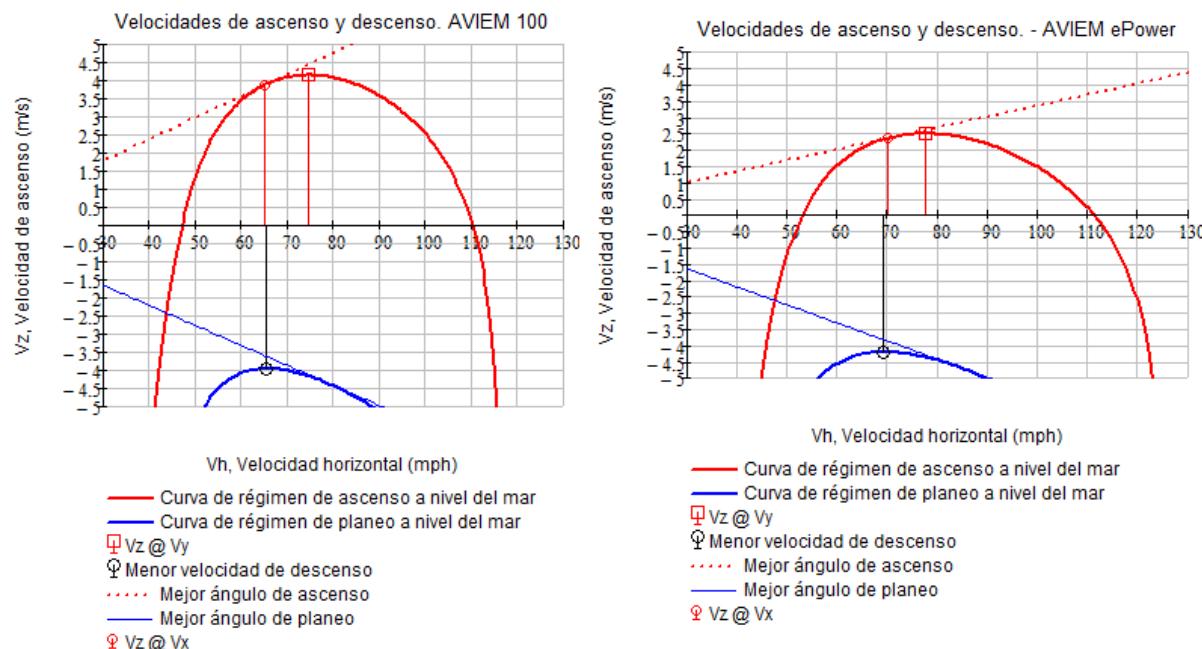


Figura 6. Comparación de curvas de performances de aeronaves.

En el rango medio de las rpm, el motor alternativo presenta mejor características de vuelo, ya que la potencia disponible es mayor en el alternativo que en el eléctrico, en donde se predice la mayor velocidad de ascenso. Además, en la curva de potencia necesaria la misma es mayor en el eléctrico ya que el peso de las baterías implica volar con un ángulo de ataque mayor.

PERFORMANCE EN CONDICIÓN DE CRUCERO DEL AVIÓN ELECTRICO.

La perfil de vuelo de la aeronave queda muy limitado a la capacidad energética instalada en las baterías y define como un despegue, vuelo en condición de crucero y aterrizaje.

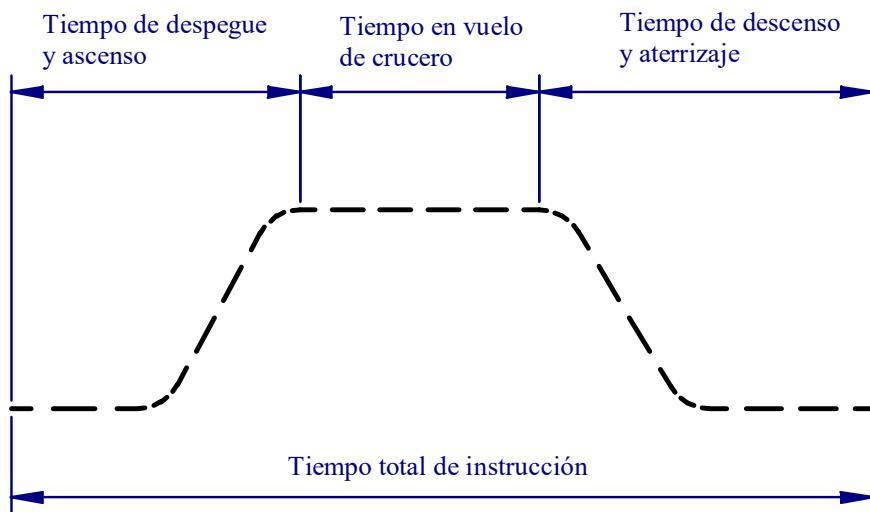


Figura 7. Perfil de vuelo de instrucción.

Se considera una reserva de energía del 5% del total de la instalada.

Se estiman los alcances y tiempos de vuelo para la condición de mínima potencia, alcance máximo y crucero a partir del gráfico de potencia disponible y necesaria:

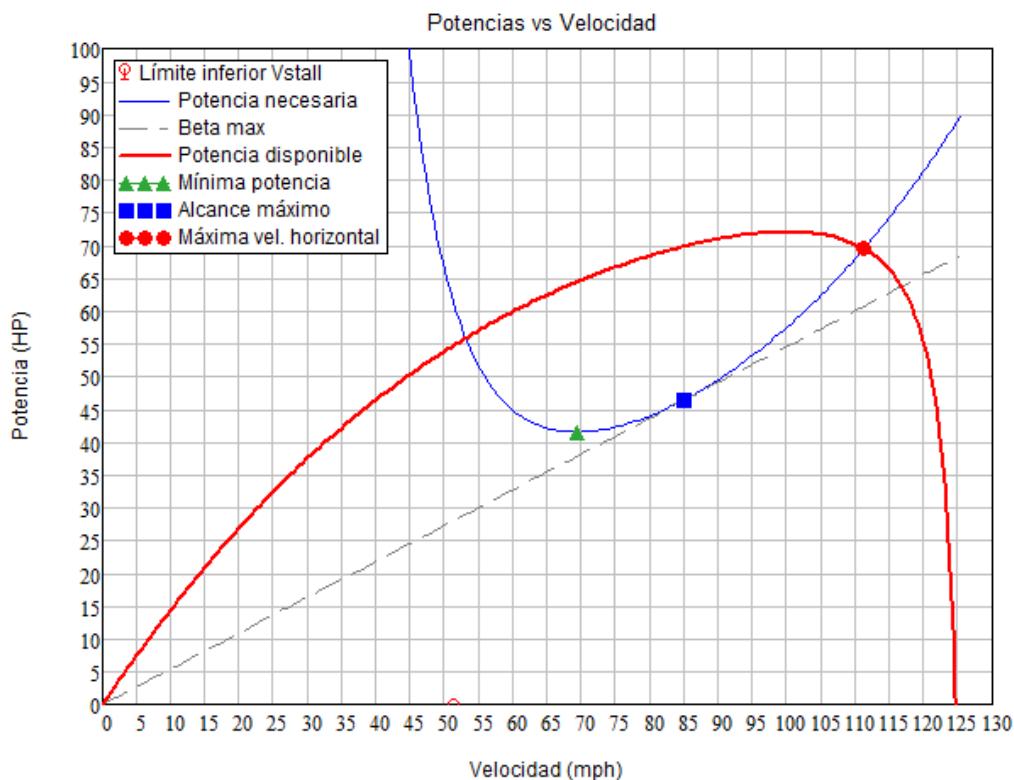


Figura 8. Potencia disponible y necesaria.

En estas tres condiciones de vuelo, el avión presenta las siguientes performances:

Tabla 3. Performances estimadas en tres condiciones de vuelo.

	Velocidad	Tiempo de vuelo	Alcance estimado	Potencia necesaria	
Unidad	mph	min	hs	kW	HP
Mínima potencia	69,3	88,3	1,472	30,9	41,5
Alcance máximo	84,9	79,6	1,327	34,6	46,4
Crucero	111,2	53,1	0,885	51,9	69,7

Con esta hipótesis se asume que el consumo total de energía en el vuelo de instrucción se completa el despegue y aterrizaje en el siguiente cuadro:

• **Tabla 4.** Consumos energéticos.

	Tiempo de potencia aplicada	Tiempo de potencia aplicada	Potencia eléctrica aplicada	Capacidad energética consumida	
Unidad	min	hs	kW	HP	kW.h
Despegue y asc.	2	0,033	70	94,0	2,33
Crucero	53,06	0,884	51,82	69,6	45,83
Descenso y ater.	3	0,050	40	53,7	2,00
Total	58,06	Energía consumida			50,16

Por lo tanto la energía a instalar para la realización del vuelo de instrucción será la necesaria más una reserva de energía del 5% del total.

• **Tabla 5.** Energía total a instalar.

5% reserva	2,51 kW.h
Energía total a instalar	52,67 kW.h

RESULTADOS Y DISCUSIÓN

La aeronave eléctricamente propulsada basada en una impulsada por motor alternativo presenta cambios, los cuales para comparar la eficiencia de una respecto de la otra se toman el cambio de motor, el cambio de fuente de energía y sistema de operación, por lo tanto, se evalúan las relaciones de potencias y energías de los pesos instalados.

PLANTA DE PODER

- El reemplazo del motor ROTAX 912 iS por el eléctrico RBE 90 tiene las siguientes características comparativas:

• **Tabla 6.** Peso y balanceo AVIEM 100 ePower.

Característica	ROTAX 912 iS	RBE 90
Potencia ((kW)	74.6	80
Peso (kg)	75.5	22
Pot/Peso(kW/kg)	0.988	3.636
Relación RBE 90 /ROTAX 912 iS	3.68	

ENERGÍA ALMACENADA

- El reemplazo del tanque de combustible y el combustible respecto del peso de los packs de baterías y su componentes necesarios da a lugar al concepto de la densidad de energía almacenada para el vuelo del avión, es decir la cantidad de Kw/hr por kilo de peso.

Tabla 7. Peso y balanceo AVIEM 100 ePower.

Característica	Nafta 100 ron	Baterías
Energía x kg de comb. (Kcal/kg)	9600	
Energía de combustible (kW.h/kg)	11.62	
Densidad de combustible (kg/m3)	680	
Volumen tanque (m3)	0.076	
Peso de la energía en la aeronave (kg)	51.68	288
Energía almacenada (kW.h)	600.52	54.7
Energía/Peso (kW.h/kg)	11.620	0.190
Relación energía -peso comb. / eléctrica	0.016	

PESOS DE CERTIFICACIÓN DE LA AERONAVE

La aeronave eléctricamente propulsada presenta desafíos de ingeniería para ubicar las baterías en el fuselaje y de certificación ya que el incremento de pesos implica el aumento de pesos adicionales ya que se deben colocar estructuras afines y la norma presenta un límite de certificación para esta categoría de y el incremento de la robustez del tren de aterrizaje.

Tabla 8. Peso y balanceo AVIEM 100 ePower.

Característica	AVIEM 100	ePower
MTOW	650	750
Carga útil	150	150
Energía almacenada (kW.h)	600.52	54.7
Energía/Peso (kW/kg)	0.924	0.073
Relación energía Combustible / eléctrica	0.079	



Figura 8. AVEIM 100, aeronave similar al AVIEM ePower.

CONCLUSIONES

La relación potencia / peso de los motores para producir energía mecánicamente disponible es superior en 3.6 veces la del motor eléctrico respecto del alternativo. Es decir que el motor eléctrico tiene un desarrollo muy ventajoso respecto del alternativo. Sin embargo, el almacenaje de energía eléctrica en baterías de Li-Ion se reduce a una densidad de 0.016 respecto de la fósil, por lo que la ventaja de la relación de potencia / peso del motor eléctrico se reduce ampliamente.

Al considerar el peso de la aeronave, la composición estructural de la aeronave tiene equiparar los valores, sin embargo, la aeronave eléctricamente propulsada sigue presentando una muy baja densidad de energía.

Ernesto B. Acerbo y Diego D. Igareta - 7mo Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica

Esto implica que se debe investigar y desarrollar las baterías de modo de equiparar la densidad de energía que posee el combustible fósil en prioridad respecto de otros factores estructurales, aerodinámicos o propulsivos

El uso de propulsión eléctrica en aeronaves presenta una alternativa a los vuelos de instrucción primaria, los cuales tienen un tiempo de duración que en general no supera la hora.

Sin embargo, y hasta tanto no se confirmen los vuelos de prueba y de certificación, se estima que esta alternativa presenta una viabilidad para la instrucción primaria en los aeroclubes por las siguientes características:

Como ventajas se presenta:

- *El motor eléctrico tiene menos partes móviles.*
- *No necesita sistemas de lubricación ni refrigeración complejos.*
- *No requiere técnicas de mantenimiento para evitar fugas de líquidos.*
- *Evita el transporte de combustible a aeródromos remotos.*
- *Su performance no es afectada por la altura de vuelo.*
- *Energía eléctrica disponible desde la red eléctrica, según capacidad instalada en el aeródromo.*
- *Tiempo de vuelo mínimo compatible con la instrucción primaria.*

Es decir, que la propulsión eléctrica para los vuelos de instrucción presenta ventajas con respecto al mantenimiento, a la operación y mantenimiento de la aeronave.

Como desventajas:

- *Aumento de peso de la aeronave.*
- *Disminución de performances.*
- *Tiempo de recarga de las baterías.*
- *Riesgos de carga en las baterías aún no determinados.*

Las desventajas iniciales son menores performances respecto de una aeronave similar con propulsión alternativa y la operación de recarga de energía. Se estima que las desventajas se irán solucionando con el avance de las investigaciones de la energía almacenada y peso de baterías.

Sin embargo, la consideración aplicada la instrucción básica de una aeronave eléctricamente propulsada, con autonomía de una hora de vuelo y un mantenimiento simplificado, puede permitir un mejor funcionamiento de las escuelas de vuelo.

REFERENCIAS

1. Snorri-Gudmundsson: General Aviation Aircraft Design: Applied Methods and Procedures; 2021, Butterworth-Heinemann is an imprint of Elsevier.



7º Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica



UNIVERSIDAD
NACIONAL
DE LA PLATA

Diseño de un banco de ensayos para caracterización de sistemas moto propulsores eléctricos de uso aeronáutico

C. Rimoldi (1), E. Lhuillier (1), G. Garaventta (1,2), S. Garaventta (3)

(1) CTA, Universidad Nacional de La Plata, Facultad de Ingeniería, La Plata, Argentina, (2) CICPBA, S.

(3) Universidad Nacional de La Plata, Facultad de Ingeniería, La Plata, Argentina

Autor principal: crimoldi@ing.unlp.edu.ar

Palabras claves: BANCO DE ENSAYOS, MOTOR ELÉCTRICO BRUSHLESS, SISTEMA MOTO PROPULSOR

Resumen

Este documento presenta el diseño preliminar de un banco de ensayos para caracterizar un sistema moto propulsor conformado por un motor eléctrico, tipo brushless de flujo axial, y una hélice. El proyecto se enmarca dentro del convenio firmado entre la empresa AVIEM - UNLP y cuenta con la financiación de la Secretaría de Industria, Economía del Conocimiento y Gestión Comercial Externa del Ministerio de Desarrollo Productivo, Convocatoria Específica “POTENCIAR INDUSTRIA SATELITAL Y AEROESPACIAL”.

El desarrollo del banco está en una etapa inicial el cual consiste en el diseño conceptual asistido por computadora (realizado con un software de CAD), definición de los materiales que lo conforman, equipamiento de medición de cargas, entre otros; por otra parte se cuenta con un motor brushless de tipo flujo axial y sus elementos electrónicos asociados. Se expondrá lo relacionado con el objetivo, diseño conceptual y características del banco de ensayos. El motor y equipo adquirido son los que se utilizarán en la etapa de pruebas para la puesta a punto del banco.

Referencias:



7º Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica



UNIVERSIDAD
NACIONAL
DE LA PLATA

Aeronave de propulsión eléctrica AVIEM AV100 Epower

G. Garaventta (1,2), C. Rimoldi (1), N. Leon Guacheta (1), S. Garaventta Pascual (3), M. Actis (1), E. Acerbo (4)

(1) CTA, Universidad Nacional de La Plata, Facultad de Ingeniería, La Plata, Argentina. (2) CICPBA,
 (3) Universidad Nacional de La Plata, Facultad de Ingeniería, La Plata, Argentina. (4) AVIEM
 AERONÁUTICA S.R.L

Autor principal: crimoldi@ing.unlp.edu.ar

Palabras claves: PROPULSION ELECTRICA, LITIO, AVIÓN

Resumen

Este documento resume las actividades realizadas en el CTA durante el proceso de conversión de un avión AVIEM 100, propulsado por un clásico motor alternativo, a uno de propulsión eléctrica. El proyecto se enmarca dentro del convenio firmado entre la empresa AVIEM - UNLP y cuenta con la financiación de la Secretaría de Industria, Economía del Conocimiento y Gestión Comercial Externa del Ministerio de Desarrollo Productivo, Convocatoria Específica “POTENCIAR INDUSTRIA SATELITAL Y AEROESPACIAL”.

El proyecto aún está en proceso de desarrollo, se expondrá lo relacionado con la selección del motor, baterías, modificaciones estructurales que fueron necesarias realizar para portar las baterías y el sistema electrónico asociado para el control del motor eléctrico, así como el análisis de la distribución de masas, entre otras actividades.

Las baterías serán construidas en base a pilas de litio de tecnología NMC (níquel-Manganeso-Cobalto), de formato 18650, que permiten drenajes de altas corrientes continuas para suministrar los picos en los momentos del despegue o maniobras extremas. Esto minimiza la cantidad de celdas dejando a la batería con solo 4700 pilas. Si bien este parece un gran número, de utilizar otra tecnología, por ejemplo NCA (Níquel-Cobalto-Aluminio) deberíamos multiplicar ese número por 5.

El litio es un elemento químico abundante en la Argentina por lo que este tipo de desarrollo permite potenciarlo, realimentando al estado la necesidad de construcción nacional de pilas de alta calidad.

Referencias:



7º Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica



FACULTAD DE INGENIERÍA
Universidad Nacional de La Plata



UNIVERSIDAD
NACIONAL
DE LA PLATA

Certificación Inicial de aeronave IA-100B

Villalba Magni Victoria

Fábrica Argentina de Aviones S.A, Córdoba, Argentina

Vicky.villalba77@gmail.com

Palabras claves: CERTIFICACIÓN INICIAL, CERTIFICADO TIPO, FAR 23.

Resumen

La empresa FAdeA SA se encuentra actualmente trabajando en el desarrollo del diseño tipo de la aeronave IA-100B.

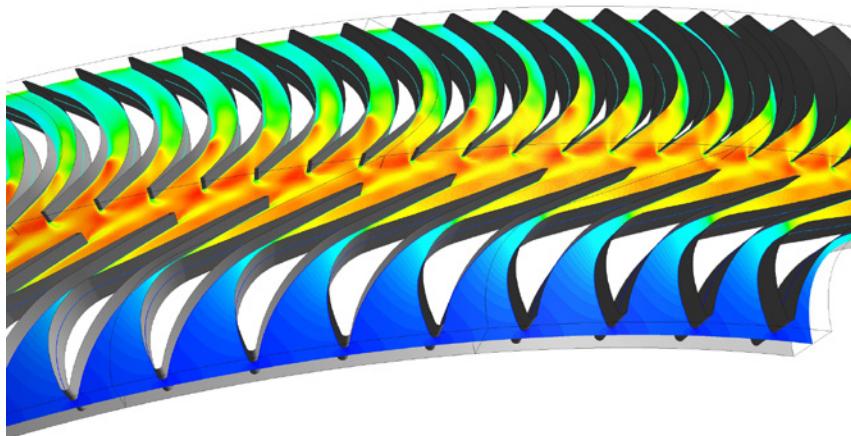
La aeronave tiene como propósito servir para el desarrollo de instrucción de vuelo primaria. Es un avión monomotor, ala baja con tres puestos en cabina, construida íntegramente en material compuesto, con tren de aterrizaje retráctil.

El avión IA-100B pretende ser una aeronave certificada bajo FAR 23 Enmienda 23-64, de categoría Normal, obteniendo en una primera instancia el Certificado Tipo (CT) de la misma mediante ANAC. Este proceso de Certificación Inicial se lleva a cabo desde el comienzo del proyecto y está íntegramente relacionado con el desarrollo del diseño de la aeronave.

La presentación pretende describir cuestiones generales y básicas que hacen al proceso de Certificación Inicial de esta aeronave; Lista de Control de Cumplimiento, Medios de cumplimiento, Documentos de sustanciación, Plan de Certificación, Participación de la Autoridad Aeronáutica, entre otras cuestiones que hacen al proceso.

Asimismo, explicar y relacionar de qué manera trabajan los ingenieros para diseñar y construir la estructura, los sistemas e integración de los mismos con la finalidad de cumplir con los requisitos de la regulación.

INTERACCIÓN FLUIDO-ESTRUCTURA



ANÁLISIS DE LA RESPUESTA AEROELÁSTICA DE UNA TURBINA EÓLICA POR EL MÉTODO DE ELEMENTO DE PALA

A. Brocchi, M. Herrera, A. Scarabino

Universidad Nacional de La Plata, Facultad de Ingeniería, La Plata, Argentina. .

Autor principal: ana.brocchi@alu.ing.unlp.edu.ar

RESUMEN

En este trabajo se analiza la interacción entre las cargas aerodinámicas y las características estructurales de una pala de turbina eólica. A partir de tener un modelo aerodinámico de la misma, se analizará el efecto que se produce al modificar sus características estructurales, con el fin de evaluar si es posible aprovechar la deformación que producen las cargas en la pala, para optimizar su comportamiento y aumentar la potencia generada o disminuir los esfuerzos estructurales, aumentando su vida útil. Este estudio se llevará a cabo mediante simulaciones realizadas en el software Qblade, integrando sus módulos aerodinámicos (basado en el modelo de cantidad de movimiento – elementos de pala, “Blade Element – Momentum”) y estructural (basado en elementos finitos estructurales). Además, se analiza la respuesta de la turbina frente a vientos con turbulencia correspondiente a distintos tipos de terreno.

Palabras clave: GENERADOR EÓLICO, INTERACCIÓN FLUIDO-ESTRUCTURA, BEM (BLADE ELEMENT MOMENTUM)

INTRODUCCIÓN

Las fuentes de energía renovable, tales como la solar, la eólica y aquellas derivadas de los recursos energéticos de la biomasa, forman una destacada y viable alternativa en comparación con los combustibles fósiles. En el ámbito de los dispositivos orientados a la captura de la energía cinética del viento, merecen particular atención los aerogeneradores de eje horizontal, los cuales constituyen el objeto de estudio en el presente trabajo. La Academia Europea de Energía Eólica identifica entre los varios desafíos actuales que enfrenta la industria de energía eólica, a dos altamente pertinentes a este trabajo: la caracterización del flujo turbulento en el que trabajan las turbinas eólicas, y la determinación y mitigación de los efectos de la turbulencia sobre la estructura y generación de energía de las turbinas [1].

Se observa en la industria una tendencia hacia la reducción de las masas de los componentes estructurales, en especial las palas, lo cual conlleva una disminución en la rigidez estructural, favoreciendo el fenómeno de la aeroelasticidad. Por otro lado, las turbinas de baja potencia destinadas al uso doméstico se instalan a altitudes inferiores, donde la topografía del terreno provoca niveles de turbulencia más notorios. Estas turbinas también son susceptibles a vibraciones que inducen fatiga, fallas y daños en los equipos.

La aeroelasticidad constituye un fenómeno caracterizado por la interacción de fuerzas aerodinámicas, fuerzas elásticas e inerciales. A lo largo de numerosos años, ha sido objeto de estudio en diversos ámbitos de la ingeniería, no solo en la aeronáutica, sino también en la mecánica y la ingeniería civil [2], destacándose su especial relevancia en el contexto de las turbinas eólicas [3].

En el marco de esta investigación, se procede a analizar mediante el empleo del software QBlade [4] la influencia ejercida por diferentes campos de vientos turbulentos en un aerogenerador tripala de baja potencia (1587 Watt nominales). Adicionalmente, se examinan los efectos de estos campos turbulentos en tres variantes de materiales de construcción: fibra de vidrio, polímero reforzado con fibra de carbono y un material de mayor flexibilidad que los mencionados anteriormente. Además, se realiza una evaluación temporal de cómo dichos parámetros inciden en el coeficiente de potencia (C_p), la máxima deflexión y los momentos en la base de las palas, tanto en el plano como fuera del mismo.

METODOLOGÍA

Para llevar a cabo el análisis, se parte de una pala que ha sido previamente diseñada mediante la aplicación del Método del Elemento de Pala (BEM), en el contexto de una condición de operación específica. Los parámetros del diseño se detallan en la Tabla 1. En este proceso, se consideran diversos factores de corrección destinados a abordar los efectos tridimensionales y las implicancias de la cantidad de palas, entre otros aspectos relevantes.

Una vez obtenidos los parámetros geométricos pertinentes, estos se introducen en el software QBlade con el propósito de ejecutar las simulaciones correspondientes. En las Figuras 1 y 2 se presentan la configuración geométrica y estructural de las palas.

Tabla 1. Condiciones de operación para el diseño de la pala

Parámetro	Valor	Unidad
Velocidad de la corriente	9	[m/seg]
Radio r	1.7	[m]
Tip Speed Ratio λ	7	
Nº palas	3	
r.p.m	353.9	[1/min]
Velocidad de punta de pala	63	[m/s]
Ángulo de ataque óptimo	9	[°]
Viscosidad cinemática	0.00001505	[m ² /seg]
Densidad del aire	1.225	[Kg / m ³]

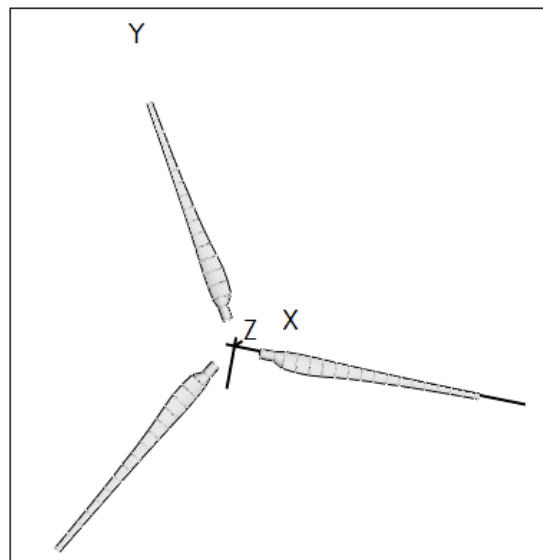


Figura 1. Geometría de la turbina eólica

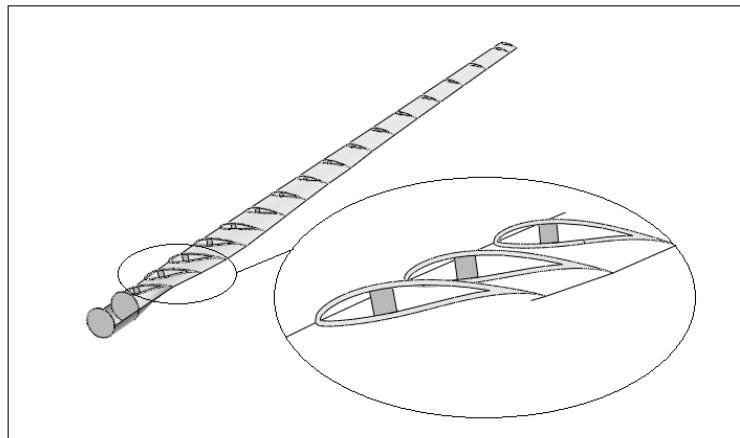


Figura 2. Geometría de la pala

Como se observa en la Figura 2, la estructura de la pala consiste en un larguero rectangular de sección variable hacia la punta, y una piel con espesor en función del porcentaje de cuerda, su valor es 0.02%. Debido a las limitaciones del programa, los materiales se consideraron con propiedades isotrópicas. En lo que respecta a la discretización de la pala, la misma se encuentra discretizada en 34 elementos estructurales tipo viga.

El desarrollo teórico del software QFEM, correspondiente al módulo utilizado para el diseño y análisis estructural en QBlade, se encuentra detallado en la tesis titulada “Development of the QFEM Solver” [6].

En la Tabla 2, se muestran algunos valores de diseño teóricos estimados en el desarrollo y diseño de la pala por el método BEM para condiciones nominales de operación.

Tabla 2. Parámetros de performance del aerogenerador

	Valor	Unidad
Fuerza de rotación	51.96	[N]
Fuerza de empuje	354.07	[N]
Potencia	1587.58	[W]
Cupla	46.9	[N.m]
Cp	0.39	

Una vez establecida la configuración geométrica de la pala y habiendo realizado una evaluación estimativa del rendimiento del aerogenerador en su disposición de tres palas, se procedió a llevar a cabo el proceso de modelado de las condiciones del viento incidente sobre el objeto de estudio.

La interacción entre la superficie terrestre y el aire en movimiento conlleva la manifestación de una fuerza de fricción que impone una desaceleración al flujo de aire, dando lugar a la formación de la capa límite atmosférica y contribuyendo al surgimiento de fenómenos turbulentos. Esta variación en la velocidad del aire está intrínsecamente vinculada a la rugosidad del terreno circundante. De ahí la importancia de seleccionar de manera criteriosa la ubicación donde se tiene la intención de instalar la turbina eólica.

Existen diversos enfoques matemáticos para caracterizar el campo del viento en términos de sus propiedades. En el presente informe, se optó por emplear la teoría presentada en el libro "Wind Loading of Structures" [2] para llevar a cabo esta definición y delinear las características del campo del viento.

En la Tabla 3, se presentan las características de los campos de viento modelados en QBlade, donde el mismo es generado utilizando el método Sandia [5].

Tabla 3. Características de los campos de viento

Campo de viento	Parámetro	Valor	Dimensión
Zona rural	Altura de medición	20	[m]
	Altura de rugosidad z_0	0.03	[m]
	Intensidad de turbulencia	15.38	%
Zona semiurbana	Altura de medición	20	[m]
	Altura de rugosidad z_0	0.4	[m]
	Intensidad de turbulencia	25.56	%
Zona urbana	Altura de medición	20	[m]
	Altura de rugosidad z_0	1	[m]
	Intensidad de turbulencia	33.38	%

Se procedió a analizar los efectos de cada campo de viento sobre la estructura del aerogenerador, tomando en consideración tres materiales distintos en su composición: Material Flexible, Fibra de Vidrio y CFRP (Polímero Reforzado con Fibra de Carbono). Las propiedades de los materiales sometidos a análisis se detallan en la Tabla 4. Se puede apreciar que el "Material Flexible" se caracteriza por un módulo de elasticidad (E) concebido con el propósito de reducir la rigidez de las palas, buscando generar amplias deformaciones elásticas en condiciones de funcionamiento nominal. En contraste, el CFRP exhibe cualidades de prestaciones altas, lo que nos permite modelar una pala de considerable rigidez, lo cual en principio induciría una disminución de las deformaciones elásticas. Finalmente, la Fibra de Vidrio se distingue por sus atributos intermedios.

Tabla 4. Propiedades de los materiales

Material	Propiedad	Valor	Unidad
Material Flexible	Densidad	1800	[kg/m ³]
	Módulo de elasticidad	70	[MPa]
Fibra de Vidrio	Densidad	2740	[kg/m ³]
	Módulo de elasticidad	70	[GPa]
CFRP	Densidad	1800	[kg/m ³]
	Módulo de elasticidad	210	[GPa]

RESULTADOS Y DISCUSIÓN

Los resultados correspondientes a los tres materiales sometidos a una operación con campo de viento propio de un área rural son presentados en la Figura 3. Los parámetros analizados abarcan el coeficiente de potencia (CP), que representa la potencia captada por el generador en relación con la máxima energía disponible del viento, la máxima deflexión en la punta de la pala, y los momentos en la raíz de la pala, tanto en el plano de rotación (momento "edgewise") como fuera de dicho plano (momento "flapwise"). Se puede notar cómo, después de un breve período transitorio de alrededor de 5 segundos, las gráficas se estabilizan.

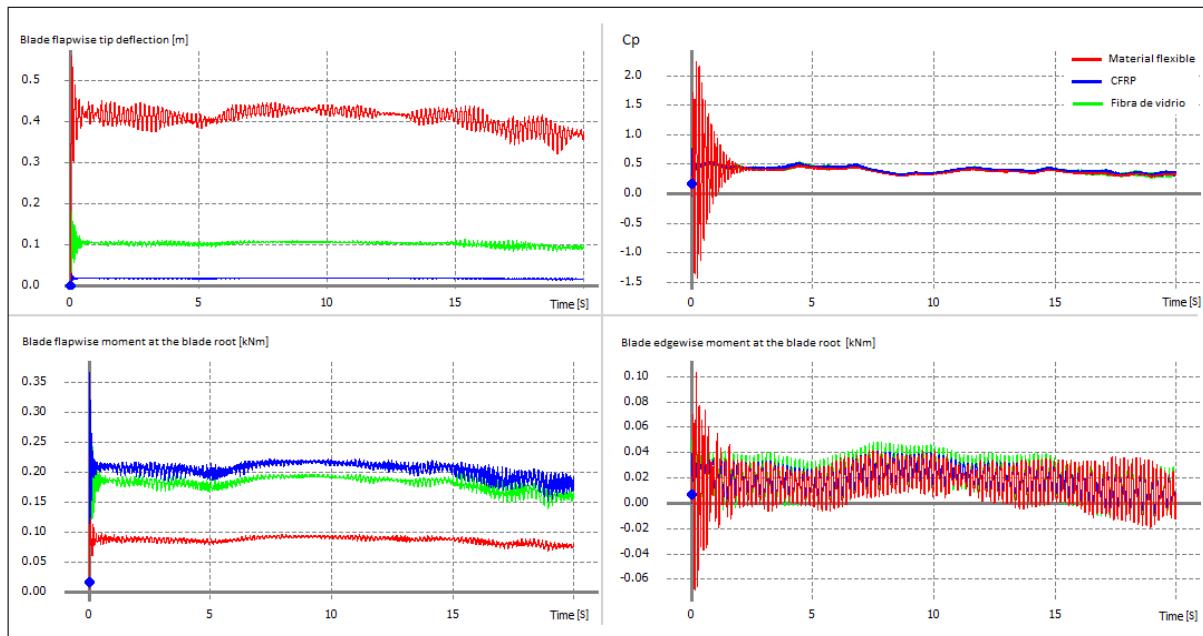


Figura 3. Resultados con campo de viento de zona rural.

Tanto en la Figura 4 y Figura 5, se evidencia un comportamiento análogo al observado en el escenario de viento de zona rural, el cual se ilustra en la Figura 3. Sin embargo, se destaca una diferencia significativa: en los contextos de viento en zonas urbanas y semiurbanas, se aprecia un marcado incremento en las amplitudes de las fluctuaciones. Esta variación se atribuye al notable aumento en la intensidad de turbulencia característica de dichos entornos.

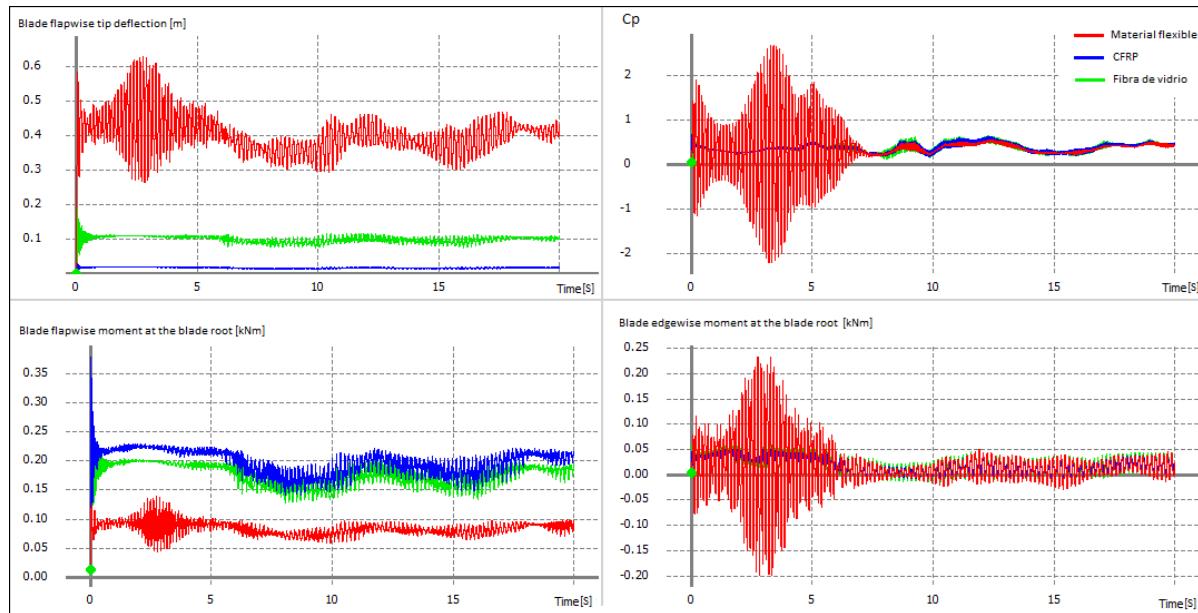


Figura 4. Resultados con campo de viento de zona semiurbana.

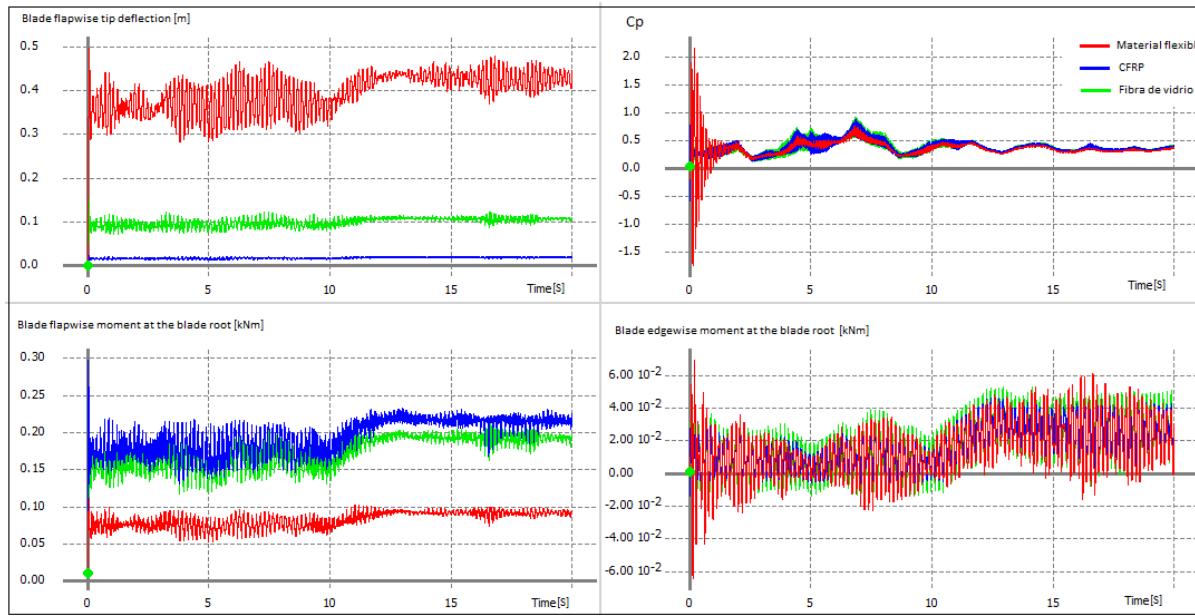


Figura 5. Resultados con campo de viento de zona urbana

Como es previsible, se puede observar que con materiales más flexibles (con un menor módulo de elasticidad E), los desplazamientos en la punta de la pala aumentan. No obstante, el coeficiente de potencia se mantiene prácticamente constante. Esta situación se explica por el hecho de que, aunque los desplazamientos son notables, el brazo de palanca de la suma de las fuerzas aerodinámicas en la pala se mantiene casi constante. Esto a su vez resulta en un momento impulsor en el eje que permanece aproximadamente invariable, ya que la potencia se calcula a partir de la multiplicación de este momento por la velocidad de rotación de las palas.

Cabe resaltar, sin embargo, que los momentos en la raíz fuera del plano de rotación, disminuyen significativamente al emplear un material más flexible. En consecuencia, en teoría sería posible reducir los espesores de los materiales utilizados en la confección de las palas.

En la Tabla 5 se presentan los datos de desvío estándar y promedios de las distintas variables calculadas.

Tabla 5. Resumen de los valores correspondientes al desvío estándar y el promedio de las variables calculadas.

		CFRP		FIBRA DE VIDRIO		MATERIAL FLEXIBLE	
		desvío estándar	promedio	desvío estándar	promedio	desvío estándar	promedio
Cp [-]	zona rural	0.0673	0.3571	0.0674	0.3559	0.0602	0.3373
	zona semi-urbana	0.0852	0.3853	0.086	0.384	0.1619	0.362
	zona urbana	0.1241	0.3539	0.1248	0.3526	0.1092	0.3322
Momento fuera del plano en la raíz de la pala [Nm]	zona rural	16.40	195.06	15.01	173.26	6.91	83.20
	zona semi-urbana	17.70	194.56	16.42	172.76	7.98	82.80
	zona urbana	23.44	193.91	21.57	172.22	10.40	82.69
Momento en el plano en la raíz de la pala [Nm]	zona rural	11.24	15.54	14.71	15.45	15.00	12.17
	zona semi-urbana	11.47	15.71	14.79	15.61	16.55	12.23
	zona urbana	12.95	16.81	15.81	16.70	15.24	13.13
Deflexión de punta de pala [m]	zona rural	0.0013	0.0179	0.0068	0.0996	0.0304	0.3934
	zona semi-urbana	0.0014	0.0179	0.008	0.0997	0.0345	0.3938
	zona urbana	0.0019	0.0178	0.0103	0.0992	0.0456	0.3926

CONCLUSIONES

A partir de los resultados obtenidos, se pueden extraer las siguientes conclusiones:

- En términos generales, al emplear materiales más flexibles para un determinado campo de viento, se logra una reducción en los esfuerzos de momento en la base de las palas, incluso manteniendo constante el coeficiente de potencia.
- En un sentido general, se evidencia que aumentar los niveles de turbulencia se traduce en un incremento de la amplitud de las fluctuaciones tanto en el coeficiente de potencia como en los momentos en la base de la pala.
- Respecto a los diferentes tipos de rugosidad superficial, no se identifican variaciones en el valor promedio del coeficiente de potencia, que se mantiene alrededor de un valor aproximado de 0,36.

REFERENCIAS

1. Van Kuik, G. and Peinke, J. (ed.). Long Term Research Challenges in Wind Energy – A Research Agenda by the European Academy of Wind Engineering. Springer. 2016
2. John D. Holmes. Wind Loading of Structures. Spon Press. 2001
3. Ageze, M., Hu, Y. and Wu, H., Wind Turbine Aeroelastic Modeling: Basics and Cutting-Edge Trends. Int. J. of Aerospace Eng. 2017, <https://doi.org/10.1155/2017/5263897>
4. D. Marten. 2023. QBlade Documentation. <https://docs.qblade.org/>
5. Veers, P. S.: Three-Dimensional Wind Simulation. Sandia Report. Albuquerque, New Mexico, Sandia National Laboratories, 1988
6. Lennie M. D. Development of the QFEM Solver: The development of modal analysis code for wind turbine blades in QBlade. Master's thesis. KTH. Heat and Power Technology. 2013

ANÁLISIS NUMÉRICO DEL ACOPLAMIENTO AERODINÁMICO ENTRE CUERPOS CILÍNDRICOS PARA APLICACIÓN EN COSECHADORES DE ENERGÍA EÓLICA MEDIANTE VIBRACIONES INDUCIDAS POR VÓRTICES

D. Franco Lopera^{a,b}, M. Valdez^{a,c} y A. Scarabino^{b,d}

^a Instituto de Investigaciones en Energía no Convencional (INENCO, UNSa – CONICET), Universidad Nacional de Salta, Av. Bolivia 5150, CP A4400FVY, Salta, Argentina.

^b Departamento de Ingeniería Aeroespacial - Facultad de Ingeniería - UNLP
Calle 116 s/n entre 47 y 48 – La Plata (1900) – Buenos Aires – Argentina.

^c Facultad de Ingeniería, Univ. Nacional de Salta, Av. Bolivia 5150, CP A4400, Salta, Argentina.

^d Grupo de Fluidodinámica Computacional - Facultad de Ingeniería - UNLP
Calle 116 s/n entre 47 y 48 – La Plata (1900) – Buenos Aires – Argentina.

Email: danaefrancolop@gmail.com

RESUMEN

En los últimos años ha surgido un creciente interés en los dispositivos de cosecha de energía eólica que aprovechan el movimiento inducido por vórtices. Estos dispositivos representan una posible alternativa a las pequeñas baterías para alimentar dispositivos electrónicos de baja potencia, como sensores inalámbricos y transceptores de radiofrecuencia. En este trabajo, se lleva a cabo un análisis numérico de las vibraciones inducidas por vórtices en un arreglo de dos cuerpos cilíndricos con diferentes restricciones de movimiento inmersos en una corriente de aire. De esta manera, se busca cuantificar el potencial de estas configuraciones para la generación de energía eólica. Se emplea el software OpenFOAM para realizar las simulaciones de dinámica de fluidos computacional (CFD). Se observa que la separación entre los cilindros y el comportamiento del fluido en el espacio entre ellos puede tener un gran impacto sobre la potencia total generada por el sistema, lo que puede resultar en la completa anulación o en un incremento sustancial de dicha potencia. Si bien se requieren pruebas numéricas y experimentales más detalladas, los resultados encontrados en este trabajo pueden ser de gran utilidad para mejorar las posibilidades de generación eléctrica mediante estos mecanismos.

Palabras clave: COSECHA DE ENERGÍA, VIBRACIONES INDUCIDAS POR VÓRTICES, RANS, INTERACCIÓN FLUIDO-ESTRUCTURA

INTRODUCCIÓN

Actualmente, existen numerosas investigaciones enfocadas en el desarrollo de tecnologías para la generación y aprovechamiento energético a pequeña escala [7,3]. Dentro de aquellas orientadas al aprovechamiento de la energía eólica, los dispositivos de recolección de energía eólica mediante el fenómeno de VIM (movimiento inducido por vórtices, por sus siglas en inglés) han ganado relevancia. Estos dispositivos aprovechan los fenómenos aeroelásticos y convierten en electricidad al movimiento oscilatorio que suelen inducir en determinados cuerpos. Gracias a su baja necesidad de mantenimiento y facilidad de miniaturización, los cosechadores tipo VIM representan una alternativa más sostenible a las baterías, especialmente en ubicaciones remotas o de difícil acceso. Sin embargo, la cantidad de energía eléctrica que estos dispositivos pueden generar sigue siendo limitada (del orden de miliWatts), lo que impide considerarlos como una tecnología madura y limita sus posibles aplicaciones [2,5].

Dentro de los movimientos inducidos por flujo, se encuentran las vibraciones inducidas por vórtices (VIV), en las cuales la oscilación de las fuerzas sobre el cuerpo se origina, como su nombre sugiere, debido a la formación y desprendimiento de vórtices generados por la interacción entre el fluido y la estructura [4]. Un ejemplo de estos es el cosechador cilíndrico de tipo VIV, que generalmente consta de una viga en voladizo portando un parche de material piezoelectrónico en su superficie, junto a un cilindro fijo en uno de los extremos. Al exponer esta configuración a un flujo de aire constante, se producen de manera periódica vórtices en la superficie del cilindro, dando lugar a oscilaciones en todo

el sistema. Estas oscilaciones generan flexiones alternas en la viga y, por lo tanto, en el parche piezoelectrónico adherido a la misma. Aprovechando las propiedades intrínsecas de los materiales piezoelectrónicos, la deformación del parche resulta en una diferencia de potencial eléctrico que puede ser aprovechada como fuente de energía.

En el presente trabajo, se emplean simulaciones de Dinámica de Fluidos Computacional (CFD) con el propósito de analizar una serie de dispositivos cilíndricos recolectores de energía eólica. Se consideran múltiples configuraciones, variando la distancia entre los cilindros y la restricción del movimiento del cuerpo a barlovento. En un estudio previo se identificó que la potencia generada por el movimiento horizontal es marginal en comparación con la potencia debida al movimiento vertical, una observación válida para todas las distancias analizadas entre los cilindros [1]. Estos hallazgos han permitido concluir que, computacionalmente, resulta más eficiente limitar la oscilación de los cuerpos a la dirección vertical. Además, esta restricción supone mayores facilidades constructivas, sin comprometer la capacidad de generación de potencia de los cosechadores.

DESCRIPCIÓN DEL DOMINIO COMPUTACIONAL

El problema de estudio puede ser simplificado mediante la disposición de dos cilindros en el interior de un dominio fluido rectangular. Se decidió analizar exclusivamente la situación en dos dimensiones, de modo que la profundidad del dominio no tiene relevancia.

La **Figura 1** muestra la disposición de los cilindros y esquematiza el dominio, el cual tiene una longitud de $30 D$ y un ancho de $15 D$. Para este análisis, se utilizaron dos cilindros (A y B) con un diámetro idéntico, $D = 0,02$ m. Al inicio de cada simulación, los cilindros están alineados horizontalmente y separados por una distancia L (entre los centros).

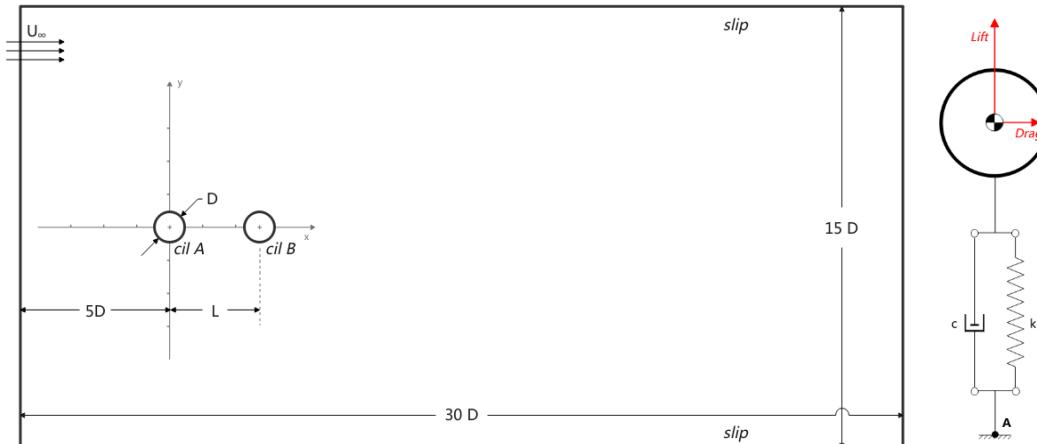


Figura 1. Izquierda - Representación esquemática del dominio computacional y de la geometría del sistema de cilindros para cosecha de energía. Derecha - Modelo estructural de los soportes del cilindro móvil.

El fluido considerado es aire, un fluido newtoniano con una viscosidad cinemática de $\nu = 1 \times 10^{-5} \frac{\text{m}^2}{\text{s}}$. En todas las simulaciones realizadas, se optó por una intensidad de turbulencia del 1%. El flujo turbulento incompresible se simuló mediante la estrategia RAS (Reynolds-Averaged Simulation), haciendo uso del modelo de turbulencia $k-\omega$ SST (Shear Stress Transport). Para cada cilindro se adopta una masa $m = 5$ gr y los mismos valores de rigidez ($k = 180$ N/m) y amortiguamiento ($c = 0,095$ Ns/m, $\zeta=0,05$) en la dirección vertical (y). Esto implica una frecuencia natural $f_n = 30,2$ Hz para los modos de traslación en dicha dirección. Dichos parámetros fueron seleccionados de modo que la traslación del centro de gravedad no superase nunca el 0,6 % del valor del diámetro. Esta decisión está asociada a la deformación de la malla, la cual puede producir que la solución no converja.

Las condiciones del contorno empleadas para la simulación son las que se describen a continuación:

- **Entrada del dominio (inlet):** se impone una corriente uniforme con velocidad $U_\infty = 2,5$ m/s en la dirección horizontal, junto con una condición de gradiente nulo (*zeroGradient*) para la presión. Las

distribuciones de energía cinética turbulenta $k = 9,37 \times 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}^2$ y de la disipación específica de turbulencia $\omega = 2,79 \text{ s}^{-1}$ se adoptan como uniformes. Esto corresponde a una intensidad de turbulencia $I_{turb} = 1\%$ y un Reynolds $Re = 5000$.

- **Salida del dominio (outlet):** se impone una presión uniforme constante de $0 \text{ m}^2/\text{s}^2$, junto con una condición de velocidad tipo *inletoutlet* con valor 0 de *inlet*. La condición *inletoutlet* se emplea para evitar que el flujo en la salida se dirija hacia el interior del dominio.
- **Superficies superior e inferior del dominio:** se impone la condición de deslizamiento (*slip*) para la velocidad, estableciendo que la componente de la velocidad normal a la superficie es nula. En cuanto a la presión, se aplica una condición de gradiente nulo (*zeroGradient*).
- **Superficies de los cilindros:** se impone la condición de no deslizamiento (*noSlip*), que hace que la velocidad relativa entre el fluido y el sólido sea nula en todos los puntos de la superficie. Para la presión en estas superficies, se aplica la condición de gradiente nulo (*zeroGradient*). En relación a las variables de turbulencia k y ω se emplean las funciones de pared *kqWallFunction* y *omegaWallFunction* respectivamente.

GENERACIÓN DE MALLA DE VOLÚMENES FINITOS EN OPENFOAM

Para la generación de la malla se empleó la utilidad *snappyHexMesh* de OpenFOAM. Esta herramienta permite generar mallas hexaédricas que representan adecuadamente los contornos de los cuerpos inmersos en el flujo. La implementación de esta herramienta requiere definir una malla de fondo hexaédrica la cual es sometida a procedimientos de refinamiento, corte y eliminación de celdas superpuestas al volumen de los cuerpos (*castellation*), así como la ajustada colocación de los nodos a las superficies de los cuerpos (*snap*). Finalmente, se añaden capas adicionales de celdas adyacentes a los contornos sólidos para asegurar una adecuada resolución de las capas límites. La **Figura 2** muestra una de las mallas empleadas para una separación específica de los cuerpos.

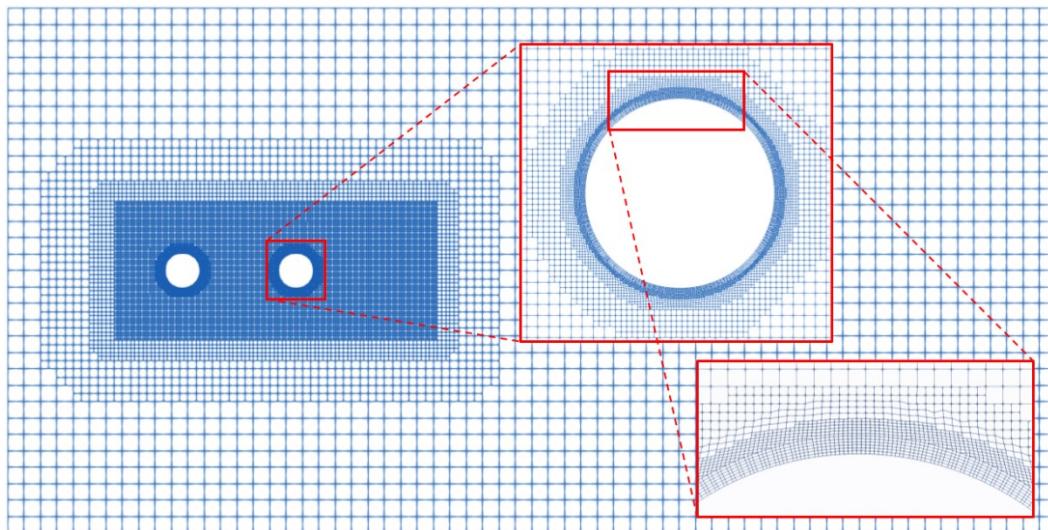


Figura 2: Malla de volúmenes finitos utilizada.

A través de diferentes ensayos de validación y convergencia se determinó la malla más adecuada para cada uno de los 9 valores de separación entre cilindros analizados. En todos los casos la malla de fondo cuenta con 64 celdas de largo y 32 celdas de alto. Esto implica un tamaño de celda uniforme de $\Delta x = \Delta y = 0,46875 D$. En la región donde se encuentran los cilindros se generó una caja de refinamiento de nivel 3; es decir, con celdas 1/64 veces más pequeñas que las celdas de base. Dicha caja de refinamiento es rectangular y se extiende desde 2D corriente arriba del primer cilindro hasta 4D corriente abajo del segundo. La cantidad total de celdas de las mallas obtenidas fue 17267 para la configuración de un cuerpo y entre 25522 y 30454 para dos cilindros, según la separación entre ellos.

METODOLOGÍA DE SIMULACIÓN

Se analizaron en total 9 valores de separación L/D entre los cilindros: 1,25, 1,17, 2,25, 2,50, 2,75, 3,25, 3,75, 5,0 e infinito (equivalente a un único cilindro) para determinar la influencia de esta separación sobre la potencia neta disponible en el sistema. En todos los escenarios examinados, los cuerpos móviles solo pueden oscilar en la dirección vertical.

El análisis se realizó en dos escenarios:

- **Escenario 1:** El cilindro A actúa como obstáculo fijo generador de vórtices; es decir, está impedido de rotar o trasladarse en cualquier sentido, y el cilindro B es libre de trasladarse en el eje vertical.
- **Escenario 2:** Ambos cilindros con un grado de libertad, correspondiente a la traslación en el eje y.

Dado el movimiento de los cilindros, fue necesario adoptar una estrategia de malla dinámica que permita ajustar la malla a las deformaciones inducidas por esta dinámica. En este contexto, se seleccionó la técnica *morphing mesh*. Para agilizar la convergencia de las simulaciones hacia un estado estacionario periódico (si este existe), se inicializaron los campos de velocidad, presión y turbulencia utilizando los resultados de simulaciones RAS previas, las cuales se realizaron con mallas más gruesas. Inicialmente, se empleó el solver *simpleFoam*, diseñado para resolver flujos incompresibles y turbulentos en estado estacionario. Se realizaron 3000 iteraciones para obtener condiciones iniciales adecuadas para las simulaciones no estacionarias. Luego, se utilizó el solver *pimpleFoam*, que combina elementos de los algoritmos SIMPLE y PISO para el análisis de flujos transitorios. Esto permitió incorporar el movimiento de los cilindros debido a las cargas aerodinámicas, lo que requirió un solver adicional para calcular la deformación de la estructura que sostiene al cilindro (ver Figura 1). Las simulaciones se llevaron a cabo con un paso de tiempo de $\Delta t = 10 \times 10^{-5}$, pero se utilizó la opción *maxCo* para limitar el número CFL máximo a 0,9, lo que resultó en pasos de tiempo variables durante la simulación, oscilando entre 4×10^{-5} y 5×10^{-5} una vez que el sistema alcanzó una solución periódica estacionaria.

RESULTADOS Y DISCUSIÓN

El campo de velocidad plenamente desarrollado (magnitud de la velocidad en un instante de tiempo) para diferentes valores de la distancia adimensional entre los centros de los cilindros (L/D) se presenta en la **Figura 3**. Se observa que las simulaciones capturaron correctamente las calles de vórtices generadas por los cilindros, así como la dinámica del flujo en el espacio intermedio que se forma entre ellos. La distribución y tamaño de las celdas en las mallas empleadas se determinó mediante un estudio de convergencia y validación, garantizando su adecuación al problema en estudio.

En lo que respecta a los dispositivos cosechadores de energía eólica tipo VIV, es habitual emplear transductores piezoelectríficos para convertir la deformación inducida por el viento en la estructura en energía eléctrica aprovechable. La generación de potencial eléctrico y la potencia subsiguiente están directamente relacionadas con la magnitud de la deformación experimentada por el material piezoelectrífico. No obstante, es pertinente señalar que en este estudio no se incorporaron modelos de los componentes piezoelectríficos. En su lugar, se procedió a estimar la potencia mecánica transferida por el fluido a cada cilindro móvil.

La potencia mecánica disponible, es decir, la potencia desarrollada por las fuerzas del fluido al mover un cilindro, se calcula mediante la **Ecuación 1**. Para el caso de dos cilindros móviles, la potencia total resultante se configura como la suma de las contribuciones individuales de cada cilindro, tal y como se expone en la **Ecuación 2**.

$$\mathbf{P} = \mathbf{F}_x \cdot \dot{\mathbf{x}} + \mathbf{F}_y \cdot \dot{\mathbf{y}} \quad (1)$$

$$\mathbf{P}_{Total} = \mathbf{P}_A + \mathbf{P}_B = (\mathbf{F}_x \cdot \dot{\mathbf{x}} + \mathbf{F}_y \cdot \dot{\mathbf{y}})_A + (\mathbf{F}_x \cdot \dot{\mathbf{x}} + \mathbf{F}_y \cdot \dot{\mathbf{y}})_B \quad (2)$$

Para estudiar la potencia mecánica disponible, se empleó el dominio de la frecuencia mediante la aplicación de la Transformada Rápida de Fourier (FFT). Con el propósito de facilitar la comparativa, se procedió a adimensionalizar la amplitud de la potencia, tomando como punto de referencia la

potencia máxima lograda en la configuración con un solo cilindro ($L/D = \infty$). Este enfoque permite evaluar de manera precisa las proporciones de aumento o disminución en la potencia generada, en relación con la situación de un único cosechador. La frecuencia, por su parte, se adimensionaliza utilizando la frecuencia natural del modo de vibración vertical del sistema masa-resorte-amortiguador.

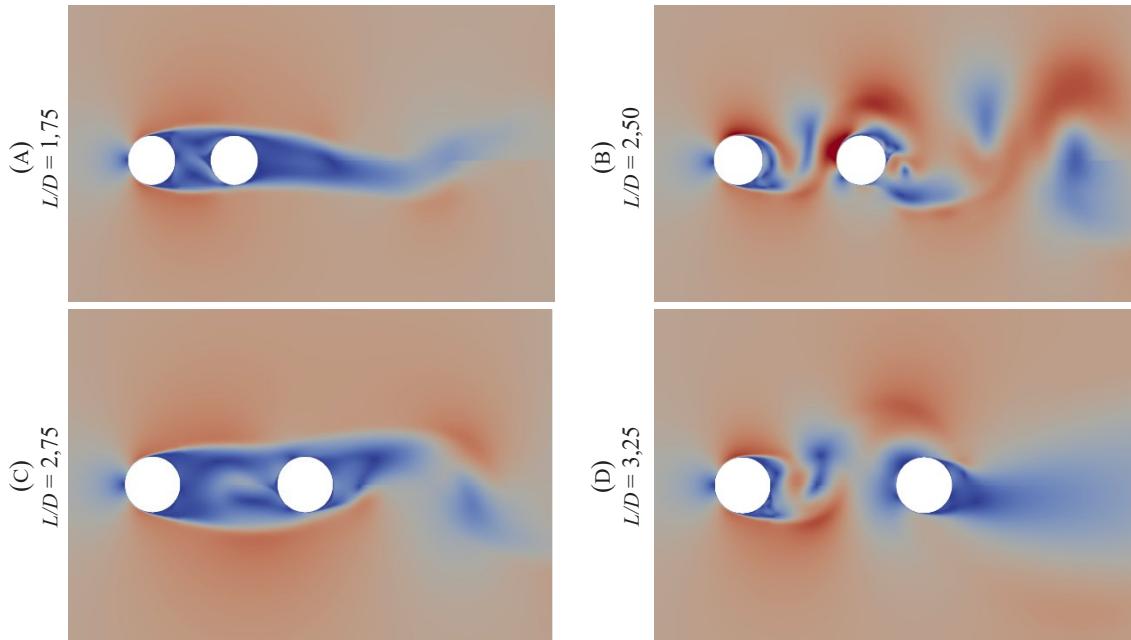


Figura 3: Campo de velocidad con flujo desarrollado - Caso: Cilindros A y B móviles

Escenario 1. Un cilindro fijo y un cilindro cosechador móvil

En esta sección se analizan los resultados obtenidos para las simulaciones realizadas en el escenario 1. En la **Figura 4** se observan los resultados obtenidos al aplicar la FFT a la potencia desarrollada por el movimiento del Cilindro B. Los gráficos expuestos abarcan seis de los nueve valores de L/D estudiados. Cabe señalar que la escala vertical, correspondiente a la potencia adimensional, difiere en cada uno de los sub-gráficos presentados. En el eje horizontal se presenta la frecuencia adimensional en escala logarítmica; los límites de este eje se mantienen constantes para todos los sub-gráficos.

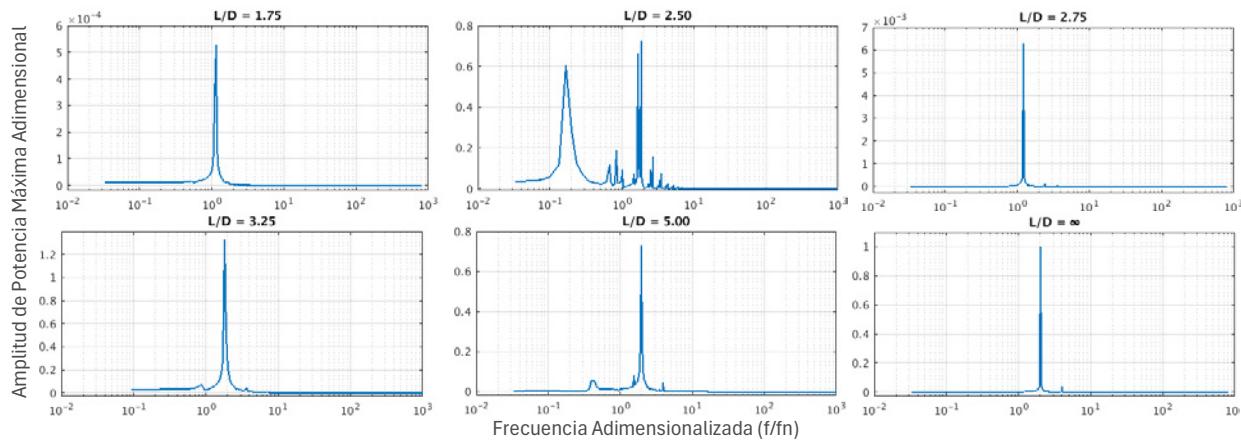


Figura 4: FFT de la Potencia para diferentes valores de L/D - Caso: Cilindro B móvil.

En la mayoría de los casos, se constata la presencia de una única frecuencia predominante, con algunos picos de amplitud considerablemente menor, los cuales es plausible que sean resultado del ruido propio de la simulación. No obstante, en el caso particular de $L/D = 2,50$, se advierte una mayor incidencia de ruido en comparación con las demás instancias, además de la aparición de tres picos de

amplitudes equiparables, dos de los cuales son prácticamente coincidentes. Se conjectura que el comportamiento observado se corresponde con la transición entre dos regímenes de flujo identificados por Zdravkovich [6]: régimen de revinculación completa y régimen bi-estable.

En el gráfico superior de la **Figura 5** se presenta la frecuencia (f/f_n) en la cual se localiza el máximo pico de Potencia (en naranja) y del coeficiente de sustentación (en lima). Para todos los valores de L/D analizados, la frecuencia principal de oscilación de la potencia fue aproximadamente igual a dos veces la frecuencia principal de oscilación del coeficiente de sustentación. Esta última frecuencia (la del Cl) fue la misma para ambos cuerpos. Por ende, el régimen de desprendimiento/revinculación de vórtices generó diferencias en la amplitud de la fuerza desarrollada en cada cilindro, pero en los dos fluctúa con la misma periodicidad. En la Figura 5 se presenta también la variación de la amplitud máxima de potencia en función de la separación entre los cilindros. La mayor potencia se obtuvo para $L/D = 3,25$; no obstante, este pico fue apenas 1% superior al alcanzado en el caso de un solo cilindro.

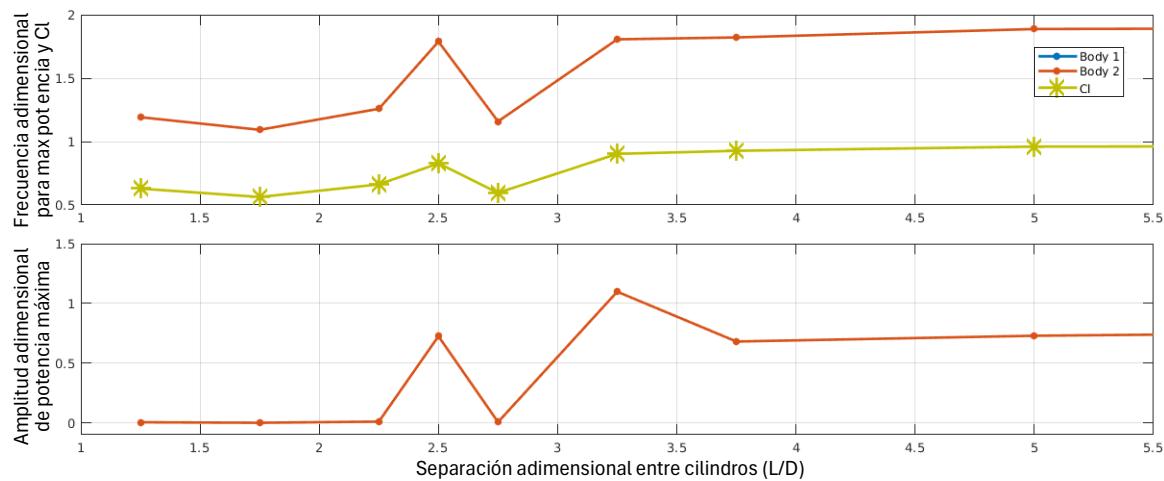


Figura 5: Amplitud y frecuencia del máximo pico de potencia para L/D - Cilindro B móvil

Escenario 2. Dos cilindros móviles

En este apartado se presentan los resultados correspondientes al escenario 2. Se analizó la influencia que tiene la separación entre dichos cuerpos sobre la potencia disponible para ser transformada en electricidad. Además, se realizaron comparaciones con los resultados obtenidos en la sección anterior.

En la **Figura 6** se presentan los espectros de frecuencia de la Potencia para diferentes separaciones. Se diferenció la potencia generada por el movimiento del Cilindro A (en azul), del Cilindro B (en rojo) y la potencia total del sistema (en amarillo). Los niveles de ruido fueron mucho menores que los observados en el apartado anterior. Todos los espectros de frecuencia de la potencia tienen un pico principal perfectamente diferenciado. Los mayores niveles de ruido se observan para $L/D=2,50$.

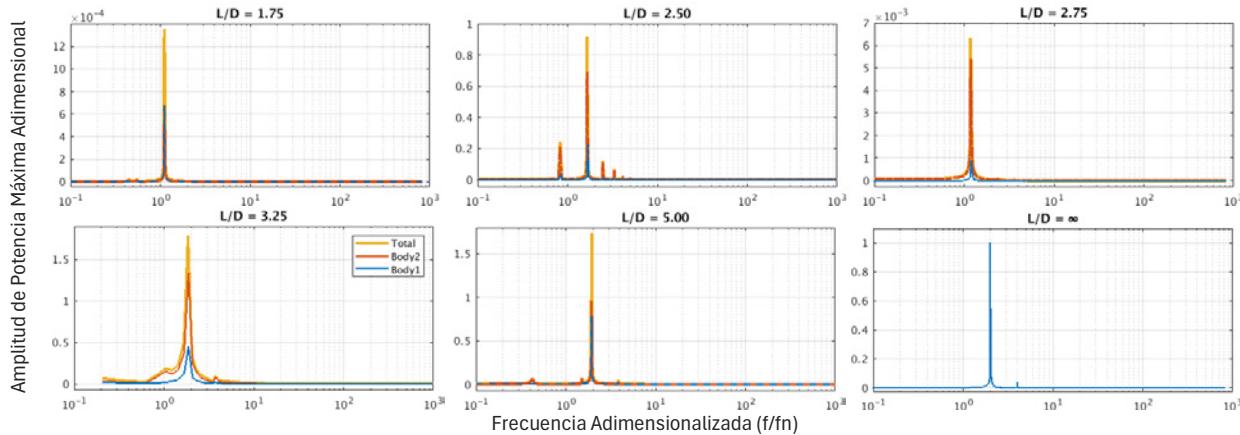


Figura 6: FFT de Potencia para diferentes valores de L/D - Cilindros A y B móviles

En la **Figura 7** se presentan gráficos resumen con la variación respecto a L/D de los resultados obtenidos para la FFT de la potencia; el gráfico superior presenta la frecuencia principal (f/f_n) de oscilación de potencia y Cl; el gráfico inferior, la amplitud adimensional del pico máximo de potencia. En todos los casos analizados, la frecuencia principal de oscilación de las variables medidas fue la misma para ambos cuerpos. En general, se observa que la potencia producida por el cilindro corriente abajo (Cilindro B) es mayor que la obtenida para el cilindro delantero (Cilindro A); excepto para $L/D \leq 2,25$ en donde la potencia disponible es nula. Es evidente, además, que conforme se incrementa la distancia entre los cilindros, la potencia engendrada por ambos tiende a igualarse con la correspondiente al caso de un único cilindro. Esto se atribuye a la gradual disminución del efecto de acoplamiento aerodinámico entre los cuerpos. En consecuencia, los valores máximos de potencia total se alcanzan para la máxima separación entre cilindros ($L/D = 5$). En este punto, la potencia individual (adimensional) se aproxima a 1 Watt/Watt, resultando en una potencia total de alrededor de 2 Watt/Watt; es decir, el doble de la potencia generada en el caso $L/D = \infty$.

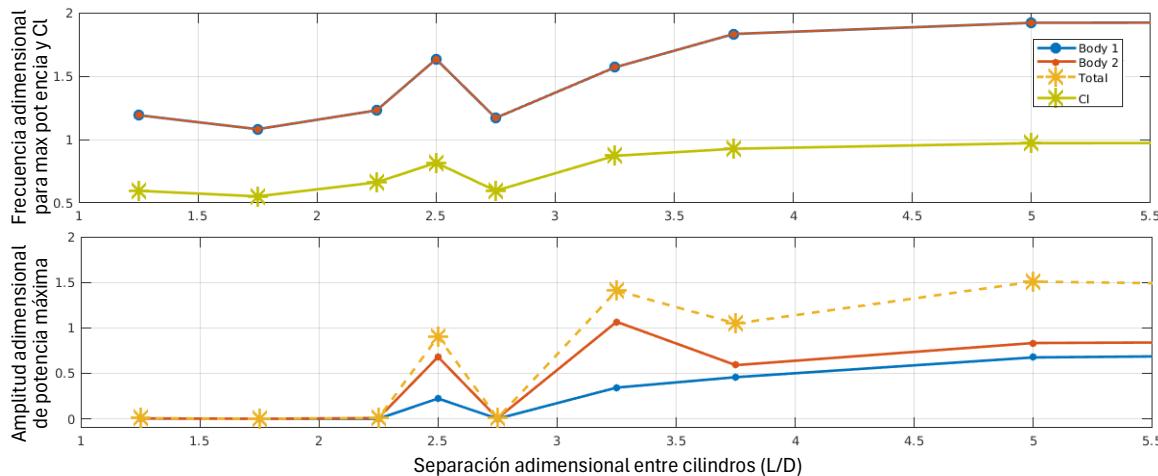


Figura 7: Amplitud y frecuencia del máximo pico de potencia para L/D – Cil. A y B móviles.

La **Figura 3** presenta los campos de velocidad correspondientes a diversos intervalos de separación entre los cuerpos en estudio. Estas instantáneas fueron capturadas en un momento arbitrario cuando el flujo alcanza su desarrollo total. En la primera columna (A y C), se aprecia la ausencia de vórtices en el espacio intermedio entre los cilindros. En su lugar, se forma una estela que rodea ambos cilindros y la velocidad de la corriente decrece hasta aproximarse a cero en su interior. Este escenario se correlaciona con la virtual anulación de la potencia aprovechable del sistema (ver Figura 7). Esta dinámica, reconocida como revinculación de la capa límite [6], se manifiesta en todas las instancias en las que la potencia disponible se aproxima a cero ($L/D = 1,25, 1,75, 2,25, 2,75$), incluso en las configuraciones en las cuales solo el cilindro B es capaz de oscilar en sentido vertical.

En contraste, en la segunda columna (B y D) de la **Figura 3**, se distingue una pequeña calle de vórtices en el espacio entre cilindros. Además, para $L/D=2,5$ se observa un patrón de vórtices mucho más definido corriente abajo del Cilindro B.

Al comparar los resultados obtenidos en ambos escenarios (con uno y dos cilindros móviles) no se observan diferencias sustanciales. De hecho, las curvas que representan la potencia generada por el movimiento del cilindro B se superponen o presentan una magnitud similar. Esta falta de disparidades notorias probablemente se debe a la restricción en el desplazamiento vertical de los cilindros, lograda mediante la imposición de una elevada rigidez elástica en la estructura. Es plausible, entonces, que una constante elástica menor, y en consecuencia una mayor amplitud en el movimiento de los cuerpos, dificulte la revinculación de la capa límite, propicie la generación de vórtices en el espacio intermedio entre los cilindros y repercute en los parámetros aerodinámicos del sistema, incrementando así la potencia disponible.

CONCLUSIONES

Este estudio exploró el potencial para la generación de energía eléctrica de un arreglo conformado por dos cuerpos cilíndricos dispuestos en tandem y sumergidos en un flujo de aire. Se introdujeron variaciones en las limitaciones relativas al movimiento y la separación de estos cuerpos. Los análisis de casos específicos examinaron, a un número de Reynolds $Re=5000$, las implicancias de modificar la distancia entre los cilindros dentro del intervalo $1,25 \leq L/D \leq 4$. Se investigaron dos situaciones de movimiento distintas: permitiendo sólo el desplazamiento vertical del cilindro a sotavento y habilitando el movimiento vertical de ambos cilindros.

En los escenarios con un cuerpo fijo y otro móvil, el cilindro ubicado a barlovento desempeñó el papel de un generador de vórtices, y se procuró evaluar el impacto de su presencia en la potencia mecánica disponible en el cosechador situado en posición sotavento. En los casos que involucraban dos cuerpos móviles, ambos cilindros capturaban energía del flujo, y se llevó a cabo un análisis con el propósito de identificar los efectos del acoplamiento aerodinámico entre ellos. Se buscó determinar las configuraciones más convenientes para la optimización de la generación de energía eléctrica.

Los resultados obtenidos respaldan la noción de que el acoplamiento aerodinámico y las vibraciones inducidas por los vórtices generados por ambos cuerpos influyen significativamente en la potencia generada por el sistema. Se observó que estos fenómenos de interacción muestran un potencial beneficioso en situaciones caracterizadas por valores específicos en la separación entre los cuerpos.

Se constató que la formación de una única corriente de vórtices y una zona de estancamiento del fluido en la brecha entre los cilindros tiene correlación con la anulación de la potencia mecánica disponible. Asimismo, para valores de $L/D > 3,25$, los efectos del acoplamiento aerodinámico entre los cilindros, y la potencia generada por cada uno de ellos tendió a asemejarse a la de un cilindro individual.

La restricción en la rigidez estructural, que limitó la oscilación a menos del 0.6% del radio en un cosechador VIV, posibilita la extrapolación de resultados dentro del régimen lineal, asumiendo la linealidad del modelo estructural. Sin embargo, este estudio permitió evaluar la capacidad del mecanismo de deformación de la malla, y se anticipa que investigaciones futuras se enfocarán en acercarse a la rigidez esperada en un cosechador real y explorar en mayor profundidad la influencia de los parámetros estructurales en la potencia disponible. Además, la incorporación de más cuerpos móviles con distribuciones diversas permitiría adentrarse en la posibilidad de construir "campos de cosechadores VIV". Tanto los resultados obtenidos como la literatura consultada sugieren que, bajo las condiciones adecuadas, la interacción entre cosechadores podría conducir a un aumento sustancial de la potencia disponible.

REFERENCIAS

1. D. Franco Lopera, M. Valdez y S. Preidikman: Simulación Computacional de la Interacción Aerodinámica entre Cuerpos Inmersos para Aplicaciones de Cosecha de Energía del Viento. Mecánica Computacional, 2021, Vol 38, pp. 281-1288.
2. A. Nchibvute, A. Chawanda y P. Luhanga: Piezoelectric Energy Harvesting Devices: An Alternative Energy Source for Wireless Sensors; Smart Materials Research, 2012, ID 853481.
3. J.M. Ramírez: A coupled formulation of fluid-structure interaction and piezoelectricity for modeling a multi-body energy harvester from vortex-induced vibrations; Energy Conversion and Management, 2021, Vol. 249.
4. A. Rostami y M. Armandei: Renewable energy harvesting by vortex-induced motions: Review and benchmarking of technologies; Renew. and Sust. Energy Rev., 2017, Vol 70, pp. 193–214.
5. X. Wu y D.W. Lee: Miniaturized piezoelectric energy harvester for battery-free portable electronics; Int J Energy Res., 2019, Vol 43, pp. 2402–2409.
6. M. Zdravkovich: Flow induced oscillation of cylinders; Journal of Sound and Vibration, 1985, Vol. 101, No. 4, pp. 511–521.
7. S. Zhou y J. Wang: Dual serial vortex-induced energy harvesting system for enhanced energy harvesting; AIP Adv, 2018. Vol 8(7)

DESARROLLO DE UNA LIBRERÍA DE ACOPLAMIENTO PARA LA CO-SIMULACIÓN DE PROBLEMAS DE INTERACCIÓN FLUIDO-ESTRUCTURA

Marcelo F. Valdez^{a,b}, Martín. E. Pérez Segura^{c,d}, Sergio Preidikman^{d,e}

^a Instituto de Investigaciones en Energía no Convencional (INENCO, UNSa – CONICET), Universidad Nacional de Salta, Av. Bolivia 5150, CP A4400FVY, Salta, Argentina.

^b Facultad de Ingeniería, Universidad Nacional de Salta, Av. Bolivia 5150, CP A4400FVY, Salta, Argentina.

^c Instituto de Estudios Avanzados en Ingeniería y Tecnología (IDIT, UNC – CONICET), Universidad Nacional de Córdoba, Av. Vélez Sarsfield 1611, CP.5016,Córdoba, Argentina

^d Departamento de Estructuras, Facultad de Ciencias Exactas, Físicas y Naturales, Universidad Nacional de Córdoba, Av. Vélez Sarsfield 1611, CP.5016,Córdoba, Argentina

^e Department of Mechanical Engineering, University of Puerto Rico at Mayagüez, Puerto Rico
Email: mvaldez@ing.unsa.edu.ar

RESUMEN

En este trabajo se presenta un entorno de co-simulación desarrollado en lenguaje de programación FORTRAN para la simulación, en el dominio del tiempo, de problemas de interacción fluido-estructura. La filosofía de desarrollo del entorno es particionada, es decir, este está compuesto de dos software que se ejecutan de manera independiente y cuya comunicación es coordinada mediante una librería de acoplamiento durante el tiempo real de ejecución de los mismos. Los software que conforman el entorno de co-simulación resuelven independientemente en cada paso de cálculo la dinámica del fluido y la dinámica de sólidos rígidos. El flujo del fluido se modela como levemente viscoso y dominado por vorticidad (incompresible e irrotacional en la región exterior a las capas límites y a las estelas vorticosas) y es resuelto numéricamente con el método de red de vórtices (VLM). Para los sólidos se emplea el paradigma de la dinámica de múltiples cuerpos rígidos. Las capacidades del entorno desarrollado se demuestran mediante la simulación de un problema de aeroelasticidad de una sección típica.

Palabras clave: AERODINÁMICA INESTACIONARIA, RED DE VÓRTICES, INTERACCIÓN FLUIDO-ESTRUCTURA

INTRODUCCIÓN

Tradicionalmente, la captación de la energía cinética del viento para convertirla en energía mecánica o eléctrica se ha realizado casi exclusivamente mediante turbinas eólicas cuyas potencias nominales van desde algunos kilowatts hasta la decena de megawatts. Una relativamente nueva línea de investigación, llamada “cosecha de energía”, plantea la captación de la energía cinética del viento transformando en energía eléctrica las oscilaciones que dicha corriente de aire genera sobre estructuras o sistemas flexibles inmersos en ella (*flow induced vibrations*). En la práctica, estos sistemas son de muy pequeña escala, pensados como reemplazo o complemento de las baterías para la alimentación de dispositivos de bajo consumo tales como sensores inalámbricos e instrumentos de monitoreo [1,2,3]. Entre los mecanismos de transducción de la energía mecánica de las oscilaciones a energía eléctrica ha tomado especial impulso el piezoelectrónico. Menos difundidos son los de transducción electromagnética, electroestática, triboeléctrica, e híbridos.

A pesar de que la investigación en esta área ha avanzado significativamente en los últimos años, la tecnología de cosecha de energía está lejos de ser completamente confiable y madura. Uno de los principales desafíos que esta enfrenta es la baja la potencia eléctrica generada (del orden de los miliWatts). Por este motivo, los investigadores han buscado distintas alternativas para maximizar la producción eléctrica de estos dispositivos. Entre ellas, se incluyen: el aprovechamiento de fenómenos aeroelásticos no lineales y el aprovechamiento de la interferencia aerodinámica constructiva.

Ciertos fenómenos de origen aeroelástico como el *flutter*, el *galloping* y las vibraciones inducidas por vórtices pueden producir vibraciones de niveles excesivos y peligrosos en estructuras civiles y aeronáuticas. Las inestabilidades de *flutter* y *galloping* se producen cuando la velocidad de la corriente de aire es tal que el amortiguamiento efectivo de la estructura se vuelve nulo. El *flutter* involucra a dos o más modos de vibración (torsión y flexión) acoplados y el *galloping* solo a un modo de vibración, ya sea torsional o flexional. Cuando la corriente en sí es fluctuante (debido a la turbulencia, por ejemplo), la inestabilidad producida por la resonancia de la estructura se conoce como *buffeting*. Cuando estas fluctuaciones son producidas por estelas o vórtices generados por otros objetos, la inestabilidad se conoce como vibraciones inducidas por vórtices.

Desde otra perspectiva completamente opuesta, la de la cosecha de energía, las inestabilidades aeroelásticas, asociados con no-linealidades estructurales y aerodinámicas, son una alternativa más que atractiva para maximizar las vibraciones de un sistema y por lo tanto, maximizar la energía eléctrica producida[4]. También, la disposición de cosechadores de energía en arreglos espaciales con una configuración que maximice el efecto multiplicativo de la interacción aerodinámica es otra alternativa para aumentar la potencia eléctrica producida por los cosechadores [5].

Para el estudio del complejo problema de interacción entre un fluido y una o varias estructura flexibles se requiere de programas especializados que sean capaces de: simular la dinámica de la estructura como resultado de las cargas producidas por la corriente fluida, simular el flujo de aire y estimar con precisión las cargas aerodinámicas sobre la estructura, y hacer interactuar ambas físicas (estructura y fluido) de manera robusta. Para el desarrollo de códigos de simulación multifísicos son posibles dos alternativas: *i*) un código monolítico que integra todas las físicas y modelos intervinientes, y *ii*) distintos códigos independientes, cada uno encargado de resolver una sola física, pero que interactúan (intercambian información) durante el tiempo de ejecución. Esta última estrategia se conoce como “co-simulación”. Cada una de estas alternativas tiene sus ventajas y desventajas. La primera producirá un código cuya ejecución será, en general, más eficiente, pero que es más complejo y con dependencias internas entre sus diferentes componentes. Esto hacen al software más difícil de mantener y actualizar. La segunda opción ofrece mayor flexibilidad, ya que al ser implementados en códigos independientes, los *solvers* pueden ser optimizados y actualizados sin afectar al resto de los componentes. En general, la co-simulación es menos eficiente que la alternativa monolítica y puede sufrir problemas de inestabilidad.

En este trabajo se presenta un entorno de co-simulación desarrollado en lenguaje FORTRAN. Esta herramienta se compone de tres software, un solver aerodinámico y un solver de dinámica de sólidos cuyos desarrollos son independientes, y una librería de acoplamiento que permite a ambos software intercambiar información la ejecución. Si bien la librería de acoplamiento no se encuentra completamente desarrollada, en este trabajo se ilustran algunas de sus capacidades mediante la simulación de un problema de aeroelasticidad de una sección alar típica con perfil van de Vooren.

EL MODELO AERODINÁMICO

En el límite teórico cuando el numero de Reynolds tiende a infinito, los espesores de las estelas generadas por los cuerpos y de las capas límite adyacentes a las superficies sólidas (regiones que concentran toda la vorticidad del flujo) tienden a cero. En este límite, dichas regiones fluidas pueden idealizarse matemáticamente como sabanas vorticosas: superficies de discontinuidad a través de las cuales la velocidad tangencial del fluido experimenta un salto finito. En la región del flujo exterior a dichas sabanas vorticosas, el flujo es irrotacional. Las ecuaciones que describen la evolución de los campos de velocidad $\mathbf{u}(\zeta, t)$ y de presión $p(\zeta, t)$ para un flujo irrotacional e incompresible se resumen a continuación [6]:

$$\begin{cases} \nabla_{\mathbf{r}}^2 \Phi(\mathbf{r}, t) = 0 & \forall \mathbf{r} \in \Omega, t \in [0, \infty) \\ \mathbf{u}(\mathbf{r}, t) = \nabla_{\mathbf{r}} \Phi(\mathbf{r}, t) \\ p - p_{\infty} = \frac{\rho}{2} (\mathbf{u}_{\infty} \cdot \mathbf{u}_{\infty} - \mathbf{u} \cdot \mathbf{u}) - \rho \frac{\partial}{\partial t} (\Phi - \Phi_{\infty}) \\ [\mathbf{u}(\zeta, t) - \mathbf{v}(\zeta, t)] \cdot \hat{\mathbf{n}}(\zeta, t) = 0 & \forall \zeta \in \partial \mathcal{B}, t \in [0, \infty) \\ \lim_{|\mathbf{r}| \rightarrow \infty} |\mathbf{u}(\mathbf{r}, t) - \mathbf{u}_{\infty}| = 0 & \forall t \in [0, \infty) \end{cases} \quad (1)$$

donde: $\Phi(r, t)$ es el potencial de velocidad, Ω es el dominio fluido, $\partial\mathcal{B}$ denota las superficies de los cuerpos \mathcal{B} , $v(\zeta, t)$ y $\hat{n}(\zeta, t)$ son la velocidad de la superficie y el vector unitario normal a la superficie del cuerpo, respectivamente, en el punto con vector posición ζ y $|\cdot|$ denota norma Euclíadiana. El subíndice ∞ denota las condiciones de la corriente libre, no perturbada por la presencia de los cuerpos. Las últimas dos ecuaciones expresan la condición de no penetración en las superficies sólidas y la condición de regularidad del flujo.

En un punto S sobre la superficie de un cuerpo donde se produce separación de flujo, por ejemplo el borde de fuga de un ala, se impone la condición de continuidad de la presión (condición de Kutta). Para flujo no estacionario, esto implica, según la ecuación de Bernoulli, que debe emitirse vorticidad desde ese punto a razón de:

$$\frac{d\Gamma}{dt} \Big|_{r=\zeta_S} = \frac{(u^+)^2 - (u^-)^2}{2} \quad (2)$$

donde u^+ y u^- son las magnitudes de las velocidades relativas del flujo con respecto a la superficie del cuerpo justo por encima de las sábanas vorticosas que convergen en el punto de separación. Desde los puntos de separación emanan sábanas vorticosas libres que evolucionan y se deforman de acuerdo al campo de velocidad del flujo.

Para resolver las ecuaciones (1) y (2), se emplea el método de red de vórtices (VLM) no estacionario que permite, además de estimar las cargas aerodinámicas, describir la evolución temporal de las estelas generadas por los cuerpos inmersos en un fluido. Este método, que consiste en la discretización de las sábanas vorticosas mediante vórtices puntuales, es muy difundido en la disciplina Aerodinámica; por lo tanto, se omite su descripción y se refiere al lector interesado al libro de Katz y Plotkin [6]. El método fue implementado en un código computacional que ya fue verificado y validado en trabajos anteriores [7].

EL MODELO DE DINÁMICA DE SÓLIDOS

Los sólidos se modelan como un *sistema de cuerpos rígidos*, es decir, como una colección de cuerpos rígidos que pueden estar o no conectados por articulaciones (**Figura 1**). Una articulación se define como un vínculo cinemático (restricción) entre dos cuerpos. Esta puede imponer desde cero (cuerpo libre) hasta seis (cuerpo totalmente restringido) restricciones sobre la velocidad relativa v_{ij} de un par de cuerpos. Las articulaciones pueden ser de tipo esféricas (restringe desplazamientos, 3 grados de libertad), de revolución (restringe desplazamientos y dos rotaciones, 1 grado de libertad), prismáticas (restringe rotaciones y desplazamientos en dos direcciones, 1 grado de libertad), de 6 grados de libertad (equivale a un cuerpo libre, sin restricciones), entre otras. Además de las articulaciones, los cuerpos pueden estar conectados entre sí o con el entorno por medio de elementos de rigidez y de amortiguamiento con comportamiento lineal o no lineal. En general, todo sistema de cuerpos rígidos debe poseer un cuerpo o base fija que se denota con \mathcal{B}_0 .

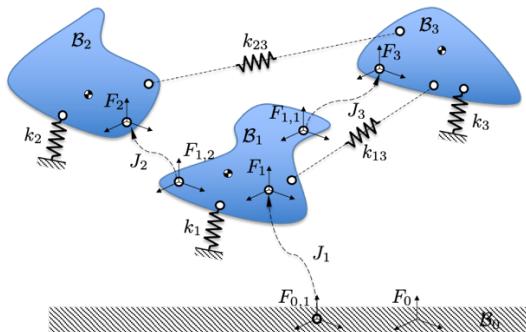


Figura 1: Representación esquemática de un sistema de cuerpos rígidos. J_i denota la articulación i , F_i y F_{ij} denotan sistemas de coordenadas del cuerpo i , y de la articulación j en el cuerpo i , respectivamente, y k indican rigideces. El sistema debe contener una base fija (cuerpo \mathcal{B}_0).

La ecuación de movimiento general para un sistema de cuerpos rígidos tiene la siguiente forma canónica [8]:

$$\mathbf{H}(\mathbf{q})\ddot{\mathbf{q}} + \mathbf{C}(\mathbf{q}, \dot{\mathbf{q}}) = \boldsymbol{\tau} \quad (3)$$

donde: \mathbf{q} , $\dot{\mathbf{q}}$ y $\ddot{\mathbf{q}}$ son vectores de coordenadas generalizadas de posición, velocidad y aceleración, respectivamente, y $\boldsymbol{\tau}$ es el vector de fuerzas generalizadas. \mathbf{H} es la matriz generalizada de inercia y \mathbf{C} es la fuerza bias generalizada (el valor de $\boldsymbol{\tau}$ que produce cero aceleración).

El problema de dinámica directa (forward dynamics) consiste en el cálculo de $\ddot{\mathbf{q}}$ dado $\boldsymbol{\tau}$. Por el contrario, el problema de dinámica inversa (inverse dynamics) consiste en el cálculo de $\boldsymbol{\tau}$ dado $\ddot{\mathbf{q}}$. El problema mixto, se conoce como dinámica híbrida (hybrid dynamics). Las ecuaciones de movimiento (3) son el resultado de dos pasos principales: ensamble de las ecuaciones de movimiento individuales de cada uno de los cuerpos y la aplicación de las restricciones de movimiento adicionales. Dicho procedimiento no se realiza simbólicamente (manualmente) sino numéricamente mediante un algoritmo. El orden en que se realizan los pasos determina el procedimiento particular que se emplea y por lo tanto, el algoritmo computacional empleado para determinar el valor numérico de dichas ecuaciones.

En el código computacional desarrollado en lenguaje FORTRAN se implementaron el algoritmo recursivo de Euler-Newton para la dinámica inversa y los algoritmos de cuerpo rígido compuesto y del cuerpo rígido articulado para la dinámica directa. Estos algoritmos son descriptos por Featherstone [8]. Además, el código posee una librería con distintos modelos de articulaciones y de elementos de rigidez y amortiguamiento que puede ser fácilmente actualizada incorporando nuevos modelos.

LIBRERÍA DE ACOPLAMIENTO

Los códigos computacionales de dinámica de sólidos y de dinámica de fluidos, descriptos en las secciones anteriores fueron desarrollados y verificados de manera independiente. Para el acoplamiento entre ambos, se optó por el desarrollo de un entorno de co-simulación (simulación particionada). Para la comunicación entre ambos códigos durante el tiempo de ejecución se desarrolló, en lenguaje FORTRAN, una librería cuyos métodos deben ser invocados por ambos códigos. Todas las llamadas a dichos métodos en los códigos a acoplar se realizan en módulo especial, llamado adaptador. Por lo tanto, para cada uno de los códigos desarrollados se desarrolló un adaptador que debe ser compilado con los mismos. La filosofía de diseño de la librería de acoplamiento es similar a la del entorno preCICE [9].

La comunicación entre los procesos se establece mediante sockets IPC o TCP/IP. Estos protocolos permiten la comunicación entre procesos ejecutándose en una misma computadora, o en computadoras distintas conectadas a una red, respectivamente. Un socket es un recurso provisto por el sistema operativo que permite a los software acceder al hardware de red, por ejemplo, wifi o adaptadores ethernet, para enviar y recibir datos a través de la red [10]. Por simplicidad, en esta primera versión de la librería de acoplamiento, en lugar de interactuar con los sockets del sistema operativo directamente, se emplea lenguaje de programación de alto nivel invocando a los métodos de la librería libdill1. Libdill fue desarrollada en lenguaje C, por lo que es necesario desarrollar una interface (bindings) de Fortran a libdill recurriendo a la interoperabilidad entre ambos lenguajes. La interface de Fortran a libdill, que permite llamar a sus funciones en lenguaje C, se desarrolló de manera similar a la descripta en el capítulo 11 de [10].

La librería de acoplamiento desarrollada se configura mediante un archivo de configuración. En este archivo se definen los (códigos) participantes, los datos que se intercambian (posición, velocidad, fuerza, etc.) y los puntos o mallas sobre las cuales se intercambian dichos datos, entre otros aspectos. En el estado actual de desarrollo, el esquema de acoplamiento es paralelo, es decir, los códigos resuelven su problema simultáneamente e intercambian información al final de cada paso de tiempo (**Figura 2**). El primer código que se ejecuta, por lo general asume el rol de servidor en la conexión. El servidor realiza las siguientes tareas: i) inicializa la estructura de datos IP, ii) abre un socket en una determinada dirección IP y puerto TCP, iii) “escucha” las conexiones entrantes de los clientes, iv) una vez establecida una conexión, recibe y envía datos al cliente según corresponda, y v) cierra la conexión una vez finalizado el intercambio. El cliente, por el otro lado solicita la conexión al servidor y realiza la tarea iv anterior.

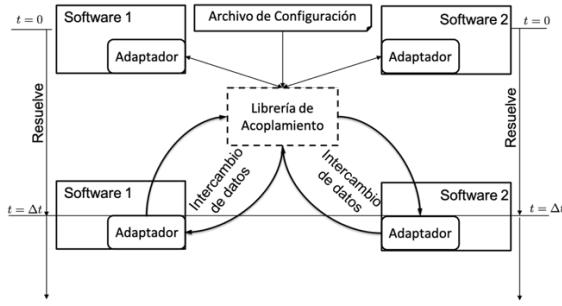


Figura 2: Esquema de acoplamiento paralelo.

AEROELASTICIDAD DE UNA SECCIÓN ALAR TÍPICA

Para ilustrar las capacidades de la herramienta de co-simulación desarrollada se estudiará el problema de aeroelasticidad de una sección alar típica mostrado en la **Figura 3**. Las ecuaciones de movimiento del sistema son las siguientes [11]:

$$m(\ddot{z} + bx_\theta\ddot{\theta}) + k_z z + c_z\dot{z} = L(\theta, \dot{\theta}, \dot{z}, t) \quad (4)$$

$$I_O\ddot{\theta} + mbx_\theta\ddot{z} + k_\theta\theta + c_\theta\dot{\theta} = M_Q(\theta, \dot{\theta}, \dot{z}, t) + L(\theta, \dot{\theta}, \dot{z}, t)((1+a) - x_Q(\theta, t))b \quad (5)$$

donde: z es la coordenada en la dirección vertical del punto pivote O , θ es el ángulo de cabeceo, L es la fuerza de sustentación aplicada en el punto Q , M_Q es el momento de cabeceo alrededor del punto Q , $x_\theta b$ es la distancia desde el centro de masa al pivote O y $x_Q b$ la distancia desde el borde de ataque hasta el punto de aplicación de la fuerza de sustentación. Por lo general, el punto Q se adopta como el centro aerodinámico de la sección de manera que M_Q no dependa de L . Las ecuaciones anteriores pueden reescribirse de la siguiente forma adimensional:

$$\sigma^2 \left(\frac{d^2\eta}{d\tau^2} + x_\theta \frac{d^2\theta}{d\tau^2} + \eta + 2\zeta_z \frac{d\eta}{d\tau} \right) = \frac{C_l U_\infty^2}{\mu} \quad (6)$$

$$\sigma^2 x_\theta \frac{d^2\eta}{d\tau^2} + r^2 \left(\sigma^2 \frac{d^2\theta}{d\tau^2} + \theta + 2\zeta_\theta \frac{d\theta}{d\tau} \right) = (2C_{m_Q} + ((1+a) - x_Q)C_l) \frac{U_\infty^2}{\mu} \quad (7)$$

donde se omitieron las dependencias del C_l y del C_{m_Q} y se emplearon las siguientes definiciones:

$$\begin{aligned} C_l &:= \frac{L}{\rho_\infty b V_\infty^2} & C_{m_Q} &:= \frac{M_Q}{2\rho_\infty b^2 V_\infty^2} & \omega_z^2 &:= \frac{k_z}{m} & \omega_\theta^2 &:= \frac{k_\theta}{I_O} \\ \sigma &:= \frac{\omega_z}{\omega_\theta} & r^2 &:= \frac{I_O}{mb^2} & \mu &:= \frac{m}{\rho_\infty b^2} & U_\infty &:= \frac{V_\infty}{b\omega_\theta} \\ \tau &= t\omega_z & \eta &:= \frac{z}{b} & \zeta_z &:= \frac{c_z}{2m\omega_z} & \zeta_\theta &:= \frac{c_\theta}{2I_O\omega_\theta} \end{aligned} \quad (8)$$

Se observa que las ecuaciones de movimiento para η y θ son acopladas cuando $x_\theta \neq 0$ y por la presencia del fluido.

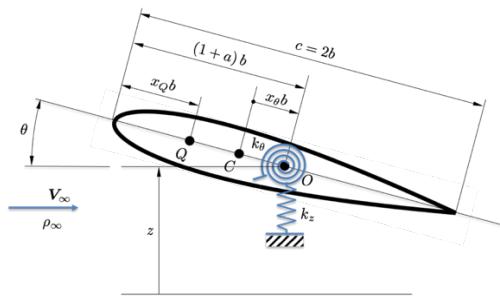


Figura 3: Representación esquemática de una sección típica.

RESULTADOS

Para la sección típica alar se empleará un perfil van de Vooren ([6], sec. 6.6). Para el ejemplo numérico se eligen los siguientes valores: $a = -1/5$, $x_\theta = 0$, $\mu = 20\pi$, $r^2 = 6/25$, $\sigma = 2/5$, $\zeta_\theta = 0$, $\zeta_z = 0$, $\rho_\infty = 1 \text{ kg/m}^3$,

$\omega_z = 1$ rad/s y $b = 0,5$ m. La red de vórtices que discretiza la sábana vorticosa adherida al perfil contiene $N = 32$ vórtices y se adopta un paso de tiempo $\Delta t V_\infty / c = 0,01351$. Este paso de tiempo garantiza la convergencia del método de red de vórtices.

En las **Figura 4**, **Figura 5** y **Figura 6** se muestra la evolución temporal de la coordenada z y del ángulo de cabeceo θ para distintas velocidades (no dimensionales) U_∞ de la corriente libre. Como era esperado por el valor elegido de $x_\theta = 0$, se observa que en ausencia del fluido los modos del sistema (desplazamiento vertical y cabeceo) están perfectamente desacoplados. En presencia de la corriente fluida, las cargas aerodinámicas generadas sobre el perfil van de Vooren producen el acoplamiento de los modos de vibración del sistema. Esto puede apreciarse en los diagramas de respuesta en frecuencia (obtenidos mediante el algoritmo *Fast Fourier Transform*) que muestran que el desplazamiento z posee una componente de frecuencia correspondiente a la frecuencia natural del cabeceo. Además del acoplamiento, el fluido introduce “amortiguamiento” al sistema cuyo valor y signo depende de la velocidad del flujo. Para las velocidades $U_\infty < 0,8$ se observa un amortiguamiento positivo de ambos grados de libertad del sistema, es decir, el fluido extrae energía del cuerpo y finalmente provoca que las oscilaciones se amortigüen completamente. Para velocidades $U_\infty \geq 0,96$ se observa que la amplitud de las oscilaciones de cabeceo es creciente con cada ciclo, es decir, diverge con el tiempo. Sin embargo, el movimiento vertical del perfil continúa siendo amortiguado. Como se observa en el diagrama de respuesta en frecuencia del sistema para $U_\infty = 0,96$, la respuesta predominante del sistema ocurre a la misma frecuencia, lo cual es característico del estado postcrítico de *flutter*. Se hace notar, sin embargo, que en el presente trabajo no se realizó un análisis detallado para obtener la velocidad crítica de *flutter* ni la curva de *flutter* del sistema ya que el objetivo del trabajo es demostrar el funcionamiento de la herramienta de acoplamiento desarrollada.

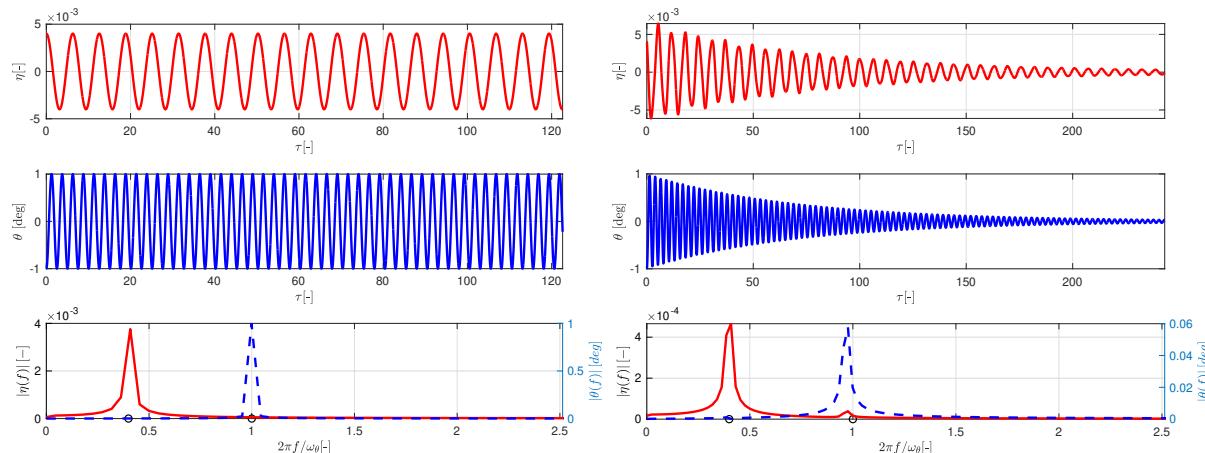


Figura 4: Respuesta temporal de la sección típica. Izquierda: sistema sin interacción fluido-estructura. Derecha: Respuesta del sistema para $U_\infty = 0,4$.

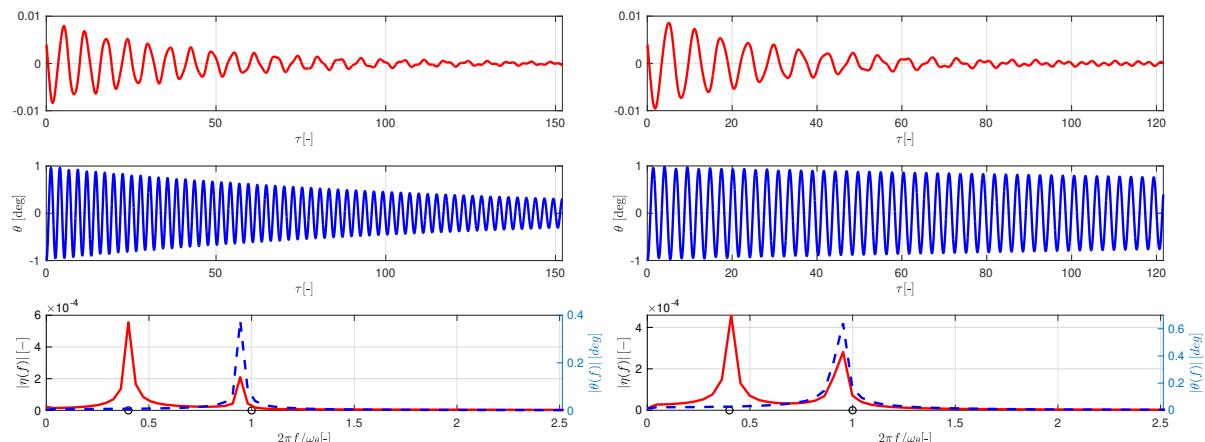


Figura 5: Respuesta temporal de la sección típica. Izquierda: Respuesta del sistema para $U_\infty = 0,64$. Derecha: Respuesta del sistema para $U_\infty = 0,8$.

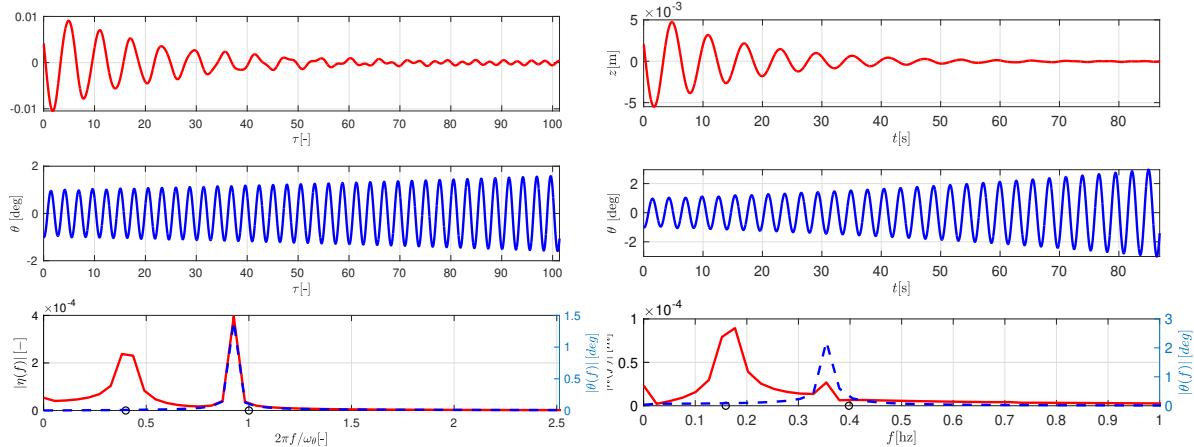


Figura 6: Respuesta temporal de la sección típica. Izquierda: Respuesta del sistema para $U_\infty = 0,96$. Derecha: Respuesta del sistema para $U_\infty = 1,12$.

CONCLUSIONES

En el presente trabajo se presentó una herramienta de co-simulación para el estudio de problemas de interacción fluido estructura. La herramienta computacional, que aún está en estado desarrollo, tiene tres componentes: dos *solvers*, uno para la simulación de la aerodinámica no estacionaria bidimensional alrededor de cuerpos de forma arbitraria y el otro para la simulación de dinámica de sistemas de cuerpos rígidos articulados, y una librería de acoplamiento para comunicar e intercambiar información entre dichos *solvers* durante el tiempo de simulación. Todos los códigos fueron escritos en lenguaje de programación FORTRAN. La librería de acoplamiento fue desarrollada de manera general, lo que permite, en principio, acoplar otros códigos, siempre y cuando se construya para los mismos un adaptador adecuado y se disponga de rutinas que permitan extraer los datos de la simulación. El funcionamiento de la herramienta compuesta fue ilustrado mediante un ejemplo de aeroelasticidad de una sección típica con el perfil alar van de Vooren. El ejemplo empleado tiene aplicaciones para la cosecha de energía eólica donde se busca inducir la respuesta de *flutter* de la estructura de manera de lograr oscilaciones autosostenidas que puedan transformarse en energía eléctrica mediante dispositivos piezoelectrómicos, electromagnéticos, entre otros. En trabajos futuros se abordará la validación de la herramienta de co-simulación empleando resultados experimentales disponibles en la literatura o de simulaciones computacionales de alta fidelidad.

AGRADECIMIENTOS

Los autores agradecen el apoyo y financiación del Consejo de Investigación de la Universidad Nacional de Salta (CIUNSA) a través del proyecto CIUNSA Tipo C N°2853/0 y del FONCyT a través del proyecto PICT-2020-Serie A-00662.

REFERENCIAS

- [1] Q. Wen, X. He, Z. Lu, R. Streiter, and T. Otto, “A comprehensive review of miniaturized wind energy harvesters,” *Nano Materials Science*, vol. 3, no. 2, pp. 170–185, 2021, doi: 10.1016/j.nanoms.2021.04.001.
- [2] X. Ma and S. Zhou, “A review of flow-induced vibration energy harvesters,” *Energy Convers Manag*, vol. 254, Feb. 2022, doi: 10.1016/j.enconman.2022.115223.
- [3] X. Zheng, L. He, S. Wang, X. Liu, R. Liu, and G. Cheng, “A review of piezoelectric energy harvesters for harvesting wind energy,” *Sensors and Actuators A: Physical*, vol. 352. Elsevier B.V., Apr. 01, 2023. doi: 10.1016/j.sna.2023.114190.

M.F. Valdez, M.E. Pérez Segura y S. Preidikman - 7mo Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica

- [4] A. Erturk, W. G. R. Vieira, C. De Marqui, and D. J. Inman, “On the energy harvesting potential of piezoaeroelastic systems,” *Appl Phys Lett*, vol. 96, no. 18, 2010, doi: 10.1063/1.3427405.
- [5] E. Beltramo, M. E. Pérez Segura, B. A. Roccia, M. F. Valdez, M. L. Verstraete, and S. Preidikman, “Constructive aerodynamic interference in a network of weakly coupled flutter-based energy harvesters,” *Aerospace*, vol. 7, no. 12, 2020, doi: 10.3390/aerospace7120167.
- [6] J. Katz and A. Plotkin, *Low-Speed Aerodynamics, Second Edition*, 2nd ed. Cambridge University Press, 2001. doi: 10.1115/1.1669432.
- [7] M. F. Valdez, S. Ríbero, and S. Preidikman, “Estudio aerodinámico de perfiles no delgados con el método de red de vórtices,” *Revista De La Facultad De Ciencias Exactas, Físicas Y Naturales*, vol. 8, no. 1, pp. 15–30, 2021.
- [8] R. Featherstone, *Rigid Body Dynamics Algorithms*. Springer, 2008.
- [9] G. Chourdakis *et al.*, “preCICE v2: A sustainable and user-friendly coupling library,” *Open Research Europe*, vol. 2, p. 51, Apr. 2022, doi: 10.12688/openreseurope.14445.1.
- [10] M. Curcic, *Modern Fortran Building Efficient Parallel Applications*. Manning, 2020.
- [11] D. H. Hodges and G. A. Pierce, *Introduction to Structural Dynamics and Aeroelasticity*. Cambridge: Cambridge University Press, 2011. doi: 10.1017/CBO9780511997112.



7º Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica



UNIVERSIDAD
NACIONAL
DE LA PLATA

Simulación computacional de la interacción fluido-estructura entre perfiles aerodinámicos para cosecha de energía del viento

M. Herrera (1), F. Bacchi (1), A. Scarabino (1)

(1) Universidad Nacional de La Plata, Facultad de Ingeniería, La Plata, Argentina.

Autor principal: matias.herrera @ing.unlp.edu.ar

Palabras claves: COSECHA DE ENERGIA, CFD, INTERACCIÓN FLUIDO-ESTRUCTURA

Resumen

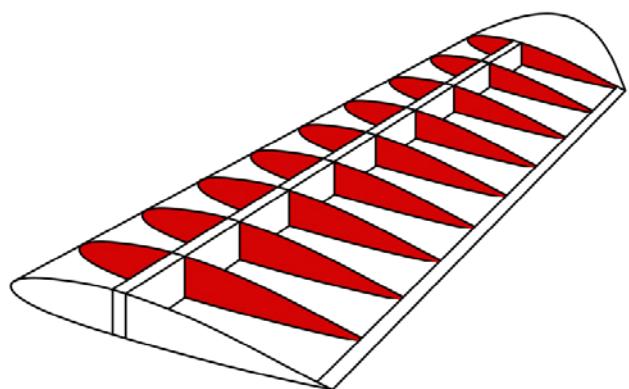
En los últimos años los dispositivos de cosecha de energía eólica han sido de gran interés ya que representan una alternativa potencialmente viable para la obtención de energía y alimentación de pequeños dispositivos electrónicos de muy bajo consumo que se encuentren instalados en zona rurales o sin acceso a la red eléctrica, y que por sus características deben permanecer por largo tiempo en dichas zonas, tales como dispositivos de adquisición de datos o instrumentales de medición de variables climáticas, sensores inalámbricos, entre otros.

En el presente trabajo se analiza numéricamente mediante Ansys Fluent, la interacción aerodinámica entre perfiles aerodinámicos inmersos en una corriente de aire. Tales perfiles poseen propiedades de masa e inercias característicos, y se encuentran vinculados (a un marco de referencia fijo) en su centro de gravedad mediante resortes que cuantifican las rigideces a flexión y a torsión. Mediante tal arreglo, se busca la condición de flutter de ambos perfiles aerodinámicos, y en esta condición se busca determinar y cuantificar su interacción. Entre los parámetros de análisis que interesan obtener, se encuentran los coeficientes de potencia de cada perfil (potencia adimensional, extraída del aire), y como éstos se ven influenciados por variables tales como la separación entre perfiles, las frecuencias de flutter de cada perfil, entre otras.

Los resultados son analizados y comparados cualitativamente con resultados encontrados en la bibliografía [1].

Referencias:

- [1] F. Lopera, M. Valdez, S. Preidikman (2021). Simulación computacional de la interacción aerodinámica entre cuerpos inmersos para aplicaciones de cosecha de energía del viento. Mecánica Computacional, Volumen (XXXVIII), paginas 1281-1288.



MATERIALES Y ESTRUCTURAS

REDISTRIBUCIÓN DE CARGAS MÉTODO DE LA ESTRUCTURA VIRTUAL

G. Scarpin

Departamento de Ingeniería Aeroespacial – UNDEF – CRUC - IUA
Av. Fuerza Aérea Argentina 6500, (X5010JMX) - Córdoba – Argentina
Email: gscarpin@iua.edu.ar

RESUMEN

En el cálculo estructural de aeronaves, es común que los puntos de aplicación de las cargas en el modelo estructural no coincidan con la ubicación de las cargas aerodinámicas obtenidas mediante otros modelos, como por ejemplo red de vórtices. Este problema puede afectar la precisión del análisis y diseño de la estructura. En este informe, se presenta un método de redistribución de cargas que permite transferir las cargas aerodinámicas al modelo estructural mientras se conservan los esfuerzos seccionales de corte, momento flector y momento torsor que soporta la estructura. El método consiste en crear una estructura virtual de vigas que conecta cada coordenada de los puntos de carga aerodinámica con cada uno de los puntos de entrada de carga en la estructura. Aunque se desarrolló para aplicaciones en superficies planas como alas o empenajes, se demostró que este método también puede aplicarse a cuerpos tridimensionales como los fuselajes, bajo ciertas restricciones. Los resultados obtenidos muestran que este método de redistribución de cargas mejora significativamente la precisión del análisis estructural de aeronaves.

Palabras clave: CARGAS, ESTRUCTURAS, REDISTRIBUCIÓN

INTRODUCCIÓN

En este informe se presenta un método general para la redistribución de fuerzas de un sistema a otro distinto, con el objetivo de lograr efectos equivalentes a los del sistema original. Este enfoque es especialmente relevante en el campo de la ingeniería aeronáutica, donde se requiere transferir las cargas aerodinámicas obtenidas de modelos como redes de vórtices o paneles a modelos de cálculo estructural, como NASTRAN o ANSYS.

La principal dificultad radica en que los puntos de aplicación de las fuerzas aerodinámicas no coinciden con los nodos de entrada de carga en la estructura. Para resolver este problema, se propone la creación de una estructura virtual, o estructura equivalente, que permita transferir las cargas del modelo aerodinámico al modelo estructural, conservando los esfuerzos seccionales de corte, momento flector y torsor del sistema original. Esto se logra mediante una matriz de transformación simple pero efectiva. La metodología que presentamos en este informe se basa en trabajos previos realizados por Schmitt en 1956⁽¹⁾ y Rodden en 1959⁽²⁾, quienes desarrollaron este enfoque para aplicaciones de aeroelasticidad. Posteriormente, en la década de 1970, esta metodología fue incorporada al software NASTRAN en un trabajo de Rodden, Harder y Bellinger titulado "Aeroelastic Addition to NASTRAN" en 1979⁽³⁾, y se denominó "Theory for linear Splines". Desde entonces hasta la actualidad, esta metodología ha continuado siendo utilizada en las diversas versiones de NASTRAN, incluyendo aquellas desarrolladas por Siemens y Hexagon.⁽⁴⁾.

En este informe se presenta una versión del método que fue desarrollada en la FMA en 1989 para el programa CBA-123. Desde entonces, ha sido ampliamente aplicada en numerosos desarrollos aeronáuticos nacionales a lo largo de las últimas tres décadas.

METODOLOGÍA

Relación entre las fuerzas de ambos sistemas

La condición de equivalencia de dos sistemas de carga que actúan sobre un mismo objetivo consiste en lograr que produzcan los mismos efectos sobre dicho objetivo. Una manera de lograr este resultado es planteando la condición de equilibrio de una estructura ficticia que vincule ambos sistemas. Las fuerzas

desconocidas son las reacciones generadas cuando actúa la fuerza del primer sistema. En el contexto de cálculos aerodinámicos y estructurales, es necesario transferir la carga entre los modelos geométricos utilizados. Siguiendo el procedimiento descrito, los puntos de aplicación de las fuerzas y momentos en un modelo de carga se relacionan con los nodos de un modelo de estructura mediante elementos prismáticos. Esta vinculación asegura que cada punto de aplicación de las cargas se conecte con cada uno de los nodos de la estructura, generando así una estructura virtual en forma de marco rígido tridimensional en el caso más general. Esta vinculación entre los dos modelos sirve para encontrar la influencia de cada carga dato sobre cada carga incógnita, es decir, una función de redistribución que transforma un sistema en el otro.

Sea el sistema de carga $\{F_a\}$, asociado al modelo de cargas aerodinámicas, a, y el sistema de cargas $\{F_e\}$, asociado al modelo de estructuras, e, se tiene:

$$\{F_a\} = [K_{aa}] \{\Delta_a\} \quad (1)$$

$$\{F_e\} = [K_{ea}] \{\Delta_a\} \quad (2)$$

Siendo K_{aa} y K_{ea} las matrices de rigidez que relacionan los desplazamientos en los puntos de aplicación de las cargas aerodinámicas, Δ_a , con las fuerzas en ambos sistemas. Con la condición de que ambas deformaciones sean iguales, se tiene:

$$\{F_e\} = [K_{ea}] [K_{aa}]^{-1} \{F_a\} \quad (3)$$

Llamando

$$[C] = [K_{ea}] [K_{aa}]^{-1} \quad (4)$$

La ec. (3) puede ser expresada como:

$$\{F_e\} = [C] \{F_a\} \quad (5)$$

Siendo C la matriz de redistribución buscada que relaciona las fuerzas de ambos modelos.

Obtención de la matriz de redistribución

Para obtener la matriz C que relaciona las fuerzas del sistema aerodinámico con las fuerzas estructurales, se propone crear una estructura virtual en forma de marco rígido plano o tridimensional. Esta estructura estará conformada por vigas que conectan cada punto de aplicación de fuerza del sistema aerodinámico con cada uno de los puntos de entrada de carga de la estructura.

La estructura esqueleto propuesta presenta las siguientes características:

- Los nodos del modelo de estructura se consideran como apoyos empotados, por lo tanto, en los mismos actuarán las reacciones $\{F_e\}$.
- Las uniones de los elementos que concurren los puntos de aplicación de las cargas $\{F_a\}$ se consideran rígidas.
- Se asume que el comportamiento elástico de esta estructura virtual depende de las vigas que la componen.

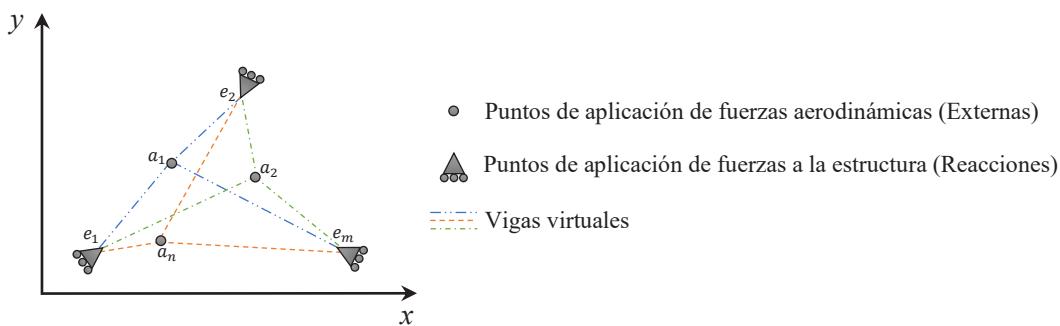


Figura 1: Modelo de estructura virtual

Una estructura virtual así definida es susceptible de ser tratada con la teoría de la elasticidad, siendo las matrices de rigidez de las vigas en coordenadas globales:

$$K_{ii}^j = \begin{bmatrix} \frac{12}{l^3} EI_y & -\frac{6s}{l^2} EI_y & \frac{6c}{l^2} EI_y \\ \frac{c^2}{l} GJ + \frac{4s^2}{l} EI_y & \frac{sc}{l} GJ - \frac{4sc}{l} EI_y \\ Sim & \frac{s^2}{l} GJ + \frac{4c^2}{l} EI_y \end{bmatrix} \quad K_{ij} = \begin{bmatrix} -\frac{12}{l^3} EI_y & -\frac{6s}{l^2} EI_y & \frac{6c}{l^2} EI_y \\ -\frac{6s}{l^2} EI_y & -\frac{c^2}{l} GJ + \frac{2s^2}{l} EI_y & -\frac{sc}{l} GJ - \frac{2sc}{l} EI_y \\ -\frac{6c}{l^2} EI_y & -\frac{sc}{l} GJ - \frac{2sc}{l} EI_y & -\frac{s^2}{l} GJ + \frac{2c^2}{l} EI_y \end{bmatrix} \quad (6)$$

siendo los cosenos directores: $c = \frac{x_i - x_j}{L}$ y $s = \frac{y_i - y_j}{L}$

De las matrices de rigideces en coordenadas globales, (6), cada fila representa, respectivamente, la fuerza de corte, momento en x y momento en y . Al ensamblar toda la estructura se tiene:

$$\begin{Bmatrix} F_{z_i} \\ M_{x_i} \\ M_{y_i} \\ F_{z_j} \\ M_{x_j} \\ M_{y_j} \\ \vdots \\ F_{z_n} \\ M_{x_n} \\ M_{y_n} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} K_{ii} & K_{ij} & K_{ia} & \dots & K_{in} \\ & K_{jj} & K_{ja} & \dots & K_{jn} \\ Sim & & & \dots & K_{nn} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \Delta_{z_i} \\ \theta_{x_i} \\ \theta_{y_i} \\ \Delta_{z_j} \\ \theta_{x_j} \\ \theta_{y_j} \\ \vdots \\ \Delta_{z_n} \\ \theta_{x_n} \\ \theta_{y_n} \end{Bmatrix} \quad (7)$$

La particularidad de la ecuación matricial anterior es la de poseer cantidades conocidas e incógnitas en ambos miembros. El vector de la izquierda no solo incluye las fuerzas y momentos aplicados en los nodos, sino también las reacciones en los apoyos. Análogamente el vector de la derecha contiene también desplazamientos conocidos (nulos en los apoyos) y los desplazamientos desconocidos en los nudos libres. La matriz K representa la matriz virtual que vincula a ambos vectores.

Reordenando la matriz anterior según el modelo de estructura virtual, Figura 1, y agrupando las distintas fuerzas y momentos, se puede escribir en forma simplificada como:

$$\begin{Bmatrix} F_e \\ F_a \\ M_0 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} K_{aa} & K_{ab} \\ Sim & K_{bb} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \Delta_e^0 \\ \Delta_a \\ \theta \end{Bmatrix} \quad (8)$$

Siendo:

F_e : Fuerzas de reacción F_z de la estructura virtual. Representa las fuerzas redistribuidas que ingresan a la estructura real cambiadas de signo. (Incógnita)

F_a : Fuerzas exteriores F_z de la estructura virtual. Representa las fuerzas aerodinámicas a redistribuir. (Datos)

M : Momentos exteriores y actuantes en los apoyos, siendo todos nulos. (Datos)

Δ_e : Desplazamiento en la dirección z en los apoyos, siendo los mismos nulos. (Datos)

Δ_a : Desplazamiento en la dirección z en los puntos de aplicación de carga. (Incógnita)

θ : Rotaciones en x e y , tanto en los puntos de aplicación de carga como en los apoyos. (Incógnita)

La matriz (8) puede ser subdividida en dos como se muestra a continuación:

$$\{F_e\} = [K_{ab}] \begin{Bmatrix} \Delta_a \\ \theta \end{Bmatrix} \quad (9)$$

$$\begin{Bmatrix} F_a \\ 0 \end{Bmatrix} = [K_{bb}] \begin{Bmatrix} \Delta_a \\ \theta \end{Bmatrix} \quad (10)$$

Se observa que K_{bb} es una matriz cuadrada simétrica. Premultiplicando por su inversa en ambos miembros de la ec. (10) se tiene:

$$\begin{Bmatrix} \Delta_a \\ \theta \end{Bmatrix} = [K_{bb}]^{-1} \begin{Bmatrix} F_a \\ 0 \end{Bmatrix} \quad (11)$$

Siendo m el número de nodos de estructura, e , y n el número de nodos de aerodinámica, a , la matriz K_{bb} , y su inversa, tienen dimensiones de $(2 \cdot m + 3 \cdot n) \times (2 \cdot m + 3 \cdot n)$. Debido a que los momentos del vector

de la derecha son nulos, la inversa de la matriz K_{bb} puede ser reducida a una matriz de tamaño $(2 \cdot m + 3 \cdot n) \times (n)$. Con la matriz reducida $[k_{bb}]^{-1}$, la ec. (11) se puede escribir:

$$\begin{Bmatrix} \Delta_a \\ \theta \end{Bmatrix} = [k_{bb}]^{-1} \{F_a\} \quad (12)$$

Volviendo a la ec. (9) se observa que la matriz K_{ab} es de dimensiones $(m) \times (2 \cdot m + 3 \cdot n)$. Cómo los desplazamientos de la estructura virtual $\begin{Bmatrix} \Delta_a \\ \theta \end{Bmatrix}$ son los mismos en (9) y (12), reemplazando en (9):

$$\{F_e\} = [K_{ab}] [k_{bb}]^{-1} \{F_a\} \quad (13)$$

Llamando:

$$[C] = [K_{ab}] [k_{bb}]^{-1} \quad (14)$$

Siendo C una matriz de $(m) \times (n)$, la ecuación (13) queda finalmente expresada como:

$$\{F_e\} = [C] \{F_a\} \quad (15)$$

La matriz C representa la función de redistribución buscada y se la puede definir como una matriz de transformación de un sistema de carga a otro. Se debe notar que esta solución al problema planteado implica que cuando ambos sistemas de fuerzas solicitan la estructura virtual, ésta se encuentra en equilibrio. Esto significa que F_a y F_e tienen la misma resultante con signo opuesto. Luego las fuerzas distribuidas finales se obtienen cambiando de signo a las reacciones F_e . Cuando estas cargas sean aplicadas a la estructura real producirán el mismo efecto que el sistema de fuerza original.

Originalmente, este método fue desarrollado para estudios sobre aeroelasticidad, donde el conocimiento de las deformaciones resulta esencial. Por tal motivo, una vez que la estructura es conocida, se pueden obtener las matrices de rigidez mediante una interpolación spline de superficie⁽³⁾.

Sin embargo, surge un problema en la etapa inicial del cálculo estructural estático, ya que la rigidez estructural aún no es conocida. No obstante, resulta necesario estimar las cargas que actúan en los nodos de la estructura. En este contexto, se propone asumir que tanto EI como GJ , es decir, las rigideces a flexión y torsión de cada barra son unitarias. Con esta suposición, se logra que las relaciones entre ambos sistemas de fuerza dependan únicamente de la ubicación relativa de sus puntos de aplicación.

RESULTADOS

En la Figura 2 se muestra una redistribución de cargas en el que la fuerza original de 100 [N] se encuentra en el origen, $y = 0$ [m], redistribuidos en 10 puntos desde -1 a 1 con paso 0.2. Se observa que los puntos más cercanos toman un alto porcentaje de la carga, disminuyendo la misma en forma exponencial con la distancia.

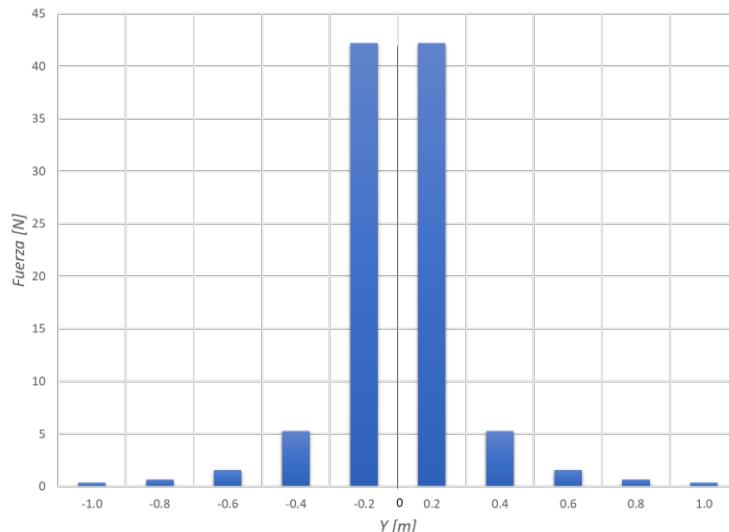


Figura 2: Redistribución de Carga de 100 [N] aplicada en $y = 0$ [m]

En otro ejemplo, en la Figura 3, se presentan los puntos de aplicación de cargas de los modelos aerodinámico y estructural del ala de una aeronave.

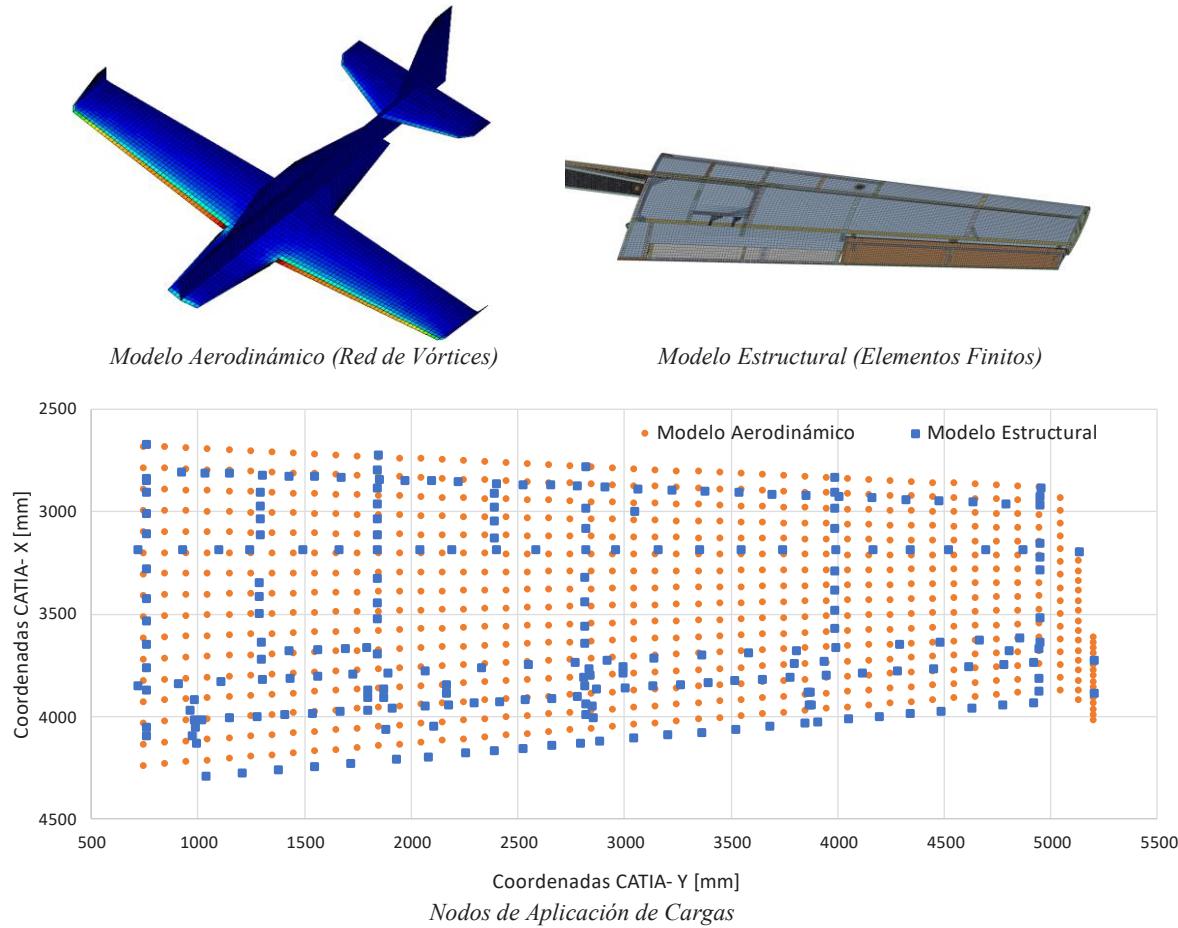


Figura 3: Redistribución de Cargas sobre el ala de una aeronave – Geometría

En la Figura 4 se presentan los esfuerzos integrados de corte, momento flector y momento torsor original (modelo aerodinámico) y redistribuido (modelo estructural). Se observa una excelente concordancia entre los mismos.

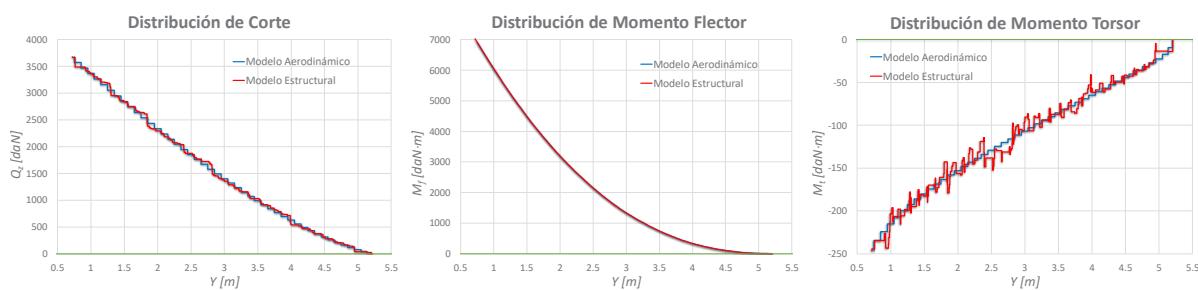


Figura 4: Redistribución de Cargas sobre el ala de una aeronave – Esfuerzos Integrados

CONCLUSIONES

En este trabajo, se ha presentado un método matricial general para la redistribución de cargas, empleando estructuras virtuales. El enfoque propuesto se demuestra como una solución versátil aplicable en diversas situaciones, particularmente como interfaz entre fenómenos fluidos y elásticos.

El ejemplo de aplicación ilustra que, a pesar de la aparente simplicidad del método, se pueden lograr resultados numéricos de alta calidad. La combinación de esto con el bajo tiempo de CPU requerido por cada caso de redistribución de carga, consolida su eficacia como una herramienta altamente eficiente para su implementación en la industria.

REFERENCIAS

1. Schmitt, Alfred F. *A Least Squares Matrix Interpolation of Flexibility Influence Coefficients*. Ryan Aeronautical Company. San Diego, California : Journal of the Aeronautical Sciences - October, 1956, 1956. pág. 980.
2. Rodden, William P. *Further Remarks on Matrix Interpolation of Flexibility Influence Coefficients*. North American Aviation, Inc., Los Angeles, Calif. Los Angeles, California : Journal of the Aero/Space Sciences - November, 1959, 1959. págs. 760-761.
3. Rodden, William P., Harder, Robert L. y Bellinger, E. Dean. *Aeroelastic Addition to NASTRAN*. Los Angeles, California : MacNeal-Schwendler Corporation, NASA Contractor Report 3094, 1979.
4. Hexagon. *MSC Nastran 2022.4 - Aeroelastic Analysis User's Guide*. s.l. : Hexagon AB, 2022.

APLICACIÓN DEL CRITERIO SIMPLIFICADO DE PREVENCIÓN DE FLUTTER A LA ESTRUCTURA Y SUPERFICIES DE CONTROL DE LA AERONAVE IA-100 B/C

A. Liberatto^[a], M. Vianello^[b] y W. Mendez^[b]

^[a]Departamento de Mecánica, Facultad de Ingeniería, CRUC-IUA, UNDEF.

^[b]Fábrica Argentina de Aviones “Brigadier San Martín” S. A., Córdoba, Argentina.

Email: aliberatto@iua.edu.ar

RESUMEN

Este trabajo presenta la aplicación del Criterio Simplificado de Prevención de Flutter a la estructura y conjunto de superficies móviles de la aeronave IA-100 B/C que, como parte del proceso de diseño del avión, busca evaluar la necesidad de rigidizar el ala y/o balancear las superficies de control a fin de evitar la ocurrencia de fenómenos aeroelásticos no deseados. El procedimiento se establece en el documento FAA’s Airframe and Equipment Engineering Report No. 45 y se utiliza para evaluar y evitar la ocurrencia de flutter, divergencia e inversión de comandos. El estudio se enfoca en revisar la respuesta aeroelástica del ala (parte fija) a través de su rigidez torsional y evaluar el balance estático necesario para alerones, timón de profundidad, timón de dirección y compensadores (trim tabs). Para la estructura de la aeronave IA-100 B/C, el ala cumple con el criterio de rigidez torsional, mientras que los alerones, el elevador y el timón de dirección requieren la adición de masas de balance. En el marco del mismo trabajo se plantea un esquema de balance que satisface las pautas del criterio simplificado de prevención de flutter, utilizando masas distribuidas y concentradas en puntos específicos de las superficies de control; y que cumple además con los requerimientos de diseño y cálculo definidos en el marco del programa.

Palabras clave: CRITERIO, BALANCE, CONTRAPESO, FLUTTER.

INTRODUCCIÓN

La base de certificación establecida para el Programa IA-100 B/C es CFR Part 23 (Ref.: [3]) y adopta como medio de cumplimiento aceptado a las especificaciones estándar ASTM. Como parte de este marco regulatorio, la especificación ASTM F3093 (Ref.: [2]) establece los requerimientos aeroelásticos que debe cumplir la aeronave, aceptando en el apartado ASTM F3093 4.4 el empleo del **Report N° 45 de la FAA** (Ref.: [4]) como medio de substanciación. El punto ASTM F3093 4.4 es aplicable en la medida que el diseño del IA-100 B/C atienda a los apartados ASTM F3093 4.4.1, 4.4.2 y 4.4.3.

El diseño del AI-100 B/C atiende a estos apartados ya que: (i) **4.4.1** - la velocidad de picada de diseño del avión es: $V_D = 250$ kts (Ref.: [5]) < 260 kts, (ii) **4.4.2** - el diseño no prevé grandes concentraciones de masa a lo largo de la envergadura del ala por lo que los criterios de rigidez torsional del ala y de balance de alerones, son aplicables¹ y (iii) **4.4.3** - el diseño es convencional, no presenta cola en T, ni distribución inusual de masas, y cuenta con deriva (parte fija del empenaje vertical) y estabilizador (parte fija del empenaje horizontal). Por lo tanto, el Report

¹Si bien los tanques de combustibles se encuentran integrados al ala, no se encuentran ubicados hacia los sectores más externos (punteras).

Nº 45 de la FAA es aplicable.

Luego, el objetivo del trabajo es revisar la respuesta aeroelástica del ala (parte fija) a través de su rigidez torsional y evaluar el balance estático necesario para ailerones, timón de profundidad, timón de dirección y compensadores (trim tabs), para así evitar la ocurrencia de fenómenos aeroelásticos no deseados tales como flutter, divergencia e inversión de comandos.

METODOLOGÍA

Criterio de Rigidez Torsional del Ala

El criterio de rigidez torsional del ala plantea que el **factor de flexibilidad torsional del ala** F , calculado como:

$$F = \int \theta_i c_i^2 ds \quad (1)$$

No debe exceder al factor de flexibilidad \hat{F} , definido como:

$$\hat{F} = \frac{200}{V_D^2} \quad (2)$$

Donde:

θ_i : Giro por unidad de momento torsor en la estación i , expresado en [rad/(lb*ft)].

c_i : Cuerda del ala en la estación i , en [ft].

ds : Incremento de envergadura/ancho de faja, en [ft]. (Ver Figura 1)

V_D : Velocidad de picada de diseño del avión, en [mph].

La velocidad de picada de diseño V_D es dato (Ref.: [5]), mientras que la estimación del factor de flexibilidad torsional del ala requiere dividir en fajas a la extensión de semi-ala que contiene al ailerón y considerar: el ancho de estas fajas (ds), la cuerda media de cada una de ellas (c_i) y el giro por unidad de momento torsor en la estación central de cada faja (θ_i).

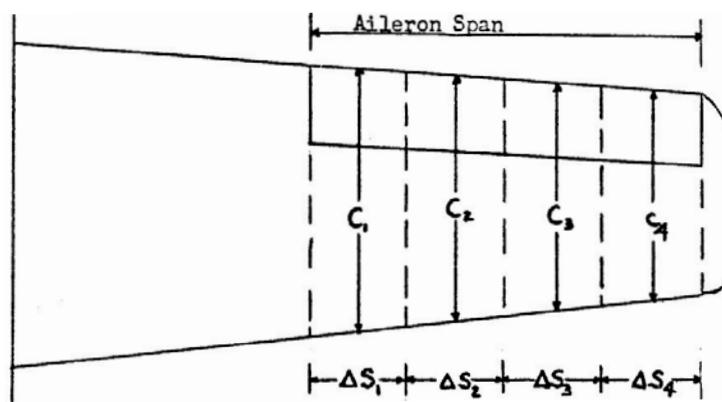


Figura 1: Criterio de rigidez torsional del ala (Ref.: [4]).

Para calcular θ_i , se aplica un momento torsor arbitrario en una estación de ala, hacia la puntera y por fuera del extremo del ailerón². La Tabla 2 presenta los giros por unidad de momento torsor generados desde el modelo FEM del Ala, cuando se aplica un momento torsor en las punteras, manteniendo las restricciones cinemáticas del ala en la región de raíz³.

²En este trabajo el momento torsor se aplica a la costilla de puntera (estructural) de la parte fija del ala.

³En concordancia con la forma de unión Ala-Fuselaje definida.

Parámetro	Símbolo	Valor	Unidad
Velocidad de picada de diseño	V_D	250 (287)	kts (mph)
Ancho de las fajas divisorias	ds	0.238 (0.781)	m (ft)
Momento torsor aplicado (puntera)	T	1×10^5 (73665)	N*m (lb*ft)

Tabla 1: Parámetros para la aplicación del Criterio de Rigidez Tosional del Ala.

Estación [#]	ds [m (ft)]	c_i [m (ft)]	θ_i [rad/(lb*ft)]	ΔF [rad*ft ² /lb]
1		1.321 (4.333)	4.077×10^{-6}	5.980×10^{-5}
2		1.288 (4.227)	4.439×10^{-6}	6.196×10^{-5}
3		1.256 (4.120)	5.236×10^{-6}	6.945×10^{-5}
4		1.223 (4.014)	5.928×10^{-6}	7.461×10^{-5}
5	0.238 (0.781)	1.191 (3.907)	7.111×10^{-6}	8.482×10^{-5}
6		1.159 (3.801)	7.987×10^{-6}	9.015×10^{-5}
7		1.126 (3.695)	9.064×10^{-6}	9.666×10^{-5}
8		1.094 (3.588)	9.842×10^{-6}	9.899×10^{-5}
9		1.061 (3.482)	1.071×10^{-5}	1.014×10^{-4}
F [rad*ft ² /lb] \approx				7.379×10^{-4}

Tabla 2: Valores estimados para los parámetros de estimación del factor de flexibilidad torsional del ala (F).

A partir de los valores de la Tabla 2, estimados con los parámetros listados en la Tabla 1, se obtiene un factor de flexibilidad torsional del ala F , igual a: $F = 7,379 \times 10^{-4} \frac{\text{rad*ft}^2}{\text{lb}}$. Mientras que, para la velocidad de picada de diseño indicada en la Tabla 1, el factor de flexibilidad torsional, resulta $\hat{F} = 2,428 \times 10^{-3} \frac{\text{rad*ft}^2}{\text{lb}}$.

Como $F = 7,379 \times 10^{-4} \frac{\text{rad*ft}^2}{\text{lb}} < \hat{F} = 2,428 \times 10^{-3} \frac{\text{rad*ft}^2}{\text{lb}}$, el criterio de rigidez torsional del ala se satisface.

Criterio de Balance de Alerones

El criterio de balance de alerones establece que el **coeficiente de balance dinámico K/I** , obtenido de la Figura 3 a partir de la velocidad de picada de diseño V_D , no debe ser excedido por el parámetro de balance \hat{K}/I , calculado a partir de los datos de la Tabla 3.

Donde:

K : Producto de inercia del alerón, en [lb*ft²].

I : Momento de inercia del alerón con respecto a su eje de charnela, en [lb*ft²].

La velocidad de picada de diseño V_D es dato (Ref.: [5]). El producto de inercia del alerón K , calculado con respecto al sistema de ejes O-Y (ver Figura 2, o la página 15 del documento Ref.: [4]) y el momento de inercia del alerón I , calculado con respecto a su eje de charnela (H.L.), se determinan a partir de estimaciones de: (i) masa, (ii) momento de inercia propio, (iii) distancia del centro de gravedad del alerón al eje de charnela y (iv) distancia del centro de gravedad del alerón al eje O-O, considerado en la estación de unión Ala-Fuselaje (ver páginas 5 y 15 del documento Ref.: [4])⁴. Las estimaciones se realizan con datos iniciales extraídos del modelo FEM del alerón.

⁴Notar que el ángulo ϕ entre el eje de charnela de los alerones y el eje longitudinal del avión es de 93.6° , muy próximo a 90° .

Parámetro	Símbolo	Valor	Unidad
Velocidad de picada de diseño	V_D	250 (287)	kts (mph)
Masa del alerón ($\times 1$)	m_a	5.64 (12.42)	Kg (lb)
Posición del CG del alerón (H.L.)	$x_{CG-H.L.}$	0.086 (0.28)	m (ft)
Posición del CG del alerón (XY)	y_{xy}	3.788 (12.43)	m (ft)
Ángulo del H.L. del alerón (O-O)	ϕ	86.4 (1.51)	° (rad)
Momento de inercia propio del alerón @ CG	I_p	0.058 (1.38)	Kg^*m^2 (lb^*ft^2)
Producto de inercia del alerón @ X-Y	K_{xy}	1.837 (43.56)	Kg^*m^2 (lb^*ft^2)
Distancia de la pestaña del L.E. (H.L.)	$x_{L.E.-H.L.}$	0.084 (0.276)	m (ft)
Producto de inercia del alerón @ O-Y	K	1.827 (43.32)	Kg^*m^2 (lb^*ft^2)
Momento de inercia del alerón @ H.L.	I	0.100 (2.37)	Kg^*m^2 (lb^*ft^2)

Tabla 3: Resumen de parámetros para la aplicación del Criterio de Balance de Alerones.

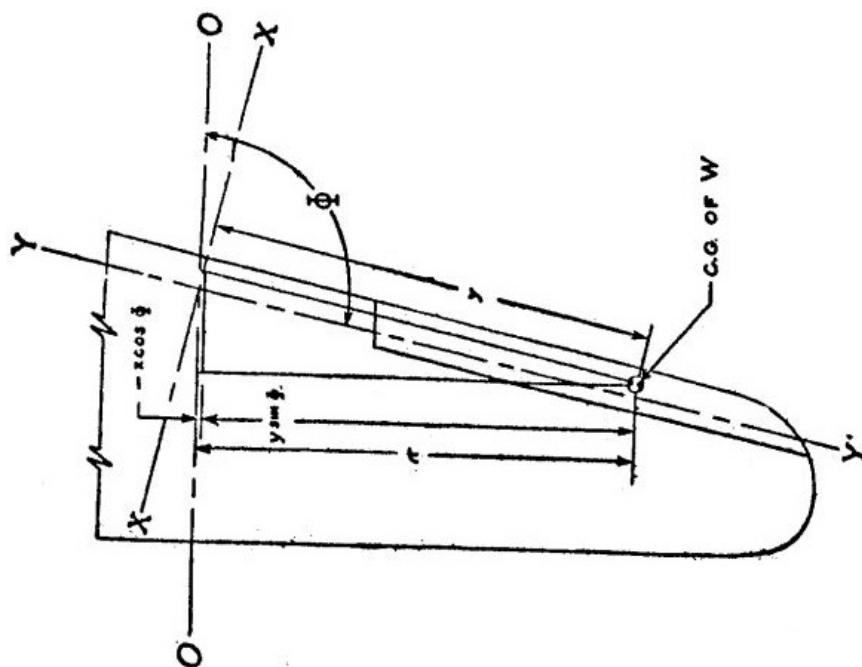


Figura 2: Eje de charnela del alerón, línea O-O y sistemas de referencia X-Y y O-Y (Ref.: [4]).

Para los valores que se listan en la Tabla 3, el coeficiente de balance dinámico resulta $\hat{K}/I = 18,3$, mientras que utilizando la curva de la Figura 3, para el valor de la velocidad de picada de diseño del avión V_D , se obtiene un coeficiente de balance dinámico K/I , igual a $K/I = 0,2$.

Como $K/I = 0,2 < \hat{K}/I = 18,3$, el criterio de balance de alerones no se cumple y la superficie de control **tiene que ser balanceada**.

Para obtener $K/I = \hat{K}/I = 0,2$, es necesario contrapesar cada alerón de modo que el centro de gravedad del conjunto (alerón + contrapeso) se adelante y posicione a **no más de 0.5 mm, por detrás del eje de charnela**. Luego, la posición permitida más atrasada para el centro de gravedad del conjunto (alerón + contrapeso) resulta muy próxima a la línea del eje de charnela y el balanceo estático necesario es del 100 %.

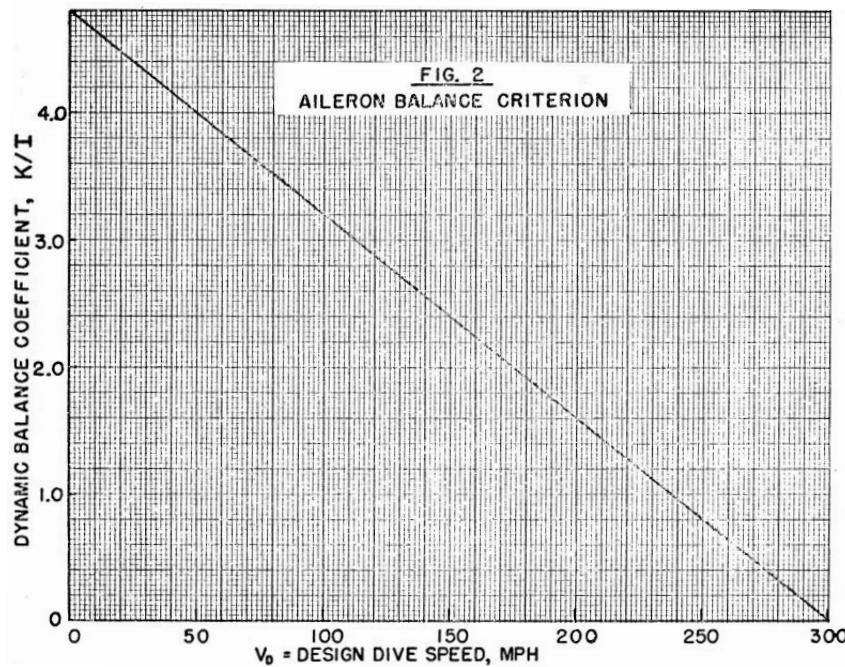


Figura 3: Criterio de balance de Alerones (Ref.: [4]).

Criterio de Balance del Elevador

Conforme con el criterio de balance del elevador, cada semi-elevador (solo un lado - se los trata por separado) debe estar dinámicamente balanceado para evitar una forma de flutter simétrica del elevador (modo de ejes paralelos - flexión vertical del fuselaje y rotación simétrica del elevador), así como también de un modo de flutter antisimétrico (de ejes perpendiculares - torsión del fuselaje, rotación antisimétrica del elevador). Adicionalmente, si la frecuencia antisimétrica del elevador es mayor que 1.5 veces la frecuencia de torsión del fuselaje, no es necesario aplicar el criterio de ejes perpendiculares.

Modo de Ejes Paralelos

Se define el **parámetro de velocidad de flutter** V_f , como:

$$V_f = \frac{V_D}{bf_h} \quad (3)$$

El criterio establece que el **parámetro de balance** γ , obtenido de la Figura 4 a partir del parámetro de velocidad de flutter V_f , no debe ser excedido por el parámetro de balance $\hat{\gamma}$, calculado a partir de la relación:

$$\hat{\gamma} = \frac{bS_\beta}{I} \quad (4)$$

Donde:

- S_β : Balance estático del semi-elevador con respecto a su eje de charnela, en [lb*ft].
- I : Momento de inercia del semi-elevador respecto a su eje de charnela, en [lb*ft²].
- b : Semi-cuerda del EH - 'mitad de la semi-envergadura' (midspan), en [ft].
- V_D : Velocidad de picada de diseño del avión, en [mph].
- f_h : Frecuencia en flexión vertical del fuselaje, en [cpm].

Parámetro	Símbolo	Valor	Unidad
Velocidad de picada de diseño	V_D	250 (287)	kts (mph)
Semi-cuerda del EH @ $b_{eh}/4$	b	0.483 (1.58)	m (ft)
Frecuencia en flexión vertical del fuselaje	f_h	14.8 (888)	Hz (cpm)
Masa del semi-elevador	m_e	7.365 (16.22)	Kg (lb)
Envergadura del EH	b_{eh}	3.6 (11.81)	m (ft)
Cuerda del EH @ $b_{eh}/4$	c_{eh}	0.965 (3.17)	m (ft)
Posición del CG del semi-elevador (H.L.)	x_{cg-hl}	0.133 (0.435)	m (ft)
Momento de inercia propio del elevador @ CG	I_p	0.196 (4.65)	$\text{Kg}^*m^2 (\text{lb}^*\text{ft}^2)$
Distancia del cuerno del semi-elevador (H.L.)	$x_{H-H.L.}$	0.120 (0.394)	m (ft)
Momento estático del semi-elevador @ H.L.	S_β	0.976 (7.05)	$\text{Kg}^*m (\text{lb}^*\text{ft})$
Momento de inercia del semi-elevador @ H.L.	I	0.325 (7.72)	$\text{Kg}^*m^2 (\text{lb}^*\text{ft}^2)$

Tabla 4: Resumen de parámetros para la aplicación del Criterio de Balance del Elevador (Ejes Paralelos).

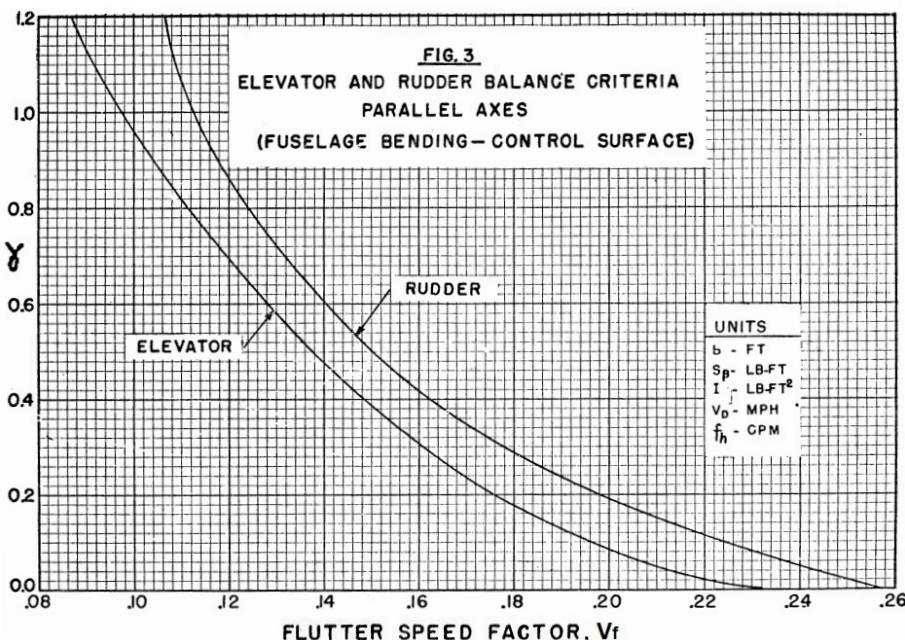


Figura 4: Criterio de balance de Elevador y Timón de Dirección. Ejes Paralelos: Flexión del Fuselaje - Superficie de Control (Ref.: [4]).

La velocidad de picada de diseño V_D es dato, la semi-cuerda (50 %c) del empenaje horizontal a la mitad de la semi-envergadura del mismo b , se mide sobre el modelo FEM del empenaje horizontal y la frecuencia de vibración libre del fuselaje posterior en flexión vertical f_h , se estima a partir del modelo de elementos finitos del fuselaje. Por su parte, el momento estático S_β y el momento de inercia I , se calculan con respecto al eje de charnela del elevador, usando estimaciones de: (i) masa, (ii) posición del centro de gravedad del elevador y (iii) momento de inercia propio del elevador.

Para los valores que se listan en la Tabla 4, el parámetro de velocidad de flutter resulta $V_f = 0.20 \frac{\text{mph}}{\text{ft cpm}}$ y el parámetro de balance $\hat{\gamma}$, es igual a $\hat{\gamma} = 1.45$, mientras que utilizando la curva de la Figura 4 que corresponde al elevador para el valor de V_f calculado, se obtiene un parámetro de balance γ , igual a $\gamma = 0.08$.

Como $\gamma = 0,08 < \hat{\gamma} = 1,45$, el **criterio de balance del elevador (ejes paralelos)** no se cumple y la superficie de control **tiene que ser balanceada**. Para obtener $\gamma = \hat{\gamma} = 0,08$, es necesario contrapesar el elevador de modo que el centro de gravedad del conjunto (elevador + contrapeso) se adelante y acerque al eje de charnela, quedando **posicionado a no más de 4.4 mm, por detrás del mismo**. Así, la posición permitida más atrasada del centro de gravedad del conjunto (elevador + contrapeso) es **4.4 mm por detrás del eje de charnela del elevador**.

Modo de Ejes Perpendiculares

Antes de aplicar el criterio de balance del elevador frente al modo de flutter antisimétrico, se realiza un chequeo en términos de comparación de frecuencias. Esta instancia de control revisa que el modo en cuestión no se produzca, verificando que la frecuencia natural del modo antisimétrico del elevador resulte mayor a 1.5 veces la frecuencia natural en torsión del fuselaje (posterior).

Con base en los resultados de los modelos de elementos finitos del elevador y el fuselaje, se encuentran las frecuencias de vibración libre detalladas en la Tabla 5, asociadas a los siguientes modos de vibración libre: antisimétrico del elevador y torsional del fuselaje.

Parámetro	Símbolo	Valor	Unidad	Obs.
Frecuencia antisimétrica del elevador	$f_{antis elev}$	36.9	Hz	Modo antisimétrico del elevador
Frecuencia en torsión del fuselaje	f_α	47.9	Hz	Modo torsional del fuselaje

Tabla 5: Frecuencias naturales del elevador y del fuselaje posterior para los modos antisimétrico y torsional, respectivamente.

Con estos valores de frecuencia, se encuentra $\frac{f_{antis elev}}{f_\alpha} = 0,77$. Por lo tanto, como $f_{antis elev} = 0,77f_\alpha < 1,5f_\alpha$, el criterio por comparación de frecuencias para el modo de ejes perpendiculares no se satisface y es necesario aplicar el Criterio de Ejes Perpendiculares.

Así, se define el **parámetro de velocidad de flutter** V_f , como:

$$V_f = \frac{V_D}{bf_\alpha} \quad (5)$$

El criterio establece que, para cada semi-elevador, el **parámetro de balance** λ , obtenido de la Figura 5 a partir del parámetro de velocidad de flutter V_f , no debe ser excedido por el parámetro de balance $\hat{\lambda}$, calculado a partir de la relación:

$$\hat{\lambda} = \frac{bK}{SI} \quad (6)$$

Donde:

- S : Semi-envergadura del empenaje horizontal, en [ft].
- b : Semi-cuerda del EH - 'mitad de la semi-envergadura' (midspan), en [ft].
- K : Prod. de inercia del semi-elevador - línea central del EH y H.L., en [lb*ft²].
- I : Momento de inercia del semi-elevador respecto a su eje de charnela, en [lb*ft²].
- f_α : Frecuencia en torsión del fuselaje, en [cpm].

La velocidad de picada de diseño V_D es dato, la semi-cuerda (50%c) del empenaje horizontal, a mitad de semi-envergadura b , se mide sobre el modelo FEM y la frecuencia de vibración libre del fuselaje posterior en torsión f_α , se estima a partir del modelo de elementos finitos del fuselaje.

Parámetro	Símbolo	Valor	Unidad
Velocidad de picada de diseño	V_D	250 (287)	kts (mph)
Semi-cuerda del EH @ $b_{eh}/4$	b	0.483 (1.58)	m (ft)
Frecuencia torsional del fuselaje	f_h	47.9 (2874)	Hz (cpm)
Masa del semi-elevador	m_e	7.365 (16.22)	Kg (lb)
Envergadura del EH	b_{eh}	3.6 (11.81)	m (ft)
Cuerda del EH @ $b_{eh}/4$	c_{eh}	0.965 (3.17)	m (ft)
Posición del CG del semi-elevador (H.L.)	x_{cg-hl}	0.133 (0.435)	m (ft)
Posición del CG del semi-elevador (O-O)	y_{o-o}	0.695 (2.28)	m (ft)
Ángulo del H.L. del semi-elevador (O-O)	ϕ	90 (1.57)	° (rad)
Momento de inercia propio semi-elevador @ CG	I_p	0.196 (4.65)	Kg*m² (lb*ft²)
Producto de inercia semi-elevador @ H.L. & XZ	K	0.678 (16.08)	Kg*m² (lb*ft²)
Semi-envergadura del EH	S	1.8 (5.91)	m (ft)
Momento de inercia del elevador @ H.L.	I	0.325 (7.72)	Kg*m² (lb*ft²)

Tabla 6: Resumen de parámetros para la aplicación del Criterio de Balance del Elevador (Ejes Perpendiculares).

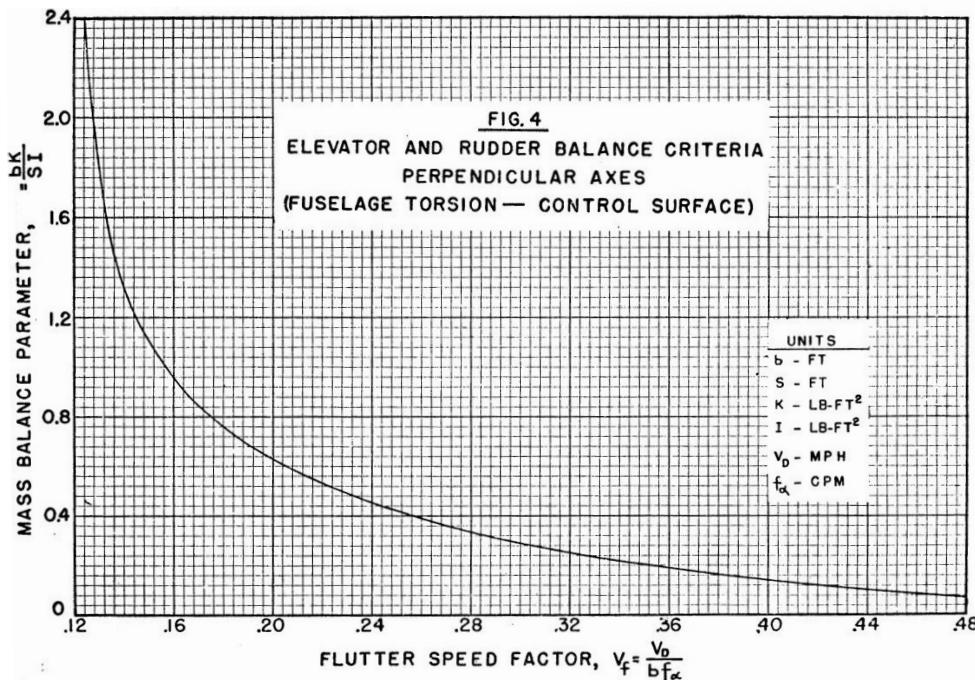


Figura 5: Criterio de balance de Elevador y Timón de Dirección. Ejes Perpendiculares: Torsión del Fuselaje - Superficie de Control (Ref.: [4]).

La semi-envergadura del empenaje horizontal S , se mide sobre el modelo FEM. El producto de inercia del semi-elevador K , calculado con respecto al sistema de ejes definido por el eje de charnela y el eje longitudinal del avión (plano de simetría XZ)⁵ y el momento de inercia del semi-elevador I , calculado con respecto al eje de charnela, se obtienen a partir de estimaciones de: (i) masa, (ii) momento de inercia propio del semi-elevador, (iii) distancia del centro de gravedad del semi-elevador al eje de charnela y (iv) distancia del centro de gravedad del semi-elevador al eje longitudinal del avión (XZ). Las estimaciones se realizan con datos iniciales extraídos del modelo FEM del elevador.

⁵El ángulo ϕ entre el eje de charnela de los semi-elevadores y el eje longitudinal del avión es de 90°.

Para los valores que se listan en la Tabla 6, el parámetro de velocidad de flutter resulta $V_f = 0,06 \frac{\text{mph}}{\text{ft cpm}}$ y el parámetro de balance $\hat{\lambda}$, igual a $\hat{\lambda} = 0,56$. Utilizando la curva de la Figura 5 para el valor de V_f calculado, se obtiene un parámetro de balance λ , de al menos $\lambda > 2,4$.

Como $\lambda > 2,4 > \hat{\lambda} = 0,56$, el **criterio de balance del elevador (ejes perpendiculares) se satisface** y la superficie de control **no requiere balance** en relación con este modo.

Criterio de Balance del Timón de Dirección

Para la aplicación del criterio de balance del timón de dirección, se emplean las definiciones de **parámetro de velocidad de flutter** V_f , utilizadas previamente⁶ para el estudio del elevador. $V_{fh} = \frac{V_D}{b f_h}$, se utiliza para obtener el parámetro de balance γ a partir de la curva para rudder de la Figura 4, y $V_{f\alpha} = \frac{V_D}{b f_\alpha}$, para determinar el parámetro de balance λ , leído desde la curva de la Figura 5.

El criterio de balance del rudder establece que el **parámetro de balance** γ , obtenido de la Figura 4 a partir del parámetro de velocidad de flutter V_{fh} , no debe ser excedido por el parámetro de balance $\hat{\gamma}$, calculado a partir de la expresión:

$$\hat{\gamma} = \frac{b S_\beta}{I} \quad (7)$$

Y además, que el **parámetro de balance** λ , obtenido de la Figura 5 a partir del parámetro de velocidad de flutter $V_{f\alpha}$, no debe ser excedido por el parámetro de balance $\hat{\lambda}$, calculado a partir de la relación:

$$\hat{\lambda} = \frac{b K}{S I} \quad (8)$$

Donde:

- S : Distancia entre el eje de torsión del fuselaje y la puntera de la deriva, en [ft].
- b : Semi-cuerda del EV en la estación del 70 % de la envergadura, en [ft].
- K : Prod. de inercia del rudder - eje de torsión del fuselaje y H.L., en [lb*ft²].
- f_α : Frecuencia en torsión del fuselaje, en [cpm].
- f_h : Frecuencia en flexión lateral del fuselaje, en [cpm].
- S_β : Balance estático del rudder con respecto a su eje de charnela, en [lb*ft].
- I : Momento de inercia del rudder con respecto a su eje de charnela, en [lb*ft²].

Los datos necesarios para la aplicación del criterio se encuentran disponibles o estiman de manera análoga a lo señalado en la aplicación del criterio de balance del elevador, y se listan en la Tabla 7. Con estos valores, los parámetros de velocidad de flutter V_{fh} y $V_{f\alpha}$, resultan $0,13 \frac{\text{mph}}{\text{ft cpm}}$ y $0,06 \frac{\text{mph}}{\text{ft cpm}}$, respectivamente, y los parámetros de balance $\hat{\gamma}$ y $\hat{\lambda}$, son iguales a 1,71 y 0,48.

Por otro lado, y a partir de las curvas de las Figuras 4 y 5, los parámetros de balance γ y λ , son $\gamma = 0,72$ y $\lambda > 2,4$.

⁶Notar que para el criterio de balance del rudder, la frecuencia f_h utilizada para calcular el parámetros de velocidad de flutter V_{fh} , corresponde al modo en flexión 'lateral' del fuselaje posterior (Ref.: [4]).

Como $\gamma = 0,72 < \hat{\gamma} = 1,71$, el criterio de balance del timón de dirección (modo de ejes paralelos) no se cumple y la superficie de control necesita ser contrapesada. Adicionalmente, como $\lambda > 2,4 > \hat{\lambda} = 0,48$, el criterio de balance para el modo de ejes perpendiculares se satisface y la superficie de control **no requiere balance** en relación con este modo.

Para obtener $\gamma = \hat{\gamma} = 0,72$, el timón de dirección tiene que ser balanceado de modo que el centro de gravedad del conjunto (rudder + contrapeso) se adelante y acerque al eje de charnela, quedando **posicionado a no más de 30.3 mm, por detrás del mismo**. Así, la posición permitida más atrasada del centro de gravedad del conjunto (rudder + contrapeso) es **30.3 mm por detrás del eje de charnela del timón de dirección**.

Parámetro	Símbolo	Valor	Unidad
Velocidad de picada de diseño	V_D	250 (287)	kts (mph)
Semi-cuerda del EV @ 70 % b_{ev}	b	0.483 (1.58)	m (ft)
Frecuencia en flexión lateral del fuselaje	f_h	22.9 (1374)	Hz (cpm)
Frecuencia torsional del fuselaje	f_h	47.9 (2874)	Hz (cpm)
Masa del rudder	m_r	7.640 (16.83)	Kg (lb)
Envergadura del EV	b_{ev}	1.650 (5.41)	m (ft)
Cuerda del EV @ 70 % b_{ev}	c_{ev}	0.965 (3.17)	m (ft)
Posición del CG del rudder (H.L.)	x_{cg-hl}	0.165 (0.54)	m (ft)
Posición del CG del rudder (O-O)	z_{o-o}	0.453 (1.49)	m (ft)
Momento de inercia propio del rudder @ CG	I_p	0.222 (3.51)	Kg*m ² (lb*ft ²)
Distancia de la pestaña del L.E. (H.L.)	$x_{L.E.-H.L.}$	0.084 (0.28)	m (ft)
Momento estático del rudder @ H.L.	S_β	1.257 (9.08)	Kg*m (lb*ft)
Producto de inercia del rudder @ H.L. & XY	K	0.569 (13.50)	Kg*m ² (lb*ft ²)
Distancia eje tor. fuse/rudder tip	S	1.600 (5.25)	m (ft)
Momento de inercia del rudder @ H.L.	I	0.428 (8.42)	Kg*m ² (lb*ft ²)

Tabla 7: Resumen de parámetros para la aplicación del Criterio de Balance del Timón de Dirección.

RESULTADOS

Los resultados obtenidos a partir de la aplicación del Criterio Simplificado de Prevención del Flutter (Ref.: [4]) al diseño del IA-100 B/C, se resumen en la Tabla 8. Se encuentra que el ala satisface el requerimiento de rigidez torsional, mientras que los alerones, el elevador y el timón de dirección deben ser contrapesados.

Criterio	Modo	Resultado	Dist. Max. H.L. [mm]
Rigidez del Ala	Torsión	Cumple	-
Balance de Alerones	-	Requiere Contrapeso	0.5
Balance del Elevador	Ejes Paralelos	Requiere Contrapeso	4.4
	Ejes Perpendic.	Cumple	(4.4)
Balance del Rudder	Ejes Paralelos	Requiere Contrapeso	30.3
	Ejes Perpendic.	Cumple	(30.3)
Balance de Tabs	-	Cumple/Desconexión	-

Tabla 8: Resumen de Resultados.

Contrapesos de Alerones

Los contrapesos para los alerones se prevén distribuidos a lo largo de la extensión del borde de ataque de los mismos, anclados sobre las pestañas de cierre frontal previstas, entre otras cosas, para tal fin. Para la distancia disponible entre estas pestañas y el eje de charnela del alerón (ver

Tabla 3) se deben añadir a cada borde de ataque aproximadamente 5.77 Kg (por cada alerón), para alcanzar el balance estático necesario igual a 100 %.

Contrapesos del Elevador

Dependiendo de la distancia a la que puedan colocarse los contrapesos, por delante del eje de charnela, el elevador requiere la adición de al menos 4.6 Kg de masa por semi-elevador (considerando que se colocan a aprox. 250 mm por delante del H.L.). El esquema de balance se plantea 'mixto', colocando una parte de la masa de balance total (aprox. 40 %) en el cuerno de cada semi-elevador y la fracción restante (60 %) en un brazo-soporte anclado a la costilla raíz. El contrapeso dispuesto en el cuerno consiste en una pieza sólida de plomo que se vincula a la costilla de puntera y aporta una masa aproximada de 1.8 Kg (sin tomar en cuenta las piezas de unión), a unos 120 mm por delante del eje de charnela (ver Tabla 4).

Contrapesos del Timón de Dirección

Esta superficie de comando no dispone de cuerno y la distancia entre la pestaña de cierre del borde de ataque y el eje de charnela resulta muy reducida como para aplicar una masa de balance distribuida (~ 84 mm a la altura del herraje central - ver Tabla 7). Como se señala más arriba, la opción es colocar un 'martillo' con un brazo-soporte (o dos, uno hacia cada lado) anclado a alguna de las costillas inferiores⁷. Asumiendo una longitud de brazos de 200 mm por delante del eje de charnela, la masa total extra necesaria para contrapesar el timón de dirección es de aproximadamente 4.47 Kg.

CONCLUSIONES

La configuración estructural del ala satisface el criterio de rigidez torsional. Los alerones requieren el uso de contrapesos y como la posición permitida más atrasada del centro de gravedad del conjunto alerón-contrapeso resulta muy próxima a la línea del eje de charnela del alerón, el balance estático necesario es del 100 %. El elevador también tiene que ser balanceado. La posición permitida más atrasada del centro de gravedad del conjunto elevador-contrapeso es de 4.4 mm. Finalmente el timón de dirección también requiere la adición de contrapesos, siendo la posición permitida más atrasada del centro de gravedad del conjunto rudder-contrapeso de 30.3 mm.

REFERENCIAS

- [1] ASTM. *ASTM-F3114-19 - Standard Specification for Estructures*, 2019.
- [2] ASTM. *ASTM-F3093-20 - Standard Specification for Aeroelasticity Requirements*, 2020.
- [3] Federal Aviation Administration. *eCFR - Code of Federal Regulations, Title 14, Part 23*, 2018.
- [4] R. Rosenbaum. *Airframe and Equipment Engineering - Report No. 45 - Simplified Flutter Prevention Criteria for Personal Type Aircraft*. FAA, 1955.
- [5] G. Scarpin. *DMA 008/20 - Diagrama V-n*. Centro Regional Universitarios Córdoba - IUA, 2020.

⁷Definir esta posición depende, en parte, de la respuesta estática de los soportes del contrapeso conforme con ASTM F3114-19 4.

ENSAYOS DE CARACTERIZACIÓN DE CORCHO FENÓLICO PARA USO EN LANZADORES ESPACIALES

Bryan Chávez^a, José Sebastián Mainieri López^a, Elmar Mikkelsen^a, Hernán Vilaseca^b y Solange Feldman^b

Correo electrónico: sfeldman@veng.com.ar

^a Centro Tecnológico Aeroespacial (CTA), Universidad Nacional de La Plata (UNLP) - Av. 7 776, La Plata, Buenos Aires (CP: 1900), Argentina.

^b Vehículos Espaciales de Nueva Generación (VENG) – Av. Paseo Colón 505, CABA (CP: 1063), Argentina.

RESUMEN

En este informe se propone realizar una campaña de ensayos con el fin de caracterizar al corcho fenólico como material a ser empleado en el sistema de protección térmica de vehículos lanzadores. Los ensayos se definen para evaluar la performance estructural, y térmica de este material, y el proceso de su aplicación y colocación en las distintas superficies. Los ensayos mecánicos seleccionados son: tracción, corte, corte aparente y clivaje, todos estos a temperatura ambiente y a una temperatura promedio de operación. Los ensayos térmicos se ejecutan a alta temperatura con aire caliente. Se realizan modelos de elementos finitos, para simular posibles defectos en dicho procedimiento, y determinar el tamaño de defecto admisible.

Palabras clave: ablativo, corcho, cofia, ensayo, simulación.

1. INTRODUCCIÓN

El Sistema de Protección Térmica (TPS) de los vehículos espaciales brinda protección y aislación frente al calentamiento aerodinámico producido durante las distintas etapas de vuelo. El TPS hace uso de diferentes mecanismos físicos y químicos para el tratamiento de la energía térmica: disipación, enfriamiento, aislación y ablación. Siguiendo esta línea, los escudos térmicos pueden ser clasificados en dos grandes grupos: reutilizables y ablativos.

Los sistemas reutilizables no cambian su masa ni su composición durante la exposición al ambiente aerodinámico. Su efectividad se basa en la absorción y la irradiación de gran parte de la energía proveniente de las componentes de convección y radiación del flujo de calor aerodinámico.

Por otro lado, los sistemas ablativos hacen uso del desprendimiento de material de la capa aislante como método de disipación de energía. Este tipo de material puede ser subdividido en dos clases: carbonizados y no-carbonizados. El tipo de material ablativo carbonizado funciona a través de un fenómeno de descomposición denominado “pirólisis” que se produce en la mayor parte del material. La pirólisis genera productos gaseosos, usualmente hidrocarburos, los cuales se mueven a través de la superficie calentada hacia la capa límite, provocando la reducción del flujo convectivo que afecta al vehículo.

En síntesis, un material ablativo carbonizado genera una barrera térmica a través de la disipación de la energía gracias al “sacrificio” de una parte del material, el cual absorbe una cantidad considerable de calor.

2. METODOLOGÍA

2.1 Consideraciones preliminares

El material a utilizar está basado en un aglomerado de partículas de corcho de un tamaño determinado, unidos a través de una resina fenólica la cual constituye la matriz del material sirviendo como elemento de relleno y soporte, mientras que las partículas de corcho brindan la rigidez y las propiedades aislantes. Al trabajar como material ablativo, como se menciona en la sección anterior, basa su funcionamiento en absorber una gran cantidad de calor a través de un cambio de fase. Durante el cambio de fase, una capa de “carbon” se forma, y actúa como aislante, protegiendo el material interno y reduciendo la degradación térmica del “escudo protector” manteniendo su geometría.

El corcho fenólico como material ablativo posee varias ventajas, las cuales son: alta disponibilidad, fácil procesado, y la existencia de un amplio historial de trabajos espaciales probados y certificados con éxito en distintos vehículos espaciales.

2.2 Métodos de aplicación

Como se menciona anteriormente, la facilidad para trabajar con corcho como TPS es una gran ventaja a la hora de aplicarlo sobre las distintas superficies a proteger. A continuación, se describe un breve resumen del proceso de unión de las láminas:

- Cortado de las láminas.
- Mecanizado para las secciones que así lo requieran.
- Unión/pegado del material bajo presión (Figura .
- Envasado al vacío y curado del adhesivo (*vacuum bagging*).



Figura 1. Pegado de corcho sobre cofia.

3. DESARROLLO

El proceso de pegado de corcho se realiza siguiendo todas las consideraciones pertinentes de acuerdo con el fabricante del adhesivo y las normas de pegado para adhesivos epoxy sobre distintas superficies 1. Sin embargo, es indispensable poder evaluar dicho procedimiento para determinar si la unión es capaz de soportar las solicitudes a las que se verá sometida en vuelo.

Considerando que no se cuenta con todas las características del corcho fenólico, y la información mecánica que se tiene del mismo es limitada, se considera necesario una caracterización del material, y a partir de ello, obtener la posibilidad de generar modelos computacionales que permitan simular de mejor manera el comportamiento que tendrá una vez pegado sobre la cofia.

Para esto, se propone una serie de ensayos que representen los esfuerzos a los que estará sometida la unión pegada entre el corcho y sustrato, de forma de verificar la correcta adherencia y, además, la obtención de las propiedades mecánicas del corcho. En este sentido, dos de los efectos más significativos que tendrá la unión serán los esfuerzos de corte y el clivaje.

Además, se realizan ensayos mecánicos para caracterizar el material y un ensayo de temperatura cualitativo para evaluar el comportamiento térmico del material.

Con los datos obtenidos se genera un modelo computacional que permite, una vez validadas las simulaciones, definir los tamaños de defectos críticos que se puedan generar en la interfaz de pegado.

Para este estudio, se utilizan láminas de 3 espesores distintos, denominados “corcho de espesor 1” al corcho de espesor más fino; “corcho de espesor 2” al corcho de espesor intermedio; “corcho de espesor 3” al corcho de espesor más grueso.

3.1 Ensayo de temperatura

El ensayo propone un método cualitativo para determinar la tolerancia a la exposición a altas temperaturas, tanto el corcho como la unión entre corcho y sustrato. Con este ensayo se busca validar el comportamiento ablativo del material y obtener datos de la protección térmica que brinda al sustrato.

Las probetas para este ensayo consisten en placas cuadradas de aluminio con corcho de cada uno de los tres espesores, pegados sobre un lado de las placas. Se ensayan 2 probetas por cada espesor de corcho hasta consumir por completo el corcho.

El ensayo se realiza con una base regulable en altura, en donde se sujeta una pistola de calor.

Bryan Chávez, José Sebastián Maineri López,
Elmar Mikkelsen, Hernán Vilaseca, Solange Feldman

7mo Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica

En la Figura 2 se pueden apreciar las etapas de la respuesta del corcho ante el contacto del flujo caliente, empezando por un ennegrecimiento de su superficie, pasando por un momento de incandescencia hasta formar una capa de carbón que aísla térmicamente al sustrato, hasta consumirse por completo y dejar la superficie del aluminio a la vista.



Figura 2. Etapas de trabajo ablativo del corcho.

En las siguientes figuras se muestran las curvas de temperatura medidas tanto del lado del corcho como del aluminio, para los distintos espesores de corcho ensayados. Los datos de temperatura y tiempo se presentan de forma adimensional, considerando la temperatura de referencia como la temperatura objetivo para cada espesor de corcho; y para el tiempo, se toma la duración total del ensayo como referencia.

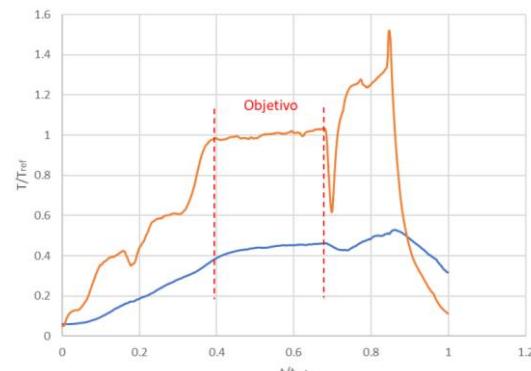


Figura 3. Temperatura vs tiempo para corcho de espesor 1.

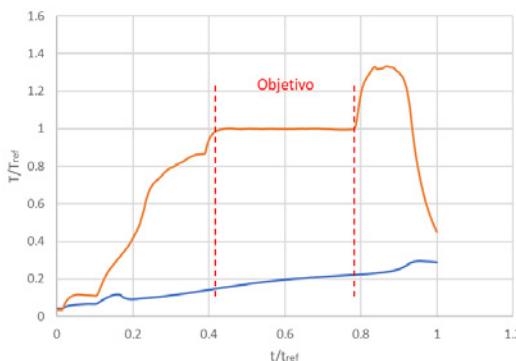


Figura 4. Temperatura vs tiempo para corcho de espesor 2.

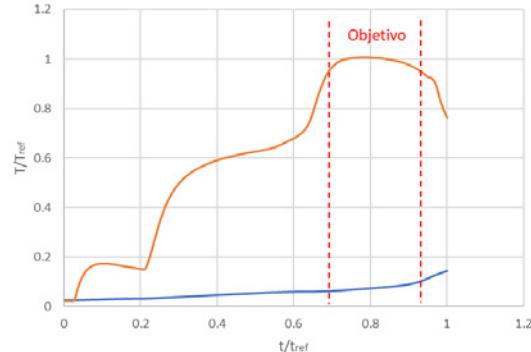


Figura 5. Temperatura vs tiempo para corcho de espesor 3.

3.2 Ensayo de tracción

El procedimiento de ensayo se basa en la norma estándar ASTM D638-14 2. El método permite obtener la tensión máxima y el módulo de elasticidad (Módulo de Young) del material.

Las probetas de menor espesor se ensayan sin extensómetro, ya que se doblan por el peso del mismo, por lo tanto, sólo podrá obtenerse un valor de tensión máxima de esta serie de probetas.

Procesando los datos, se genera una curva de ajuste y se obtienen gráficos como los que se muestran en la Figura 6. Con estas curvas de ajuste se calcula el módulo secante, y se asume al mismo como valor aproximado del módulo de elasticidad, ya que el material tiene un comportamiento que no sigue la ley de Hooke. Además, se estiman la deformación y la tensión máxima. Los datos se presentan de forma adimensional, tomando como tensión de referencia y deformación de referencia los valores promedios obtenidos de cada espesor de corcho ensayado.

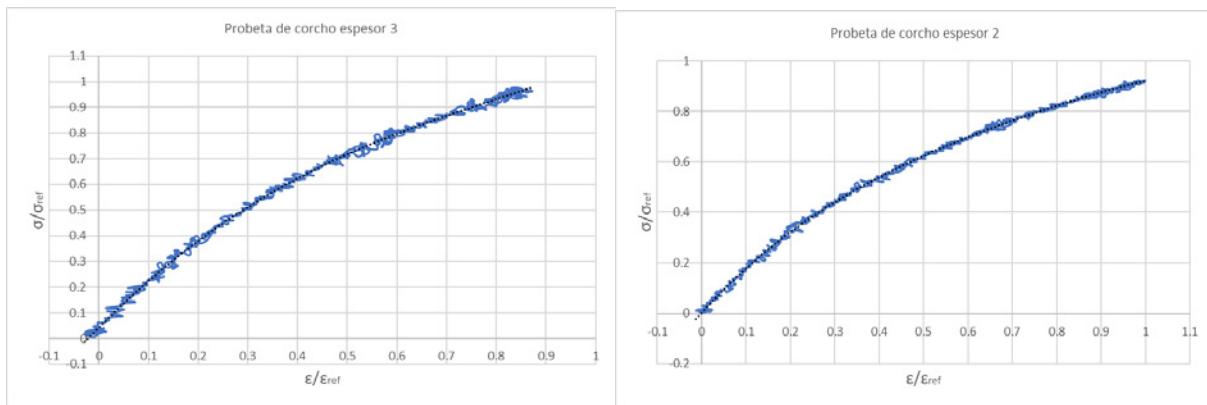


Figura 6. Tensión vs deformación para corcho de espesor 3 (izquierda) y espesor 2 (derecha).

3.3 Ensayo de corte

El procedimiento de ensayo se basa en la norma estándar ASTM C273-00 3. El ensayo de corte permite la determinación del módulo y la resistencia al corte paralelo al plano de la estructura tipo sándwich. Entiéndase estructura sándwich como la unión de sustrato-corcho-sustrato. A partir de la curva carga vs. deformación es posible determinar el esfuerzo cortante del corcho frente a cualquier carga.

En la Figura 7 se muestra el esquema de las probetas tipo sándwich y la línea de acción de carga que se deberá seguir en el ensayo.

Los datos que se extraen de la máquina de tracción son: la carga aplicada y el desplazamiento del extensómetro. Siguiendo las pautas dadas en la norma correspondiente, en función del área de pegado, el espesor de la probeta de corcho y la longitud inicial del extensómetro, se obtienen los valores de tensión y deformación (distorsión por estar sometida a corte) con las curvas respectivas.

A continuación, en la figura 8, se muestran probetas de corcho de espesor 3 y espesor 2 durante el ensayo de corte, y la forma de rotura que se produce, siendo puramente en el corcho.

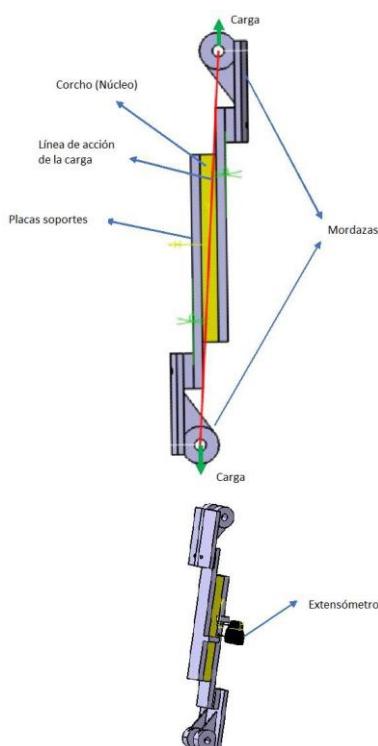


Figura 7. Esquema de la ubicación de las muestras sobre la máquina universal. Línea de acción de la fuerza de tracción.



Figura 81. Probeta de corcho de espesor 3 (superior) y espesor 2 (inferior).

Después del procesamiento de datos, se obtienen las siguientes curvas de tensión vs. distorsión para una probeta de corcho de espesor 3 y una probeta de espesor 2. Los datos se presentan de forma adimensional, tomando como tensión de referencia y distorsión de referencia los valores promedios obtenidos para los dos espesores de corcho ensayados (Figura 9).

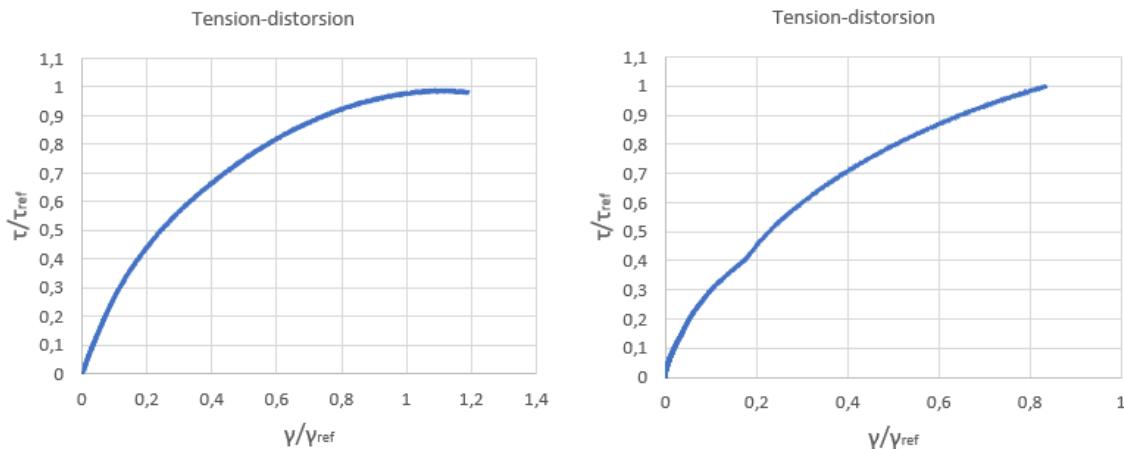


Figura 92. Tensión-distorsión para corcho de espesor 3(izquierda) y espesor 2 (derecha).

En las curvas se puede evidenciar el comportamiento no lineal del material, por lo que, siguiendo los lineamientos de la norma correspondiente, se toma la primera porción lineal de la curva para obtener el módulo de corte equivalente del material.

3.4 Ensayo de clivaje

El procedimiento de ensayo se basa en la norma estándar ASTM D 1062-02 4. El ensayo de clivaje permite la determinación de la carga máxima que puede soportar una junta pegada con adhesivo bajo condiciones de carga que representen el fenómeno de clivaje en las probetas.

En la Figura 1010 se muestra un esquema de las probetas, que consiste en corcho pegado mediante adhesivo a bases de aluminio y en la Figura 11 se muestran las probetas de espesor 3, de espesor 2, y de espesor 1 durante el ensayo

En este ensayo, el dato a obtener es la carga máxima que soporta la junta pegada al momento de la falla, por lo cual no se utiliza extensómetro para la ejecución del ensayo, y, por ende, no se obtiene ninguna curva que represente el comportamiento del material.

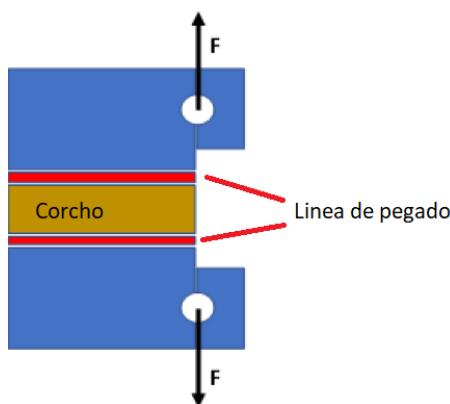


Figura 104. Esquema de las probetas de clivaje con la línea de acción de la carga.

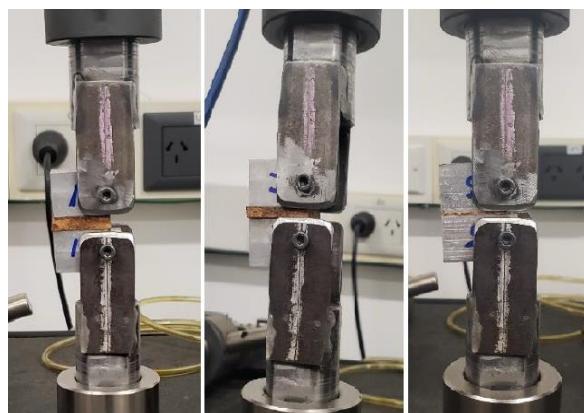


Figura 114. Probetas de espesor 3, espesor 2 y espesor 1 durante el ensayo

3.5 Ensayo de *Lap Shear*

El procedimiento de ensayo se basa en la norma estándar ASTM D 1002-01 5. El ensayo abarca la determinación de la resistencia al corte aparente de la probeta de corcho mediante la aplicación de carga en dirección longitudinal a la unión pegada.

Para este ensayo solo se obtiene la carga máxima de rotura, sin requerir la curva tensión vs. deformación, por lo cual no se utiliza extensómetro.

La Figura 12 muestra un esquema de las probetas utilizadas para este ensayo, la cual está basada en la norma utilizada. La Figura 13 muestra las probetas de corcho de espesor 3, de espesor 2 y de espesor 1 durante el ensayo.

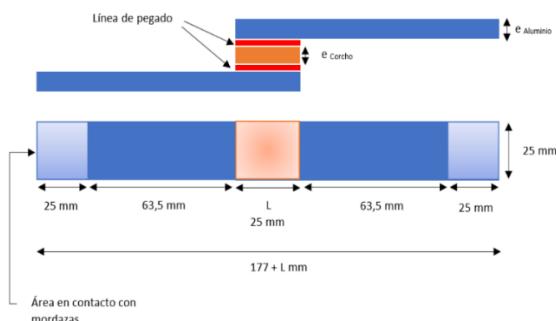


Figura 52. Esquema de las probetas para ensayo de Lap Shear.

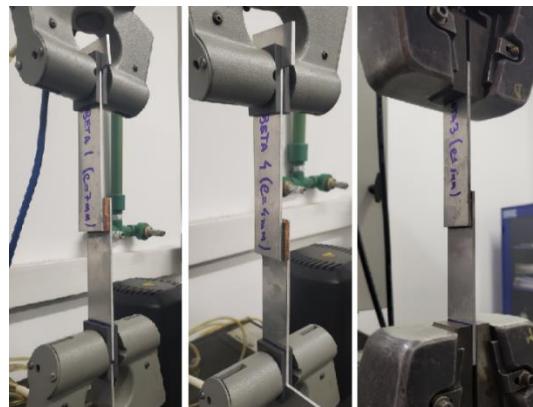


Figura 63. Probetas de corcho durante el ensayo

3.6 Simulación mediante FEM

Con los ensayos mencionados en las secciones anteriores se obtienen las propiedades mecánicas del corcho fenólico, a partir de las curvas de tensión vs. deformación tanto para tracción como para corte, evidenciando el comportamiento no lineal del material.

Con esto, se alimenta un modelo de elementos finitos, en donde se simula la unión pegada del ensayo de *Lap Shear* para validar dicho modelo, de forma que, la falla y las tensiones obtenidas sean acordes a las tensiones de falla del ensayo. El objetivo final, una vez validado el modelo, es determinar el tamaño de defecto crítico en el pegado que genere tensiones fuera del rango admisible en el material en función del espesor del corcho utilizado.

3.6.1 Defectos generados

Para las simulaciones, se proponen 4 tipos de defectos posibles en la interfaz del aluminio-adhesivo-corcho, los cuales se especifican a continuación:

- Defecto puntual en el centro del solape (Figura 14)
- Franja despegada transversalmente en el centro del solape (Figura 15)
- Franja despegada en el borde frontal del solape (Figura 5)
- Franja despegada en un borde lateral del solape (Figura 517)

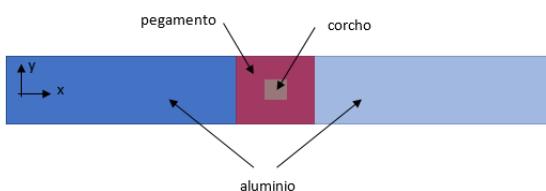


Figura 74. Probeta con defecto puntual.

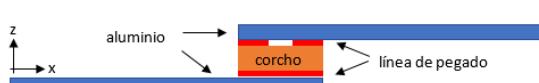


Figura 15. Probeta con defecto de franja transversal.

Bryan Chávez, José Sebastián Maineri López,
Elmar Mikkelsen, Hernán Vilaseca, Solange Feldman

7mo Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica

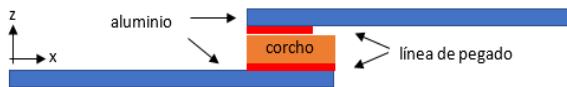


Figura 16. Probeta con defecto de franja frontal.

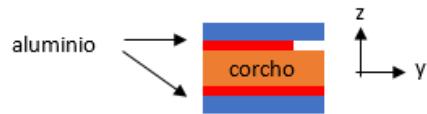


Figura 178. Probeta con defecto de franja lateral

3.6.2 Simulación corcho

Al armar las simulaciones para los distintos espesores, se encontró que las cargas aplicadas son ligeramente menores a las cargas máximas obtenidas de los ensayos, sin embargo, se obtiene que la tensión máxima de corte que alcanza la superficie del corcho es acorde a la tensión obtenida del ensayo de corte, representando de muy buena manera la forma en que trabaja y se carga el material.

En la Figura 18 se presenta la forma en que carga la probeta de corcho de espesor 2 durante la ejecución del ensayo. Se puede notar que la forma en que el corcho empieza a fallar es acorde al modelo simulado en la Figura 20, lo cual corrobora que el modelo representa la realidad. Es evidente la rotura en forma diagonal a través de la superficie lateral del corcho, tal cual lo muestra la simulación. Además, se muestran las simulaciones realizadas para cada defecto generado, tomando como tensión límite, la máxima tensión mostrada en la Figura 19.

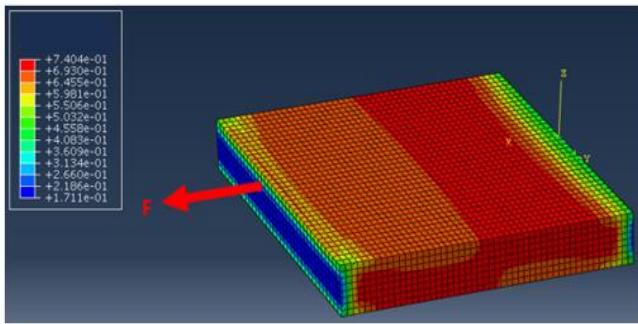


Figura 199. Tensiones en probeta de espesor 2.

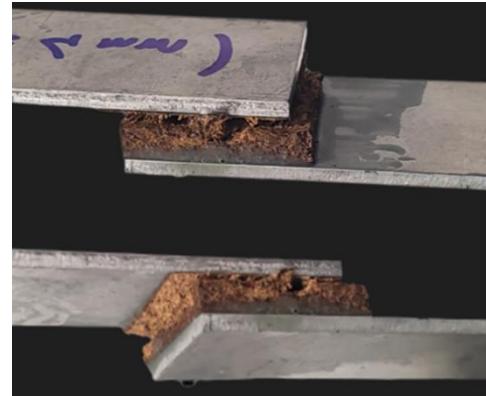


Figura 18. Probetas de Lap Shear con corcho de espesor 2 durante el ensayo.

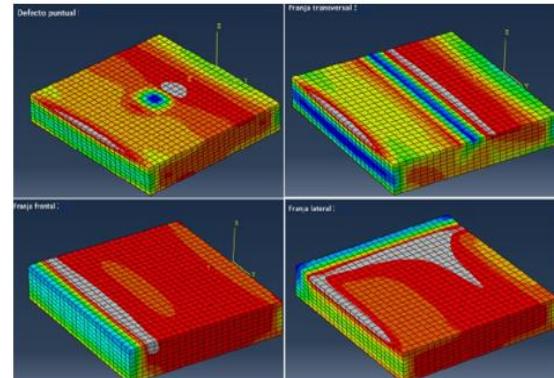


Figura 200. Simulaciones de defectos en las probetas de corcho de espesor 2.

4. RESULTADOS

4.1. Caracterización del corcho como material ablativo

A partir de los datos asociados a los gráficos de temperatura presentados en la sección 3.1, se obtienen los valores de temperaturas máximas alcanzadas del lado del corcho y las temperaturas correspondientes a esos puntos del aluminio.

Tabla 1. Datos de temperaturas máximas alcanzadas.

Espesor Corcho	Temperatura máxima corcho (T/Tref)	Temperatura máxima aluminio (T/Tref)	Diferencia de Temperatura (T/Tref)
Espesor 1	1,52	0,51	1,01
Espesor 2	1,42	0,22	1,20
Espesor 3	0,98	0,07	0,91

Además, en la Tabla 2 se indican los tiempos de exposición de las probetas cuando se alcanza una meseta de temperatura sobre el lado del corcho. Nuevamente, la temperatura de referencia es la temperatura objetivo para cada espesor de corcho que se buscaba alcanzar en el ensayo; mientras que el tiempo de referencia es el tiempo total de duración del ensayo.

Tabla 2. Datos de tiempos y temperaturas durante el ensayo.

Espesor Corcho	Temperatura inicial de meseta lado corcho (T/Tref)	Temperatura inicial de meseta lado aluminio (T/Tref)	Temperatura final de meseta lado corcho (T/Tref)	Temperatura final de meseta lado aluminio (T/Tref)	Diferencia de temperatura promedio (T/Tref)	Diferencia de temperatura promedio (T/Tref)
Espesor 1	0,96	0,36	1,03	0,46	0,31	0,58
Espesor 2	0,98	0,12	1,01	0,21	0,50	0,82
Espesor 3	1,00	0,07	0,98	0,10	0,20	0,91

4.2. Caracterización mecánica del corcho

A partir de los ensayos mecánicos realizados sobre el material, se obtienen los siguientes valores para las propiedades mecánicas del mismo, aclarando que, se presentan las propiedades para cada espesor de corcho, debido a que se pudo evidenciar un comportamiento distinto del material en función del espesor de la lámina de corcho utilizada. Todos los datos se presentan de forma adimensional, tomando como valores de referencia los valores de las propiedades mecánicas del corcho promediadas entre los tres espesores ensayados.

Tabla 3. Propiedades mecánicas según espesor.

	Corcho de espesor 1	Corcho de espesor 2	Corcho de espesor 3
Tensión máxima de lap shear (T/Tref)	1,30	0,89	0,79
Carga máxima de clivaje (C/Cref)	1,28	0,82	0,89
Tensión normal máxima (σ/σ_{ref})	1,17	0,86	0,97
Modulo elástico (E/Eref)	-	1,11	0,88
Deformación máxima (ϵ/ϵ_{ref})	-	0,78	1,21
Módulo de corte (G/Gref)	-	1,06	0,94
Tensión tangencial máxima (τ/τ_{ref})	-	0,98	1,01

4.3. Tamaño de defectos críticos

En base a las simulaciones realizadas y las tensiones obtenidas en las probetas, se puede determinar el tamaño crítico de cada defecto generado, que provoca que el material supere la tensión de corte admisible propuesta.

En la Tabla se muestra un resumen con el tipo de defecto y el tamaño crítico del mismo.

Tabla 4. Defectos críticos en función del espesor de corcho.

	Tipo de defecto	Tamaño crítico
Espesor 2	defecto puntual	4% de área pegada
	franja trasversal	12% de ancho pegado
	franja frontal	no admisible
	franja lateral	8% de ancho pegado
Espesor 3	defecto puntual	4% de área pegada
	franja trasversal	12% de ancho pegado
	franja frontal	4% de ancho pegado
	franja lateral	8% de ancho pegado

5. CONCLUSIONES

Se logra caracterizar mecánicamente el corcho fenólico a través de la realización exitosa de los ensayos propuestos, en donde se concluye que el corcho con resina fenólica tiene un comportamiento que no es isotrópico ni lineal, entrando dentro de la categoría de material compuesto o plástico, en su defecto. Además, se logra verificar y validar el comportamiento del corcho fenólico como material ablativo y aislante, protegiendo térmicamente el sustrato sobre el cual se encuentra adherido, manteniendo su temperatura muy por debajo de la temperatura que alcanza el corcho expuesto al flujo de calor. Se concluye que a medida que el espesor de corcho aumenta, la temperatura del sustrato tiende a disminuir, lo cual es evidente pues un espesor mayor del material implica una mayor disipación del calor producido. Todo esto sirve como punto de partida para poder generar modelos computacionales que permiten verificar el comportamiento del sistema de protección térmica, con el objetivo final de modelar la cofia completa con el corcho pegado a su alrededor. Con estos datos, además se definen los tamaños de defectos críticos admisibles en las juntas.

6. REFERENCIAS

1. ASTM D 6412/D 6412M-99: Standard Specification for Epoxy (Flexible) Adhesive for Bonding Metallic and Nonmetallic Materials.
2. ASTM D638-14: Standard Test Method for Tensile Properties of Plastics
3. ASTM C273-00: Standard Test Method for Shear Properties of Sandwich Core Materials.
4. ASTM D 1062-02: Standard Test Method for Cleavage Strength of Metal – to - Metal Adhesive Bonds.
5. ASTM D 1002-01: Standard Test Method for Apparent Shear Strength of Single – Lap – Joint Adhesively Bonded Metal Specimens by Tension Loading (Metal – to – Metal).

AUTOMATIZACIÓN DE TEORÍAS ANALÍTICAS ESTUDIADAS EN ESTRUCTURAS AEROESPACIALES CON ALGORITMOS DE PROGRAMACIÓN

N. Leon ^a, L. Giuliano ^a y D. Varela ^a

^a Centro Tecnológico Aeroespacial (CTA) – Facultad de Ingeniería – Universidad Nacional de La Plata, Calle 116 e/ 47 y 48, CP 1900, La Plata, Argentina
Email: neyder.leon@ing.unlp.edu.ar

RESUMEN

La ingeniería aeronáutica es esencial para la industria aeroespacial, una de las ramas destacadas son el diseño y análisis de estructuras. En el curso Estructuras Aeroespaciales, los estudiantes aprenden teorías y métodos para estructuras aeroespaciales. Automatizar teorías es común para garantizar la eficiencia de los procesos. La automatización usa algoritmos de programación para aplicar las teorías de manera eficiente, ahorrando tiempo y reduciendo errores humanos. Los algoritmos desarrollados automatizan cálculos de carga última de paneles, flexión diferencial, en ala con multi-largueros, y, estructuras semimonocasco, generalizando algunas variables en el cálculo. En conclusión, la automatización de teorías analíticas estudiadas en Estructuras aeroespaciales con algoritmos de programación permiten aplicar teorías con precisión y eficiencia en diseño y análisis de estructuras aeroespaciales.

Palabras clave: ESTRUCTURAS, AUTOMATIZACION, ALGORITMOS DE PROGRAMACION.

INTRODUCCIÓN

Se realizará un breve desarrollo de las teorías analíticas que fundamentaron las automatizaciones en cuestión. El enfoque principal recaerá en la descripción de los métodos que fueron implementados. Se proporcionará una explicación concisa de los algoritmos desarrollados con el propósito de generalizar cada una de las teorías analíticas abordadas. Y un diagrama en bloque de los desarrollos propuestos.

METODOLOGÍA

CARGA ULTIMA DE PANELES

Esta automatización aborda la compresión en paneles reforzados, considerando variaciones en cantidad de largueros, forma, ubicación y tamaño de las chapas que lo integran. Se emplea un análisis geométrico, evaluación de pandeo local y global, además de pruebas lógicas para determinar la carga máxima que la estructura puede resistir. El cálculo se centra en paneles armados (chapa reforzada con largueros) bajo cargas de compresión.

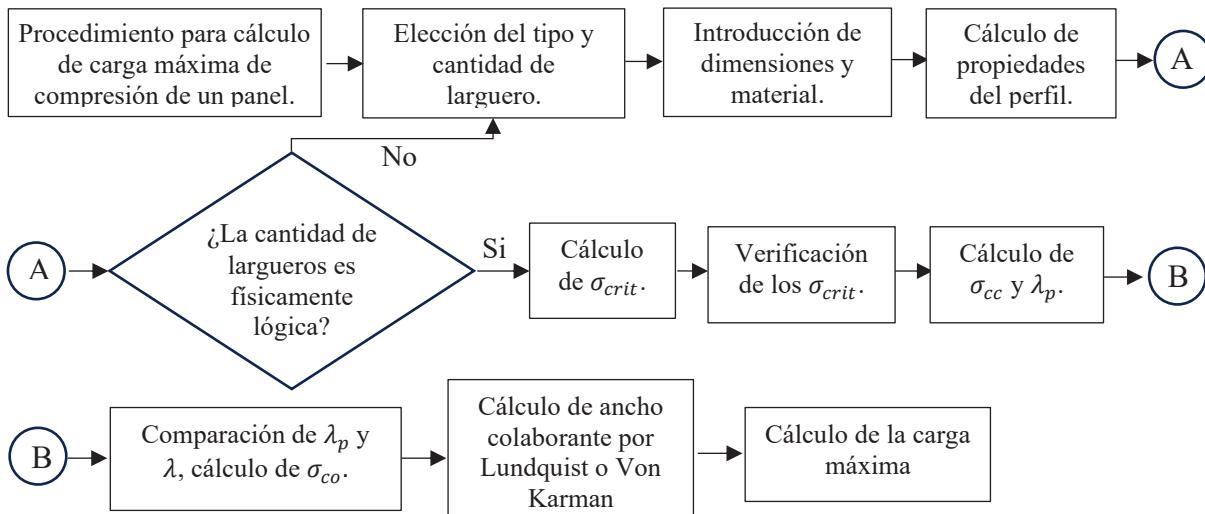


Figura 1. Diagrama en bloque solución carga ultima

En la **Figura 1** se presentan un diagrama del desarrollo propuesto. El enfoque técnico ofrecido por este estudio proporciona un sólido método para evaluar la resistencia de paneles en compresión, con aplicaciones valiosas en la industria aeronáutica. Toda la información planteada se obtuvo de teorías explicadas en la referencia [1] (capítulo 7.12 “sheet effective widths”).

El cálculo tiene ciertas limitaciones: Se pueden poner la cantidad de perfiles que se desee pero estos deben ser iguales entre sí (no se pueden combinar distintos tipos de perfiles en un mismo panel), el material de los largueros y el panel es el mismo, los largueros son predispuestos de forma que sean equidistantes entre sí, el espesor de los perfiles es constante.

FLEXION DIFERENCIAL

En esta automatización se resuelve el caso generalizado de una estructura sometida a flexión diferencial, el algoritmo es capaz de obtener **el centro de corte del conjunto en ambas componentes y las reacciones sobre cada larguero** generalizando la cantidad de largueros, su ubicación, sus propiedades geométricas, la cantidad de cargas, sus magnitudes y sus ubicaciones (para una comprensión más clara del sistema de referencia utilizado en el esquema del problema, así como de los parámetros geométricos relacionados y las variables que se deben tener en cuenta, se recomienda consultar la Figura 5 y la referencia [4]). El programa calculará el equilibrio de cargas y las ecuaciones de compatibilidad para resolver la estructura hiperestática. Las propiedades iniciales geométricas de la estructura se deberán cargar como datos de entrada para no hacer muy larga la automatización y no perder el foco de la misma.

El programa está diseñado para el estudio de una estructura donde todos los centros de cortes de cada perfil se encuentren alineados con un solo eje coordenado. Pero el mismo tiene un potencial crecimiento para analizar casos donde todos los centros de corte se encuentren alineados sobre una recta cualquiera y donde los centros de corte no se encuentren alineados sobre una única recta. En la **Figura 2** se presentan un diagrama del desarrollo propuesto y las ecuaciones de la (1) a la (22) son las fórmulas generalizadas que se usaron para una solución ágil. Toda la información planteada se obtuvo de teorías explicadas en la referencia [1,2,3].

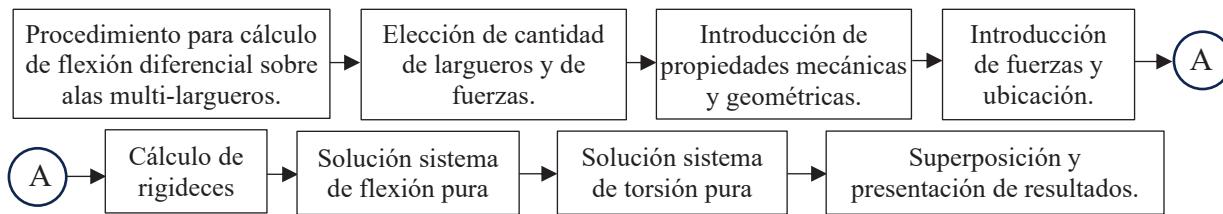


Figura 2. Diagrama en bloque solución flexión diferencial

Generalización del problema

Se generaliza en función a n el número de largueros a evaluar y n_f el número de fuerzas. Se definieron algunas constantes de rigidez de cada perfil para hacer el desarrollo de la automatización más amigable.

$$G_i = \frac{E_i}{2(1+\nu)} \Rightarrow \text{con } \nu = 0.3 \quad (1)$$

$$K_{f(y,x)_i} = \frac{3 \cdot E_i \cdot J_{(x,y)_i}}{L_i^3} \quad (2)$$

$$K_{t_i} = \frac{G_i \cdot J_{t_i}}{L_i} \quad (3)$$

$$K_{R(y,x)_i} = K_{f(y,x)_i} \cdot \left(cc_{(x,y)} - \left(cg_{(x,y)_i} + e_{(x,y)_i} \right) \right) \quad (4)$$

Los subíndices (x, y) o (y, x) indican la dirección de cada constante, y su orden es crucial. Esto significa que al trabajar con el primer coeficiente, todo el desarrollo debe seguir esa pauta; lo mismo aplica para el segundo coeficiente. A continuación, se proporcionan algunas aclaraciones sobre las notaciones utilizadas: "cc" se refiere al centro de corte del conjunto, "cg" al centro de gravedad de cada perfil, y "e" a la distancia entre el centro de corte de cada perfil y su respectivo centro de gravedad. Para resolver ambos estados de carga, se emplea un sistema de ecuaciones lineales.

En Flexión pura, se tienen n reacciones y la ubicación del centro de corte como incógnitas. Se emplean dos ecuaciones de equilibrio: la suma de momentos respecto al origen y la suma de fuerzas en la dirección de la carga. Adicionalmente, se requieren $n-1$ ecuaciones de compatibilidad de deformaciones.

$$x = (R_{f(y,x)_1} \ \dots \ R_{f(y,x)_i} \ \dots \ R_{f(y,x)_n} \ cc_{(x,y)})' \quad (6)$$

$$F = (\Sigma F_{(y,x)} \ 0 \ \dots \ 0)' \quad (7)$$

La matriz A se conforma de las siguientes sub-matrices. Donde $A_1 \wedge A_2 \in \mathbb{R}^{1 \times n}$ y $A_3 \in \mathbb{R}^{n-1 \times n}$. Sus coeficientes se pueden representar como $a_{1(i,j)}$, $a_{2(i,j)}$ y $a_{3(i,j)}$.

$$A = \begin{bmatrix} A_1 & 0 \\ A_2 & \Sigma F_{(y,x)} \\ A_3 & \mathbf{0} \end{bmatrix} \quad \begin{array}{l} \text{esta fila representa la } \Sigma F \\ \text{esta fila representa la } \Sigma M \\ \text{esta fila representa las ecuaciones de compatibilidad} \end{array} \quad (8)$$

$$a_{1(1,i)} = 1 \quad (9)$$

$$a_{2(1,i)} = (cg_{(x,y)}_i + e_{(x,y)}_i) \quad (10)$$

$$a_{3(i,i:i+1)} = [-K_{f(y,x)_{i+1}} \ K_{f(y,x)_i}] \ \forall \ i \leq n-1 \quad (11)$$

Para el caso de Torsión pura se puede hacer algo análogo, en este caso se tienen $2n$ reacciones incógnitas, n reacciones de flexión y n reacciones de torsión. Se plantea dos ecuaciones de equilibrio de fuerzas, estas serían sumatoria de momentos respecto del origen del sistema y sumatoria de fuerzas respecto del eje perpendicular sobre el cual se encuentran ubicados los centros de corte, ademas, se evaluan $n-1$ ecuaciones de compatibilidad de giros y $n-1$ ecuaciones de compatibilidad de giros con deformaciones.

$$y = B^{-1}M \quad (12)$$

$$y = (R_{t(y,x)_1} \ \dots \ R_{t(y,x)_i} \ \dots \ R_{t(y,x)_n} \ M_{t1} \ \dots \ M_{ti} \ \dots \ M_{tn})' \quad (13)$$

$$M = (0 \ \Sigma M \ 0 \ \dots \ 0)' \quad (14)$$

La notacion “ ΣM ” es la suma de los momentos aplicados (M_o) más el momento que se provoca cuando se traslada las cargas desde su zona de aplicación (P_{F_i}) hasta el centro de corte del conjunto.

$$\Sigma M = M_o + \Sigma F_i \times (cc - P_{F_i}) \quad (15)$$

La matriz B se conforma de las siguientes sub-matrices. Donde $B_1 \wedge B_2 \in \mathbb{R}^{1 \times n}$ y $B_3 \wedge B_4 \wedge B_5 \in \mathbb{R}^{n-1 \times n}$.

$$B = \begin{bmatrix} B_1 & \mathbf{0} \\ B_2 & B_1 \\ \mathbf{0} & B_3 \\ B_4 & B_5 \end{bmatrix} \quad \begin{array}{l} \text{esta fila representa la } \Sigma F \\ \text{esta fila representa la } \Sigma M \\ \text{esta fila representa las ecuaciones de compatibilidad de giro} \\ \text{esta fila representa las ecuaciones de compatibilidad de deformacion} \end{array} \quad (16)$$

A su vez B_4 y B_5 se pueden representar como dos sub-matrices. Donde $B_6 \wedge B_7 \in \mathbb{R}^{n-1 \times n-1}$.

$$B_4 = [B_6 \ \mathbf{0}] \ \wedge \ B_5 = [B_7 \ \mathbf{0}] \quad (17)$$

Los coeficientes de las sub-matrices se pueden representar como $b_{1(i,j)}$, $b_{2(i,j)}$, $b_{3(i,j)}$, $b_{6(i,j)}$ y $b_{7(i,j)}$.

$$b_{1(1,i)} = 1 \quad (18)$$

$$b_{2(1,i)} = \pm (cg_{(x,y)}_i + e_{(x,y)}_i) \quad (19)$$

$$b_{3(i,i:i+1)} = [-K_{t_{i+1}} \quad K_{t_i}] \quad \forall \quad i \leq n-1 \quad (20)$$

$$b_{6(i,i)} = K_{t_i} \quad \forall \quad i \leq n-1, \quad \wedge \quad b_{6(i,j)} = 0 \Rightarrow \text{si } i \neq j \quad (21)$$

$$b_{7(i,i)} = \mp K_{R_{(y,x)_i}} \quad \forall \quad i \leq n-1, \quad \wedge \quad b_{7(i,j)} = 0 \Rightarrow \text{si } i \neq j \quad (22)$$

El uso de \pm en la ecuación (19) y \mp en la ecuación (22) se justifica por el producto cruz que se deriva al considerar momentos y su contribución. Cuando los centros de corte están alineados con el eje x, se utiliza el signo superior, pero si están alineados con el eje y, se emplea el signo inferior.

ESTRUCTURAS SEMIMONOCASCO

En esta automatización se resuelve el caso generalizado de una estructura de cajón cerrado idealizado según la teoría semimonocasco, el algoritmo es capaz de obtener el **centro de corte del conjunto en ambas componentes y el estado de carga de cada una de las partes que lo conforman**.

En los cordones se generaliza la cantidad, la ubicación y el área. Por el lado de las chapas se generaliza el espesor, la curvatura y la conexión entre los cordones. También se generaliza la cantidad de celdas que pueda tener el cajón cerrado, la cantidad de chapas por celda y la disposición de cada chapa, es una limitación del programa que las chapas que conforman la celda se carguen en sentido horario, aunque esto no implica que sean numéricamente sucesivas. Y por último se generaliza la cantidad de cargas, sus magnitudes y sus ubicaciones (para una comprensión más clara del sistema de referencia utilizado en el esquema del problema, así como de los parámetros geométricos relacionados y las variables que se deben tener en cuenta, se recomienda consultar la Figura 8). El programa calculará el equilibrio de cargas y las ecuaciones de compatibilidad para resolver la estructura hiperestática.

El programa está diseñado para el estudio de una estructura de cajón cerrado, es decir que todas las chapas que conforman una celda armen un espacio cerrado. Pero el mismo tiene un potencial crecimiento para abordar casos de estructuras semimonocasco abiertas o hasta de configuración mixta, es decir, una parte de la estructura multicelda y alguna parte abierta. Otra limitación impuesta en el programa es que toda la estructura es de un mismo material. En la **Figura 3** se presentan un diagrama del desarrollo propuesto y las ecuaciones de la (23) a la (34) son las fórmulas generalizadas que se usaron para una solución ágil. Toda la información planteada se obtuvo de teorías explicadas en la referencia [1,2,3].

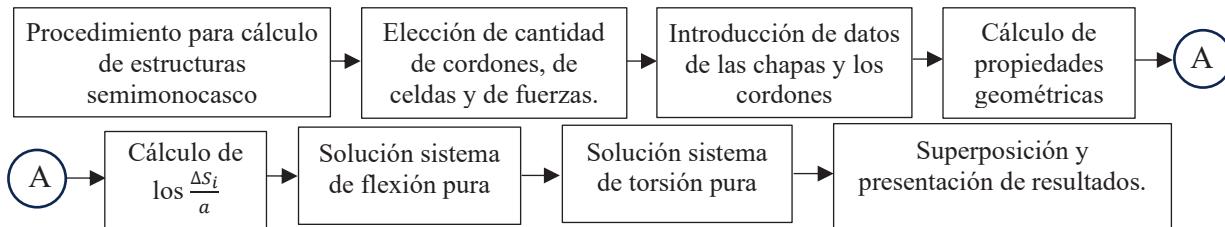


Figura 3. Diagrama en bloque solución semimonocasco

Generalización del problema

Se generaliza en función a n el número de cordones, m el número de celdas y n_f el número de fuerzas. Se omite toda la parte de cálculo de las propiedades geométricas y de los $\frac{\Delta S_i}{a}$, por tener un desarrollo simple. Tampoco se explicará las cuentas de las áreas barridas ($A_{\bullet i}$) o áreas medias ($A_{m i}$) por ser cuentas geométricas. El enfoque principal se centra en la obtención de los flujos q_i y el cálculo de cc .

Para resolver ambos estados de carga se puede abordar el problema con un sistema de ecuaciones lineales. Ambos sistemas tienen $n_{ch} = n + m - 1$ incógnitas, debido a la cantidad de chapas de la estructura.

Para el caso de Flexión pura se plantean $n-1$ ecuaciones de flujo y m ecuaciones de giros nulos.

$$q_{f(x,y)} = C^{-1}P \quad (23)$$

$$P = \left(\begin{array}{ccccccccc} \frac{\Delta S_1}{a} & (x,y) & \dots & \frac{\Delta S_i}{a} & (x,y) & \dots & \frac{\Delta S_{n-1}}{a} & (x,y) & 0 & 0 & \dots & 0 \end{array} \right)' \quad (24)$$

La matriz C se conforma de las siguientes sub-matrices. Donde $C_1 \in \mathbb{R}^{n-1 \times n_{ch}}$ y $C_2 \in \mathbb{R}^{m \times n_{ch}}$. Sus coeficientes se pueden representar como $c_{1(i,j)}$ y $c_{2(i,j)}$.

$$C = \begin{bmatrix} C_1 \\ C_2 \end{bmatrix} \quad \begin{array}{l} \text{esta fila representa las ecuaciones de flujo} \\ \text{esta fila representa las ecuaciones de giro nulo} \end{array} \quad (25)$$

En los coeficientes de la matriz C_1 el índice i representan el cordón donde se aplica la ecuación de flujos. En las ecuaciones (25) y (26) se explica la condición para que $c_{1(i,j)} \neq 0$, en caso contrario $c_{1(i,j)} = 0$.

$$c_{1(i,j)} = 1 \Rightarrow \text{si el nodo } i \text{ es el nodo de inicio de la chapa } j \quad (26)$$

$$c_{1(i,j)} = -1 \Rightarrow \text{si el nodo } i \text{ es el nodo de fin de la chapa } j \quad (27)$$

En los coeficientes de la matriz C_2 los índices i representan las celdas desde 1 hasta m , y los índices j representan las chapas desde 1 hasta n_{ch} . Si la chapa j está involucrada en la celda i , entonces $|c_{2(i,j)}| = k_j$, el signo depende si la chapa esta orientada en sentido horario (+) o antihorario (-). En caso contrario $c_{2(i,j)} = 0$. El termino b_j de la ecuación (28) representa a la distancia recorrida por el flujo j en la chapa j , y el termino t_j representa el espesor de la chapa j .

$$k_j = \frac{b_j}{t_j} \quad (28)$$

Una vez obtenidos los flujos se puede aplicar una ecuación de momento para obtener la posición del cc.

Para el caso de Torsión pura se plantean $n-1$ ecuaciones de flujo y $m-1$ ecuaciones de compatibilidad de giros y 1 ecuación de equilibrio de momentos. La forma de obtener la ΣM de la ecuación (30) se hace de la misma forma presentada en la ecuación (15)

$$q_t = D^{-1}T \quad (29)$$

$$T = (0 \quad \cdots \quad 0 \quad \Sigma M)' \quad (30)$$

La matriz D se conforma de las siguientes sub-matrices. Donde $D_1 \in \mathbb{R}^{n-1 \times n_{ch}}$, $D_2 \in \mathbb{R}^{m-1 \times n_{ch}}$ y $D_3 \in \mathbb{R}^{1 \times n_{ch}}$. Sus coeficientes se pueden representar como $d_{1(i,j)}$, $d_{2(i,j)}$ y $d_{3(i,j)}$.

$$D = \begin{bmatrix} D_1 \\ D_2 \\ D_3 \end{bmatrix} \quad \begin{array}{l} \text{esta fila representa las ecuaciones de flujo} \\ \text{esta fila representa las ecuaciones de compatibilidad de giros} \\ \text{esta fila representa la } \Sigma M \end{array} \quad (31)$$

Los coeficientes de la matriz D_1 se construyen igual que los de la matriz C_1 , por lo tanto $D_1 \equiv C_1$.

Los coeficientes de la matriz D_2 tienen una pequeña analogía con los de C_2 , la definición de los índices es la misma, pero en este caso cada coeficiente depende de si la chapa j está presente en la celda i o la celda $i+1$, ya que se están igualando los giros de ambas celdas. Así que primero se explicara el caso donde la chapa j solo este en la celda i , y después como cambia el coeficiente si la chapa está en la celda $i+1$. En ambos casos hay que tener un cuidado especial en la definición del signo. Es importante aclarar que no hay una limitación para definir cada celda, esta se puede definir de forma totalmente arbitraria y del desarrollo sigue siendo válido.

Para el primer caso se cumple la misma explicación dada en la matriz C_2 . Pero en este caso depende del área media encerrada por las chapas de la celda $i+1$. El signo depende del sentido del flujo en la celda i .

$$d_{2(i,j)} = \pm A_{m_{i+1}} \frac{b_j}{t_j} \quad (32)$$

El segundo caso, descrito en la ecuación (33), se suma la contribucion obtenida en la ecuación (32) en caso de que exista. En este escenario, la chapa j es parte de las dos celdas (tabique). En este caso el coeficiente depende de A_{m_i} y el signo esta relacionado con el sentido del flujo en la celda $i+1$.

$$d_{2(i,j)} = \pm A_{m_i} \frac{b_j}{t_j} + d_{2(i,j)} \quad (33)$$

Si la chapa j no hace parte de la celda i , ni de la celda $i+1$ entonces $d_{2(i,j)} = 0$.

Por ultimo los coeficientes de la matriz D_3 se puede representar como se muestra en la ecuación (34). La ecuación de momento se toma desde el centro de gravedad, el signo dependerá de si el A_{\square_j} por el flujo j es horario (+) o antihorario (-).

$$d_{3(1,j)} = \pm 2 \cdot A_{\square_j} \quad (34)$$

RESULTADOS

CARGA ULTIMA DE PANELES

A continuación, se muestra brevemente la interfaz realizada para automatizar el problema. Para exemplificar un caso concreto de la aplicación se abordará el ejercicio resuelto en [5].

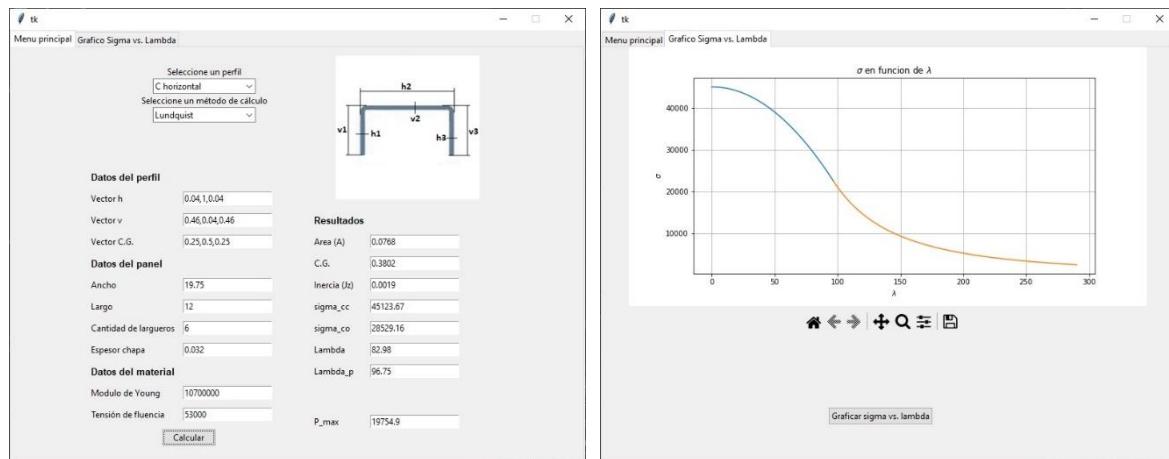


Figura 4. Interfaz general de la aplicación (izquierda) y gráfico de σ_{co} en función de λ (derecha)

Primero se debe elegir el tipo de perfil con el cual se armará el panel en el primer menu desplegable superior, se da la posibilidad de elegir entre los principales perfiles comerciales (perfil C, perfil U, perfil W y perfil Z). Despues el método de cálculo para el ancho colaborante deseado se selecciona en el segundo menú desplegable superior, se da la posibilidad de elegir entre la teoria de Karman y la de Lundquist. Ademas se debe cargar los datos del perfil (siguiendo la convección se indicada en la imagen de la esquina superior derecha) y las dimensiones del panel (en este caso el largo de los perfiles es igual al largo del panel), cantidad de largueros, etc.

Por último, las propiedades mecánicas del material, se asume todo el panel del mismo material. Y a la derecha se muestra los resultados parciales relacionados a los largueros (en la parte superior) y el cálculo de la carga máxima del panel armado en cuestión (en la parte inferior) teniendo en cuenta la contribucion de todas las partes. Además, se muestra un gráfico de la curva tensión vs. esbeltez del perfil elegido, para facilitar el diseño.

FLEXION DIFERENCIAL

A continuación se muestra brevemente la interfaz realizada para automatizar el problema. Para exemplificar un caso concreto de la aplicación se abordará el ejercicio resuelto en la pag. 13 de [4].

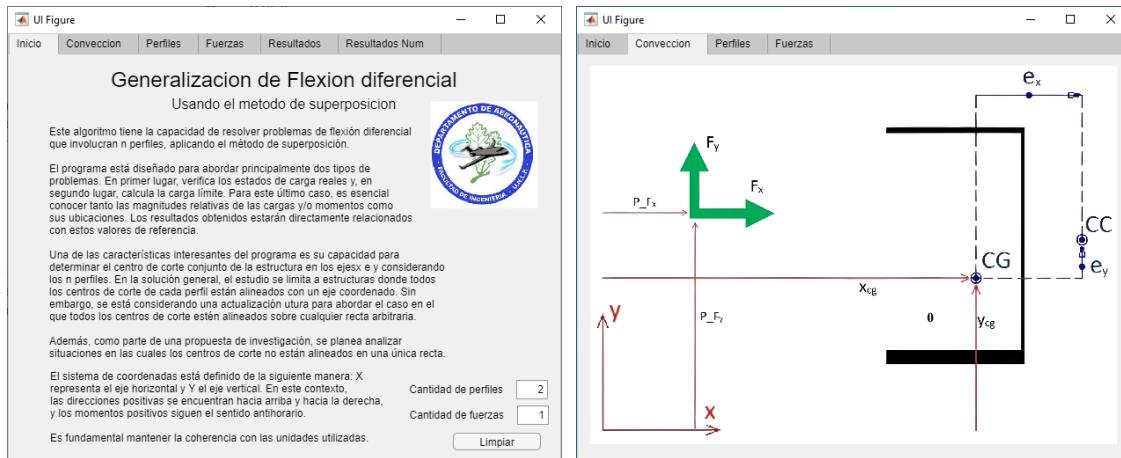


Figura 5. Introducción de variables generalizadas – Flexion diferencial

En la **Figura 6**, se ingresan datos para la automatización, limitando a un maximo de 5 largueros y 12 fuerzas. Los momentos torsores se suman en el espacio Mt. Las casillas junto a los momentos de inercia indican la dirección del eje de los centros de cortes de las secciones, y no pueden estar marcadas simultáneamente las dos opciones.

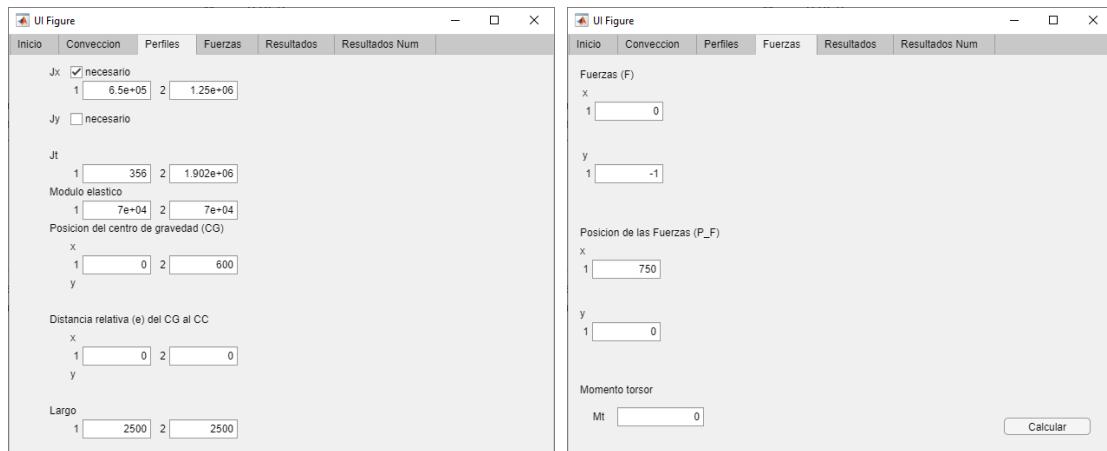


Figura 6. Carga de datos de cada perfil y de las fuerzas

En la **Figura 7** se muestra la forma como se presentan los resultados del problema.

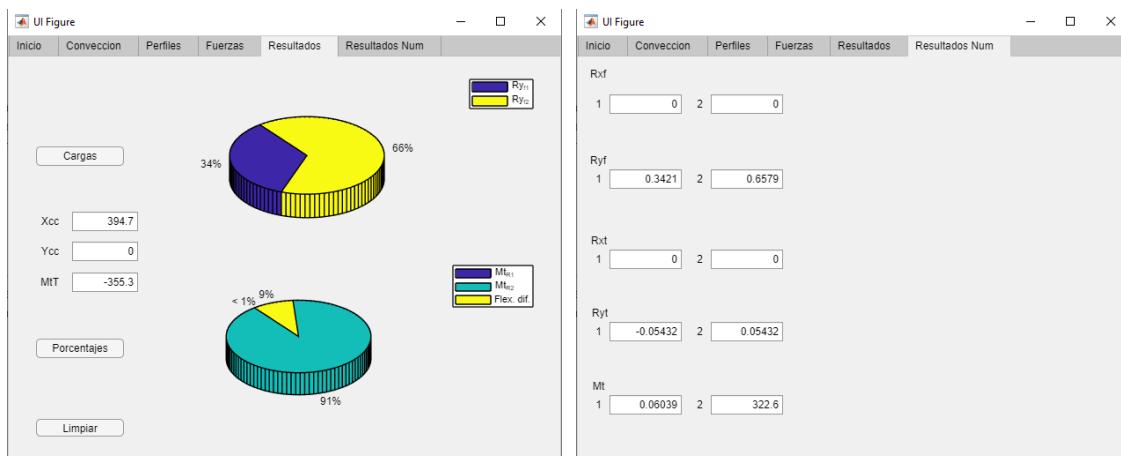


Figura 7. Obtención de resultados

ESTRUCTURAS SEMIMONOCASCO

A continuacion se muestra brevemente la interfaz realizada para automatizar el problema. Para exemplificar un caso concreto de la aplicación se abordara el ejercicio resuelto en la pag A15.15 de [1].

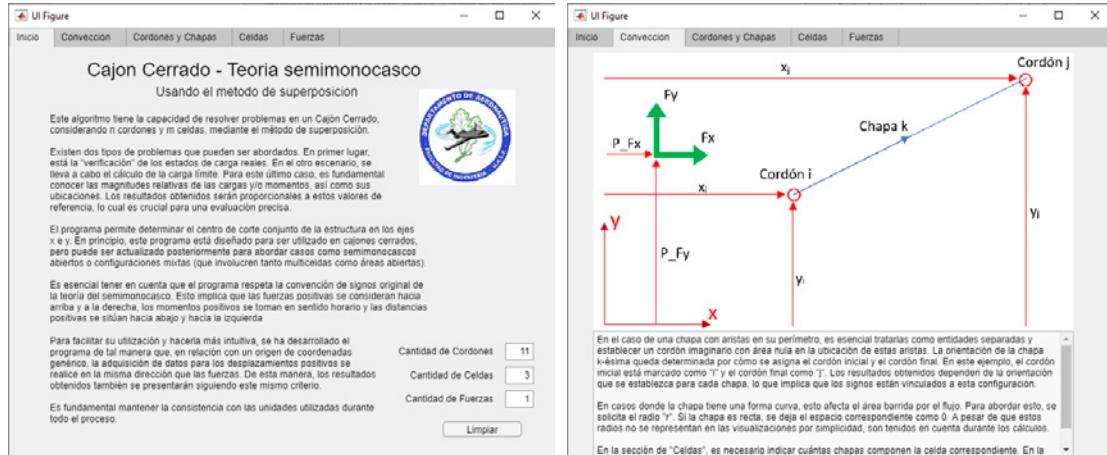


Figura 8. Introducción de variables generalizadas – Estructuras semimonocasco

En la **Figura 9**, se ingresan datos para la automatización sin límites en cordones, celdas o chapas. La ventana debajo de las tablas muestra la estructura y facilita la carga de datos de las chapas de cada celda. La numeración de cordones, chapas y celdas es completamente arbitraria. El cordon 11 se agrego con el objetivo de diferenciar la celda con chapa curva conformada por la chapa 12 y 13 pero el mismo tiene un area nula de esta forma es equivalente a tener una unica chapa, se puede ver en los resultados que el flujo de corte es constante.

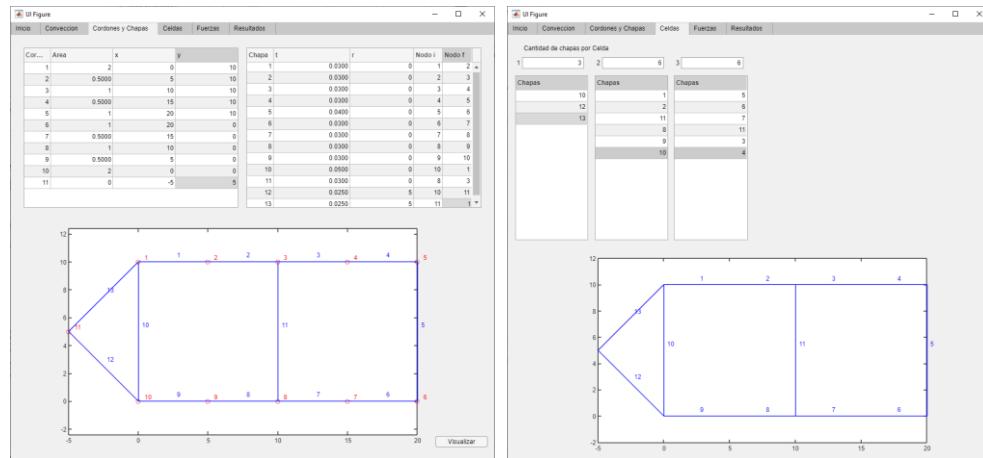


Figura 9. Carga de datos de cordones chapas y celdas

Los momentos torsores se suman en el espacio Mt de la **Figura 10**, en esta figura tambien se muestra la forma como se presentan los resultados del problema. El subindice y hace referencia al estado de carga producto de la fuerza resultante en y aplicada en el centro de corte (cc), el subindice x es analogo pero en la dirección de x, y el subindice t son los flujos producto de el momento torsor que se forma al llevar las cargas al cc, la ultima columna en ambas tablas es la suma de todos los efectos.

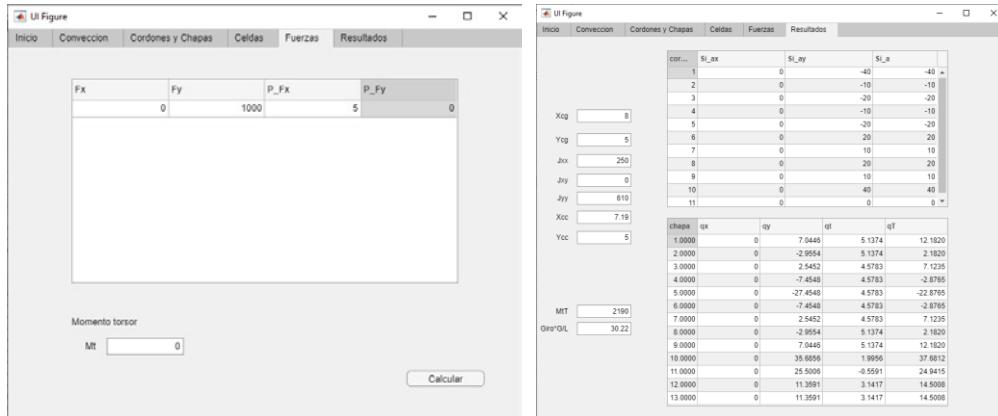


Figura 10. Carga de fuerzas y obtención de resultados

CONCLUSIONES

Se logró la generalización y automatización de los casos de estudio propuestos en la metodología. Se proporcionó un esquema conciso para cada automatización, con un enfoque especial en el desarrollo de la generalización para estructuras semimonocasco y flexión diferencial. También se presentó de manera resumida la interfaz diseñada para cada automatización y cómo el programa produce los resultados.

REFERENCIAS

1. BRUHN, E. F. Analysis and design of flight vehicle structures, tri-state offset company. 1973.
2. NIU, Michael Chun-Yung. Airframe stress analysis and sizing. 1997.
3. MEGSON, Thomas Henry Gordon. Aircraft structures for engineering students. Butterworth-Heinemann, 2016.
4. Mundo Mariano, Bottero Cristian. Estructuras IV: Flexión Diferencial. Guía de clase y ejemplo de resolución. Universidad Nacional de La Plata, Facultad de Ingeniería. La Plata. 2019.
5. Actis Marcos. Estructuras IV: Ejemplo de calculo de un panel reforzado. Universidad Nacional de La Plata, Facultad de Ingeniería. La Plata. 2022

VALIDACIÓN DE TEORÍAS ANALÍTICAS ESTUDIADAS EN ESTRUCTURAS AEROESPACIALES CON PROGRAMAS DE ELEMENTOS FINITOS

N. Leon ^a, N. A. Leon ^a y L. Giuliano ^a

^a Centro Tecnológico Aeroespacial (CTA) – Facultad de Ingeniería – Universidad Nacional de La Plata, Calle 116 e/ 47 y 48, CP 1900, La Plata, Argentina
Email: neyder.leon@ing.unlp.edu.ar

RESUMEN

Validar teorías es común para garantizar la seguridad en la industria aeroespacial. La validación se puede hacer comparando la teoría analítica con simulaciones de elementos finitos, identificando discrepancias y mejorando la precisión. Se realizó un modelo de elementos finitos para validar la variación de flujo de corte entre costillas macizas y con agujeros, variando su relación. Además, se verificó la teoría analítica de estructuras semimonocasco en un cajón alar mediante elementos finitos. El objetivo principal del trabajo es comparar algunas teorías de estructuras aeroespaciales con modelos de elementos finitos equivalentes, esto implica investigar la mejor forma de representar dichas estructuras en un programa de elementos finitos. Y analizar el nivel de precisión que tienen estas teorías analíticas usadas en cálculos preliminares las cuales omiten la naturaleza hiperestática de la estructura. Los casos seleccionados no tienen aplicación real, sino que se utilizan para ilustrar la metodología aplicada y el nivel de error estimativo que se puede encontrar.

Palabras clave: ELEMENTOS FINITOS, ESTRUCTURAS, VALIDACION.

INTRODUCCIÓN

Se realizará un breve desarrollo de las teorías analíticas que fundamentaron las validaciones en cuestión. El enfoque principal recaerá en la descripción de los modelos y métodos que fueron implementados. Se expondrán los resultados obtenidos en comparación con los valores analíticos de referencia, detallando los errores porcentuales que surgieron. Además, se llevará a cabo una discusión acerca de las posibles causas subyacentes a dichos errores.

METODOLOGÍA

COSTILLA

La teoría de flujo de corte aplicada a costillas, tanto macizas como perforadas, se expone en la referencia [2]. Este aborda la teoría de los flujos medios, proporcionando así valores de referencia según la discretización realizada en cada sección. A continuación, se presenta una síntesis de la teoría aplicada.

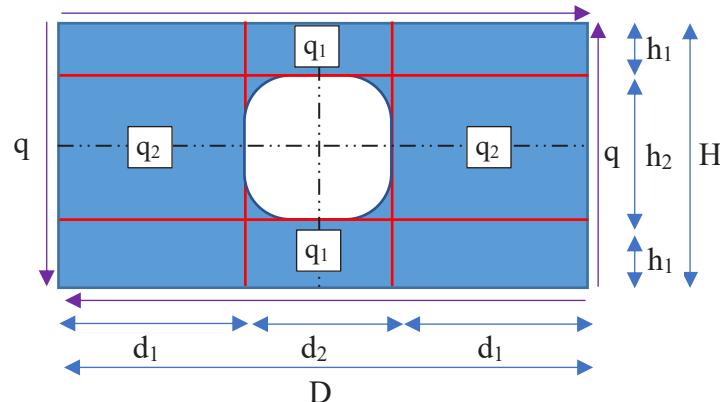


Figura 1. Esquema de flujos medios sobre la costilla

Respecto al esquema presentado en la **Figura 1** se discretiza las zonas para obtener el flujo de corte medio, estos flujos de corte serán obtenidos cortando la estructura que se encuentra en equilibrio y planteando un nuevo equilibrio de esta zona cortada, los cortes planteados para este caso se marcan por la línea negra punteada. De cada corte se obtuvo.

$$q_1 = q \cdot \frac{H}{2 \cdot h_1} \quad (1)$$

$$q_2 = q \cdot \frac{D}{2 \cdot d_1} \quad (2)$$

El modelo de la costilla se basa en una estructura tipo "Shell" (es decir, chapa en inglés), asumiendo que el espesor es comparativamente pequeño en relación con las dimensiones generales del modelo. Para validar la variación del flujo en la costilla perforada, mediante el uso la ecuación (3), se realizará una validación inicial en una costilla cuadrada con lados de longitud L y un agujero de radio r notablemente más pequeño, donde $r \ll L$. Si bien esta costilla no es relevante para una aplicación real, servirá para verificar la correcta aplicación del modelo, al compararla con la variación analítica de las tensiones de corte y el flujo medio presentados previamente. Posteriormente, se analizará una costilla rectangular con un ancho B y una altura H , incorporando dos agujeros equidistantes con dimensiones R . Se comenzará con tamaños de agujeros donde $R \ll H$ y se plantearán varios valores de R para determinar hasta qué punto se mantiene la concordancia analítica. También se identificara cuándo la teoría de flujos medios ya no es válida y la variación analítica deja de cumplirse.

A continuación, se muestran las geometrías descritas anteriormente y sus condiciones de borde (CB).

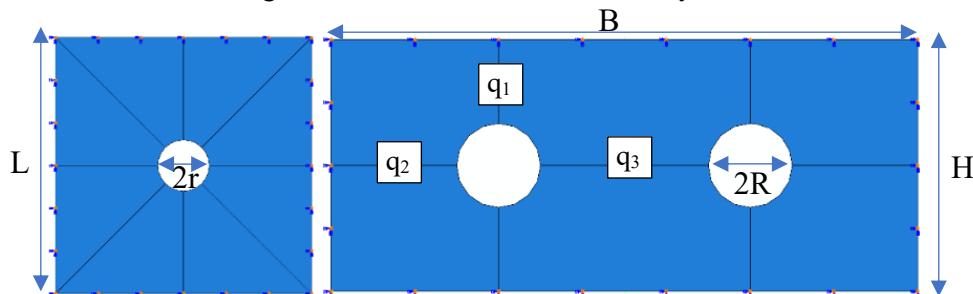


Figura 2. Geometría y CB de las costillas planteadas

Se limitó los movimientos fuera del plano sobre el contorno externo para asegurar que la solución numérica estuviera contenida en un dominio 2D. En ambos casos se aplicó un estado corte puro (flechas rosadas en la **Figura 3**). Este estado de cargas está en equilibrio por este motivo no sería necesario aplicar una condición de borde al sistema, aun así un análisis estático usando de elementos finitos se basa en resolver la matriz rigidez del sistema y al no tener condición de borde se genera una singularidad. El "inertia relief" (flechas verdes en la **Figura 3**) resuelve este problema sin generar una concentración de tensiones. Ya que reparte este equilibrio numérico con pequeñas contribuciones en todo el cuerpo.

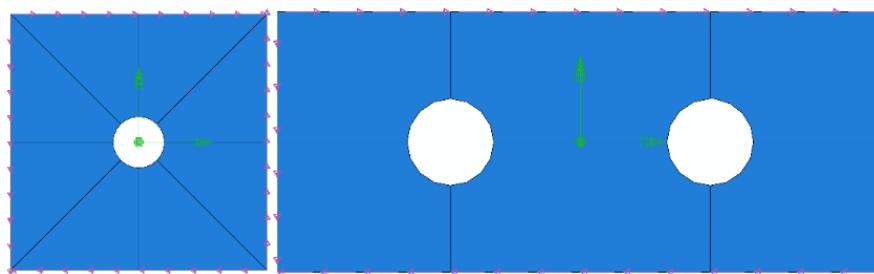


Figura 3. Carga aplicada sobre las costillas

La variación analítica del flujo de corte en la geometría de la costilla de lados L y radio r se basó en la información desarrollada en [4]. Si bien no se aborda exactamente el problema de una chapa sometida a corte si lo hacen para una tracción constante (S). Es posible vincular ambas soluciones usando las propiedades del círculo de Mohr ($q/t = S/2$) y ($\theta = \theta' + \pi/4$), debido a que el agujero se considera relativamente pequeño respecto a las dimensiones de la chapa, se puede hacer un cambio en el origen de coordenadas rotando la chapa 45° , en ese caso la tracción pasa a ser un esfuerzo cortante. En la fórmula (3) el origen de coordenadas está ubicado en el centro del agujero y $\theta = 0$ está alineado con la horizontal, a es el radio del agujero y r la componente del sistema coordenado.

$$\sigma_{r\theta} = \frac{q}{t} \left(1 + 2 \cdot \frac{a^2}{r^2} - 3 \cdot \frac{a^4}{r^4} \right) \cos(2\theta) \quad (3)$$

CAJON ALAR

La teoría analítica sobre el comportamiento de un cajón alar idealizado se aborda en la referencia [3]. Esta teoría trata sobre los flujos medios en las chapas de una estructura semimonocasco. Sin embargo, tiene sus limitaciones. En casos donde la forma de la estructura no tiene variación de altura, el flujo de corte no cambia entre los largueros/cordones ni entre las costillas. También, las chapas deben ser mucho más delgadas que las dimensiones de los largueros. Las ecuaciones (4) y (5) resumen su aplicación para el caso específico abordado. Siendo q_i es flujo de corte i-esimo, $\frac{\Delta S_i}{a}$ la variación del esfuerzo axial sobre el cordón i-esimo y $A_{\square i}$ el área barrida por el flujo respecto del punto donde se está tomando momento.

$$q_{i+1} = q_i + \frac{\Delta S_i}{a} \quad (4)$$

$$M_t = \Sigma 2 \cdot A_{\square i} \cdot q_i \quad (5)$$

Estas dos ecuaciones resuelven cualquier cajón alar cerrado monocelda, como la carga aplicada es un momento torsor los $\frac{\Delta S_i}{a} = 0$ y los $q_i = q_{cerrado}$. De la ecuación (6) se halla el flujo cortante del cajón. Donde A_m es el área media encerrada por las chapas.

$$q_{cerrado} = \frac{M_t}{2 \cdot A_m} \quad (6)$$

El cajón alar abierto seguirá la convención mostrada en la **Figura 4**.

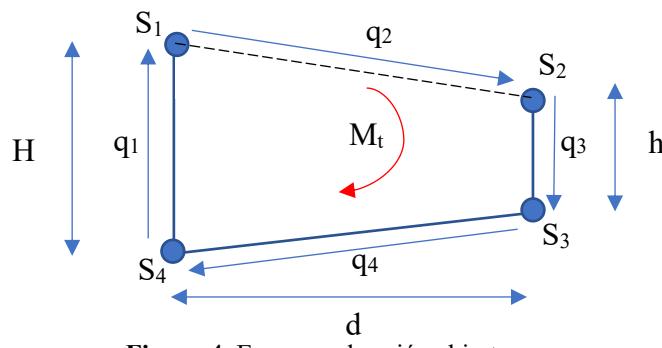


Figura 4. Esquema de cajón abierto

$$q_1 = \frac{M_t}{d \cdot H}; \quad q_3 = \frac{M_t}{d \cdot H}; \quad q_4 = 0 \quad (7)$$

Producto de la flexión diferencial de las chapas 1 y 3, se cargan los cordones aledaños axialmente, el valor absoluto de esta carga se muestra en la ecuación (8), este comportamiento se obtiene por la simetría de la estructura.

$$|s_{i-1,i}| = q_i \cdot \frac{l}{2} \quad (8)$$

La carga sobre los cordones hace que exista una variación del esfuerzo sobre cada cordón cercano al agujero, según la teoría analítica este esfuerzo se disipa en una estación. Por ende, la variación del esfuerzo se puede calcular como se presenta en la ecuación (9) y para resolver el estado tensional que aparece por esta discontinuidad en los módulos adyacentes se aplica la ecuación (4) y (5). Los estados de carga resultantes sobre los cajones contiguos al que le falta la chapa es una superposición de los estados de carga del cajón cerrado con los que surgen producto de la discontinuidad.

$$\frac{\Delta S_i}{a} = \frac{s_i}{l} \quad (9)$$

Para validar los resultados del Método de Elementos Finitos (FEM), se consideraron dos escenarios con un momento torsor. Estos casos están diseñados para simplificar al máximo el proceso de validación. Ambos se centran en un ala con forma de cajón cerrado, compuesta por 4 largueros, 4 chapas y 9 costillas. El segundo escenario involucra un cajón alar al que le falta una chapa, simulando un comportamiento de mantenimiento. Esto permite analizar cómo las cargas por flexión diferencial afectan a la estructura. En los módulos del centro, se analizarán los resultados de ambos casos, se excluyen los cajones extremos donde se aplica la carga y se establece la condición de borde del modelo. Esta exclusión se basa en el principio de Saint-Venant, que sostiene que las concentraciones de tensiones

generadas por estas restricciones desaparecen a distancias suficientemente lejanas de su área de aplicación. Se debe tener presente que el objetivo es validar el modelo con la teoría analítica que esta derivada de un modelo lineal que omite dichas concentraciones.

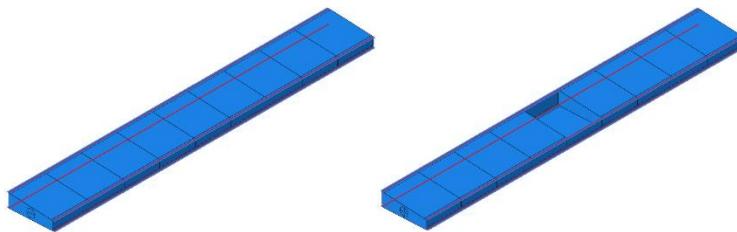


Figura 5. Geometría de los cajones alares

Las condiciones de borde y el estado de carga se mostrarán solo para el cajón cerrado para no hacer más extenso el desarrollo. En ambos casos la carga y el apoyo se realizó en un punto y se propagó en una región circular arbitraria sobre las costillas externas. Las líneas rojas que se muestran en la **Figura 5** corresponde a los cordones, estos se modelaron con elementos “Beam” (es decir, viga en inglés) y todas las chapas se modelaron como elemento “Shell”. El momento se muestra con la flecha magenta en la **Figura 6** y el empotramiento se encuentra en el extremo opuesto. Las condiciones de borde y de carga se muestran sobre una vista cortada de la estructura para presentar ambas en una sola figura.

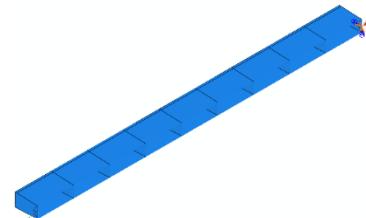


Figura 6. CB de los cajones alares

RESULTADOS Y DISCUSIÓN

COSTILLA

Para validar la teoría se realiza el modelo de una costilla cuadrada perforada con un radio (r) de 10 mm y lados con longitud de 200 mm; tomando las condiciones de borde y carga mostradas en la **Figura 2 y 3**, con un valor de flujo cortante de 1 N/mm; se obtiene el grafico del contorno para el esfuerzo cortante en la costilla del FEM y los resultados dados para la ecuación (3) ejecutados en Matlab, estos se presentan en la **Figura 7**. Los resultados corresponden a los flujos de corte en coordenadas polares.

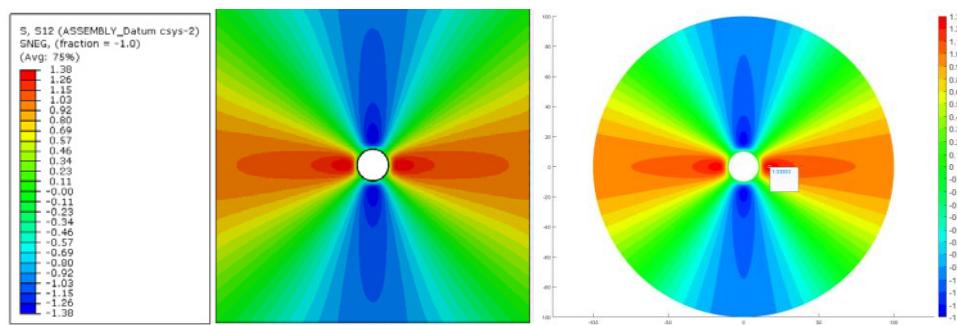
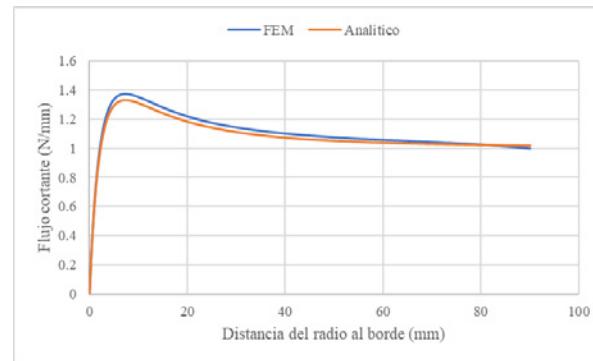
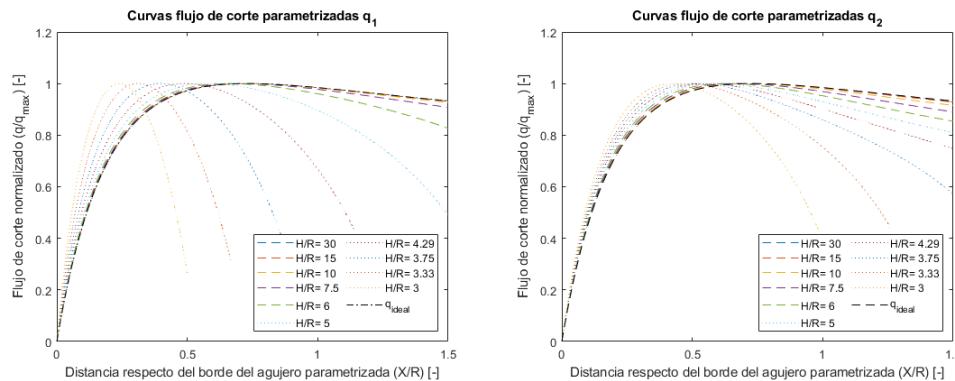


Figura 7. Contorno del esfuerzo cortante en la costilla un agujero [N/mm]

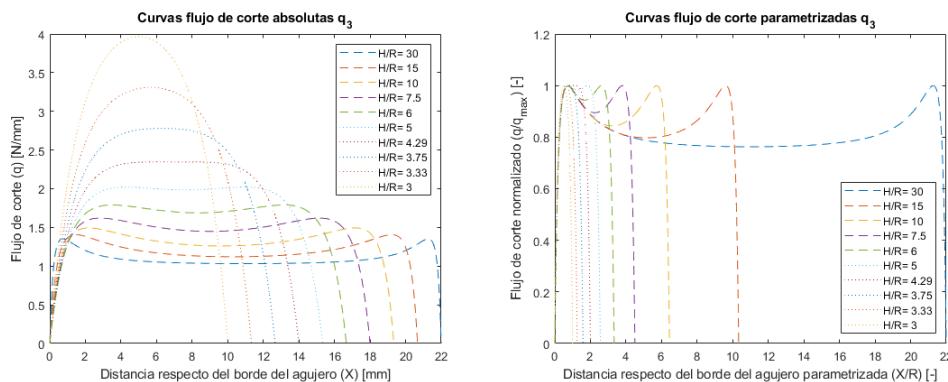
Comparando los valores específicamente para el ángulo de 0° entre el borde interno del agujero y el externo de la chapa en la **Figura 8**, el FEM e ideal (de ahora en mas cuando se hable de conceptos ideales se hace referencia a lo que se obtiene cuando se usa la ecuación (3)), se corresponden en gran medida tanto en los valores máximos con un valor de 1.38 N/mm y 1.33 N/mm respectivamente con un 3% de error, aun así la forma de las dos curvas es bastante similar; teóricamente el flujo medio obtenido de la ecuación (2) es de 1.111 N/mm, el promedio obtenido por FEM para esta sección es de 1.128 N/mm el error es de 1.5 %.

Figura 8. Gráfico flujo cortante para $\theta = 0^\circ$

Para la validación de **flujos medios** (teoría usada en el diseño preliminar de estructuras) se evaluó una chapa arbitraria de dimensiones $H=30$ mm, $B=70$ mm y espesor de 1 mm, con distintos radios de agujero (R), que van de 1 mm a 10 mm (ver Figura 2). Estas chapas se sometieron a un flujo de corte unitario. Se muestra los flujos absolutos obtenidos en FEM a fin de evaluar su forma y valor medio. Para esto se evalúo la forma parametrizada del flujo, normalizando cada flujo en función a su valor máximo y se parametrizando la distancia al borde del agujero relativa al radio del agujero, con el objetivo de poder compararla de forma directa con el flujo ideal (línea negra punteada en la figura 9 y 11).

Figura 9. Flujos q_1 y q_2 parametrizados.

De la Figura 9, se puede observar que las curvas que mejor se ajustan a la curva ideal son para relaciones H/R superiores a 7.5, se concluye solo a partir del flujo q_1 y q_2 , porque el flujo q_3 esta influenciado por dos agujeros y esto no se tiene en cuenta en las hipótesis desarrolladas en la ecuación (3). Cabe destacar que se ve flujos de corte distintos de cero en el borde del agujero para los resultados FEM esto se debe al error numérico asociado al tamaño de la malla. Una malla extremadamente fina como la presentada en la Figura 7 disminuye este error numérico, igualmente para un análisis de forma y de flujos medios este pequeño error es despreciable ya que como se ve en la Figura 7 esta tensión aumenta con una gran pendiente en esa zona cercana al agujero. En la Figura 10 se observan los resultados para q_3 .

Figura 10. Flujos q_3 absoluto y parametrizado

En la **Figura 11** se puede ver los resultados absolutos para q_1 y q_2 , superpuestos a la curva ideal para un radio R de 1 mm y 4 mm. Se puede apreciar la gran similitud con el radio menor ($H/R=30$), el radio mayor de 4 se compara con la relación H/R de 7.5, en este caso ambas curvas solo respetan la forma, esto guarda coherencia con lo analizado en la Figura 9.

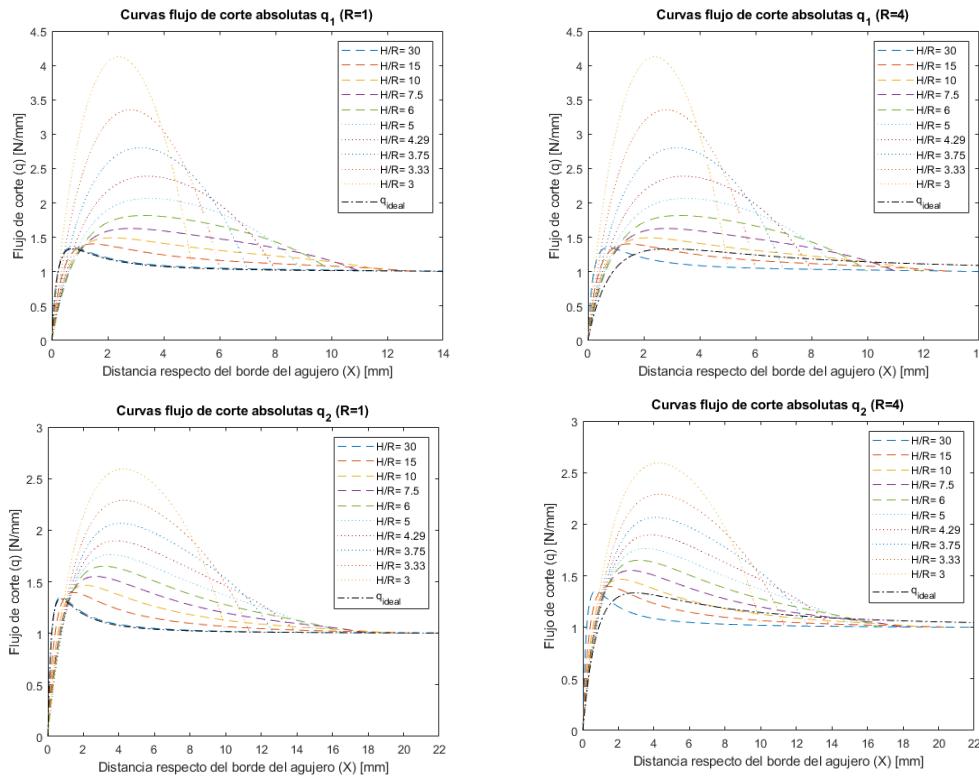


Figura 11. Flujos q_1 y q_2 absoluto

En la tabla 1 se muestra los flujos medios obtenidos con los resultados de FEM para cada R y los obtenidos de forma teórica usando ecuaciones análogas a las presentadas en (1) y (2).

Tabla 1. Resultados flujos medios

Resultados [N/mm]	Teoría			FEM			Error		
	q_1	q_2	q_3	q_1	q_2	q_3	q_1	q_2	q_3
$H/R=30$	1.07	1.05	1.09	1.07	1.05	1.09	0.02%	0.02%	0.01%
$H/R=15$	1.15	1.10	1.19	1.15	1.10	1.19	0.04%	0.07%	0.03%
$H/R=10$	1.25	1.16	1.31	1.25	1.16	1.31	0.05%	0.12%	0.11%
$H/R=7.5$	1.36	1.22	1.44	1.36	1.22	1.44	0.05%	0.19%	0.19%
$H/R=6$	1.50	1.30	1.60	1.50	1.30	1.60	0.05%	0.26%	0.26%
$H/R=5$	1.67	1.39	1.78	1.67	1.40	1.78	0.05%	0.33%	0.35%
$H/R=4.3$	1.88	1.50	2.00	1.88	1.51	1.99	0.03%	0.37%	0.39%
$H/R=3.7$	2.14	1.63	2.26	2.14	1.64	2.25	0.01%	0.41%	0.42%
$H/R=3.3$	2.50	1.79	2.59	2.50	1.80	2.58	0.05%	0.40%	0.44%
$H/R=3$	3.00	2.00	3.00	3.00	2.01	2.99	0.15%	0.36%	0.38%

La teoría de flujos medios, presentada en las ecuaciones (1) y (2), y los resultados de FEM son coherentes, como se muestra en la tabla 1. La discrepancia obtenida en las curvas de flujo entre los flujos ideales y los resultados de FEM se debe al equilibrio de fuerzas. En la ecuación (3), se evalúa una chapa de dimensiones infinitas con un radio de agujero finito, resultando en un valor máximo constante de 1.33 N/mm, variando solo la ubicación del máximo según el radio del agujero; cuando las dimensiones del agujero aumentan respecto a las dimensiones de la chapa, las hipótesis sobre las que se basa el desarrollo del flujo ideal se vuelven inválidas, causando la discrepancia mencionada anteriormente.

CAJON ALAR

Para el análisis del cajón alar se usan las dimensiones (mm) y cargas mostradas (N*mm) en la **Figura 12**, la línea negra punteada representa el cajón abierto en el módulo medio, el área media transversal (A_m) del flujo es de 62500 mm^2 , la longitud (l) entre costillas es de 400 mm y un espesor de la chapa (t) de 0.5 mm.

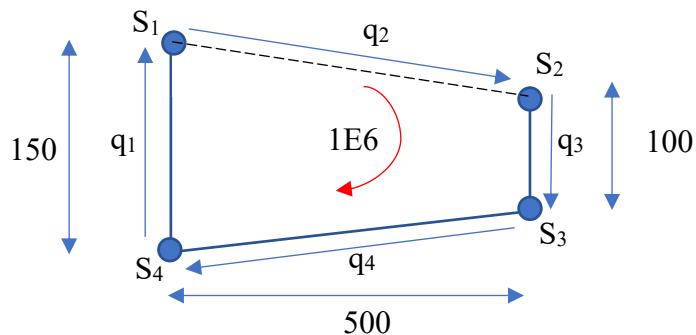


Figura 12. Dimensiones del cajón

Se muestran los resultados del FEM para el cajón cerrado y abierto en las **Figuras 13 y 14**; los resultados se muestran en la tabla 2 como flujo cortante; para trasladar lo obtenido en el modelo FEM se toma promedio de los esfuerzos cortantes en la cara analizada y se multiplican por el espesor de la chapa; para la teoría se remplazan los valores en las ecuaciones y se soluciona el equilibrio del flujo.

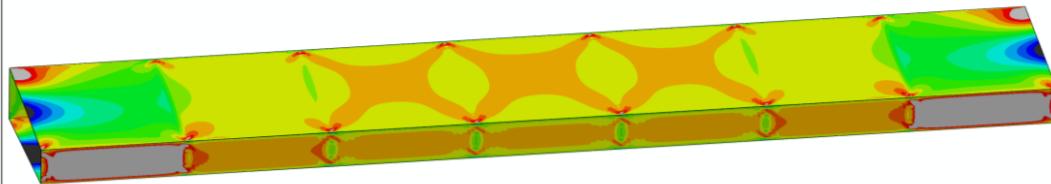
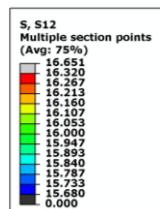


Figura 13. Resultados cajón cerrado FEM para tensiones de corte [Mpa]

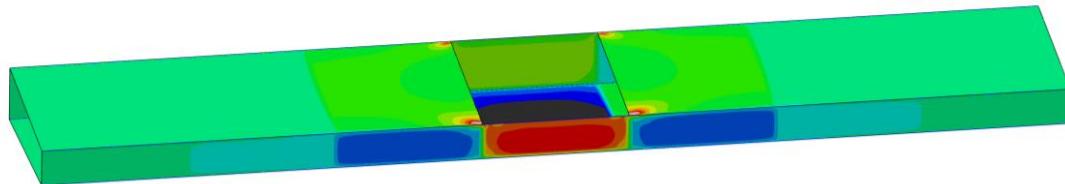
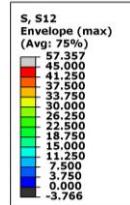


Figura 14. Resultados cajón abierto FEM para tensiones de corte [Mpa]

Los resultados de S1 y S2 teóricos tienen un valor máximo mayor al obtenido por el modelo FEM, debido a que la fuerza se propaga hasta el segundo módulo adyacente, la caída de fuerza en el primer módulo es de un 13% del valor máximo; teniendo en cuenta lo presentado en la ecuación (9) el valor debería ser igual a cero, por lo que se obtienen porcentajes de error mayores para este el módulo abierto de 15%; considerando lo mencionado se calcula la energía para los delta S1 y S2 para generar una coherencia con las hipótesis planteadas, con errores de 2.7% y 1.1% respectivamente.

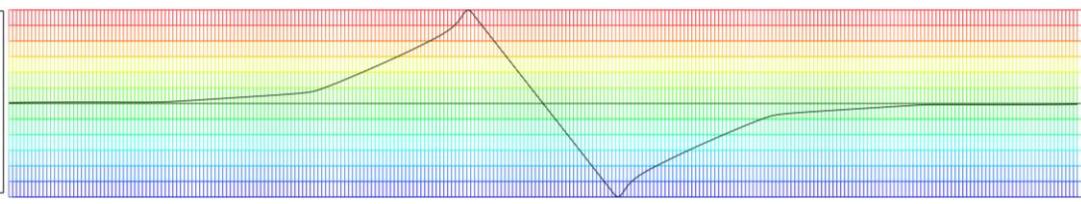
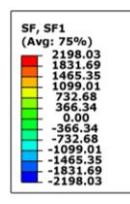


Figura 15. Resultados FEM para S1 [N]

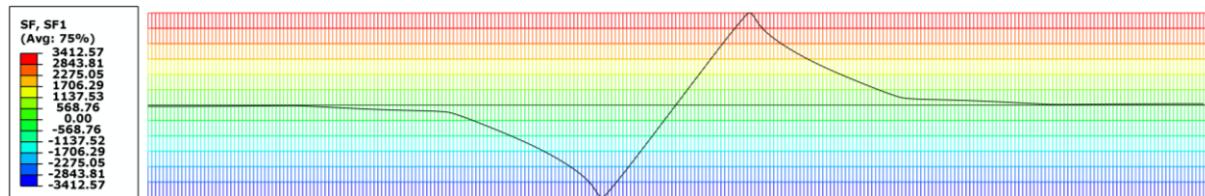


Figura 16. Resultados FEM para S2 [N]

Tabla 2. Resultados cajón alar.

Resultados	Teoría			FEM			Error		
	Cerrado	Abierto	Adyacente	Cerrado	Abierto	Adyacente	Cerrado	Abierto	Adyacente
q1 [N/mm]	8	13.33	5.33	8.12	13.47	5.54	1.50%	0.70%	1.75%
q2 [N/mm]	8	-	12	8.11	-	11.21	1.37%	-	6.58%
q3 [N/mm]	8	20	2	8.12	20.91	2.47	1.50%	4.55%	3.92%
q4 [N/mm]	8	0	12	8.11	1.35	11.23	1.37%	6.75%	6.42%
S1 [N]	0	2666.66	0	-	2198.03	287.75	-	11.72%	-
S2 [N]	0	-4000	0	-	-3412.57	-272.76	-	14.69%	-
S3 [N]	0	4000	0	-	3412.57	272.76	-	14.69%	-
S4 [N]	0	-2666.66	0	-	-2198.03	-287.75	-	11.72%	-
Energía $\Delta S1$	-	533.33 J		-	554.70 J		-	2.67%	
Energía $\Delta S2$	-	-800.00 J		-	-791.62 J		-	1.05%	

CONCLUSIONES

Se detectaron errores relativamente pequeños en ambas validaciones propuestas, todos ellos por debajo del 10%. Estos niveles de error se consideran aceptables en el contexto de un desarrollo analítico centrado en el análisis de un diseño preliminar.

La variación del flujo de corte causado por la presencia de un agujero se puede obtener punto por punto utilizando la función descrita en la ecuación (3) cuando la relación H/R es mayor a 7,5. Para relaciones más bajas, la forma se asemeja más a una campana simétrica.

Incluso en casos de relaciones H/R muy bajas, la teoría de flujos medios puede aplicarse, y el error encontrado para H/R igual a 3 es menor al 0.5%, lo cual se considera un error aceptable.

En la Figura 13, se observa que la mayoría de la estructura del cajón cerrado se encuentra dentro de una tolerancia inferior al 2% en comparación con el valor teórico esperado. Los flujos de corte para el cajón abierto se ajustan satisfactoriamente a la teoría analítica presentada, incluso a pesar de las diferencias encontradas en los esfuerzos de los largueros. Se verificó el error en la energía acumulada en los largueros mediante el análisis FEM y la teoría analítica, y se encontró un error inferior al 3%, lo que justifica la discrepancia en el valor máximo teórico esperado para el esfuerzo en cada larguero, ya que el esfuerzo que se suponía se disipaba en un módulo se está disipando en dos módulos. Los flujos sobre los cajones adyacentes se encontraban muy cerca del valor esperado, lo que, valida la teoría analítica propuesta, con un error inferior al 7%.

REFERENCIAS

1. BRUHN, E. F. Analysis and design of flight vehicle structures, tri-state offset company. 1973.
2. NIU, Michael Chun-Yung. Airframe stress analysis and sizing. 1997.
3. MEGSON, Thomas Henry Gordon. Aircraft structures for engineering students. Butterworth-Heinemann, 2016.
4. TIMOSHENKO, S.; GOODIER, J. N. Theory of Elasticity" McGraw-Hill Book Company. Inc. New York, 1951. Pag. 94, Ec. (62)



7º Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica



UNIVERSIDAD
NACIONAL
DE LA PLATA

Influencia de la humedad en filamentos de Nylon 12 previa manufactura FDM

Alexis M. Caratozzolo (1, 3), Tomás M. Ziroldo(1), Ing. Maximiliano Paiva (2)

(1) *GTA – Grupo de Tecnología Aeroespacial. Universidad Tecnológica Nacional, Facultad Regional Haedo, Buenos Aires, Argentina. CP 1706.*

(2) *GIMF – Grupo de Investigación de Mecánica de la Fractura. Universidad Tecnológica Nacional, Facultad Regional Haedo, Buenos Aires, Argentina. CP 1706.*

(3) E-mail: acaratozzolo@frh.utn.edu.ar

Palabras claves: FDM, CARACTERIZACIÓN DE MATERIALES, HUMEDAD, NYLON 12, ENSAYO DE TRACCIÓN.

Resumen

La tecnología de impresión por deposición de filamentos (FDM) ha significado una gran revolución en la industria, por lo general aplicado a la creación de prototipos y componentes secundarios y/o de bajas solicitudes. Motivados por su posible aplicación en elementos y estructuras de carácter aeroespacial, encontramos una problemática común: la falta de una caracterización precisa de los materiales y los métodos de fabricación analizados como un conjunto.

Se partió de una investigación previa presentada en el 12vo Congreso Argentino de Tecnología Espacial (CATE) [1], la cual centraba sus esfuerzos en obtener una caracterización mecánica de un material de manufactura FDM y en definir métodos de caracterización estandarizados replicables a diferentes materiales, parametrizaciones de manufactura y condiciones de trabajo. Durante su desarrollo, la humedad remanente en el filamento previo proceso de manufactura demostró tener una gran incidencia en las características finales de la probeta. Surge entonces la relevancia de dicha variable.

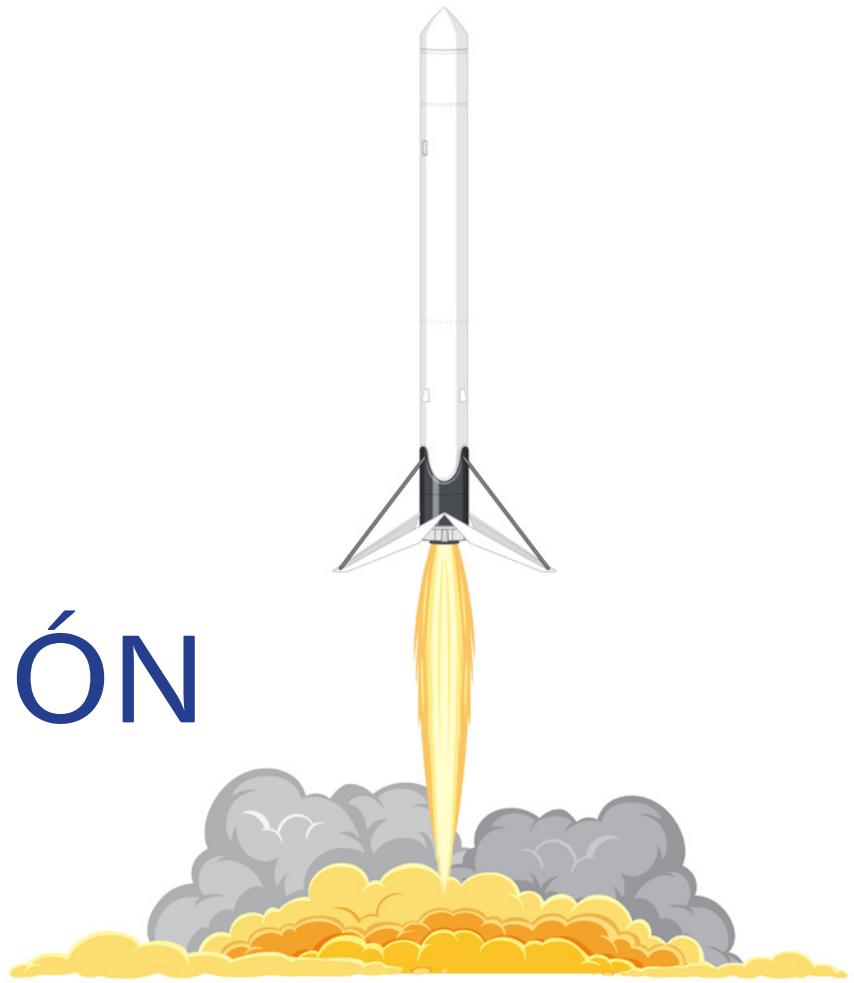
La humedad contenida por el filamento genera micro explosiones de vapor de agua al pasar por el extrusor (que funde el filamento). Esto da lugar a huecos, interrupciones en el flujo, adhesión defectuosa y degradación del filamento, entre otros defectos [2]. Resulta entonces una pieza defectuosa en su manufactura. A partir de esta teoría general se procede a una investigación en profundidad de los efectos de la humedad, comenzando por el estado del arte y realizando estudios propios con dos métodos de secado (4 y 20 horas a 45°C con control térmico y de temperatura) y dos cerramientos de impresión diferenciados.

Las tendencias teorizadas resultaron notorias al momento de ensayar las probetas, con diferencias de hasta un 25% en las tensiones últimas. Adicionalmente se obtiene una primera relación entre la humedad y los parámetros de impresión caracterizados (ángulo relativo de impresión y espesor de deposición) lo cual permite cuantificar el impacto del defecto según el caso de estudio. Resulta importante caracterizar este comportamiento dada su influencia en las características finales de la pieza, permitiendo la aplicación de esta tecnología en futuros desarrollos aeroespaciales y de la industria en general.

Referencias:

- [1] T. M. Ziroldo and A. M. Caratozzolo, “Caracterización de propiedades mecánicas del Nylon 12 por FDM para aplicaciones aeroespaciales,” *12vo Congreso Argentino de Tecnología Aeroespacial*. Mendoza, Apr. 12, 2023.
- [2] L. Fang, Y. Yan, O. Agarwal, S. H. Kang, S. Yao, and J. E. Seppala, “Effects of environmental temperature and humidity on the geometry and strength of polycarbonate specimens prepared by fused filament fabrication,” *Materials*, vol. 13, no. 19, pp. 1–16, Oct. 2020, doi: 10.3390/ma13194414.

PROPULSIÓN



ANÁLISIS DE LAS SEÑALES AUDIBLES DEL BANCO DE PRUEBAS DIGITAL DE LAS BUJÍAS DEL MOTOR TURBOPROPULSOR TPE331

P. Melo ^{a b}, C Lozano ^{a b}, J. Orduy ^a, I. Rodriguez ^b, F. Navarro ^b.

^a Departamento de Ingeniería Aeronáutica - Fundación Universitaria Los Libertadores.
Cra. 16 #63a-68, Sede Caldas - Bogotá, Colombia

^b Departamento de Ingeniería Aeronáutica - Escuela de Aviación del Ejército.
Aeropuerto Internacional El Dorado Nueva zona de Aviación General - Bogotá, Colombia

Email: pfmelod@libertadores.edu.co

RESUMEN

El banco de pruebas digital de las bujías para el motor turbopropulsor TPE331 es un producto innovador desarrollado por el Ejército Nacional de Colombia. Este banco de pruebas se utiliza en el Batallón de Aviones No. 1 para realizar las tareas de mantenimiento de las bujías de los Turbo Commander, lo que ha disminuido significativamente los riesgos auditivos, visuales y eléctricos asociados con el mantenimiento de las bujías. Además, ha mejorado la confiabilidad y los tiempos de mantenimiento, lo que se traduce en un ahorro de tiempo y dinero.

Aunque el manual de mantenimiento estipula que los intervalos de descarga son un parámetro válido para descartar el buen estado de las bujías, el registro de las señales generadas por las pruebas realizadas en el banco permite generar un análisis estadístico e histórico del comportamiento de las bujías bajo condiciones operativas reales. Esto ha llevado a la propuesta de un análisis detallado de las señales auditivas con el fin de encontrar correlación entre las señales y el comportamiento estructural y funcional de las bujías.

El documento presenta un análisis en los intervalos de tiempos históricos de las señales auditivas obtenidas durante un período de seis meses de operación en el Batallón de Aviones No. 1 de cuatro bujías con diferentes características de desgaste estructural y operación. Se evalúan los valores entregados por el banco de pruebas de las bujías y en base a estos se realiza un análisis del comportamiento temporal de los resultados. Este enfoque innovador y detallado en el mantenimiento de las bujías tiene importantes implicaciones en la industria de la aviación y en el mantenimiento de motores turbopropulsores y permite determinar nuevas condiciones para evaluar el estado de las bujías.

Palabras clave: bujías, señales, mantenimiento, bancos de pruebas, aeronáutica.

INTRODUCCIÓN

En la aviación, cada componente desempeña un papel crucial en el funcionamiento seguro y eficiente de las aeronaves. Entre estos elementos fundamentales, las bujías se destacan como componentes esenciales en el sistema de encendido. El correcto funcionamiento de las bujías no solo influye en la eficacia de la ignición de motores, sino que también impacta directamente en la confiabilidad y seguridad del vuelo. Este papel vital de las bujías en las aeronaves ha llevado a una dedicación constante a la mejora y optimización de su mantenimiento.

En su papel investigativo, la Escuela de Aviación del Ejército Nacional de Colombia ha llevado a cabo un proceso de desarrollo tecnológico sumamente relevante. Este proceso se enfocó en la creación y

refinamiento de una herramienta esencial para el taller de aviónica del Batallón de Aviones: el banco de pruebas digital diseñado para la inspección auditiva de las bujías. El objetivo fundamental de esta iniciativa radica en cumplir con una de las especificaciones del manual de mantenimiento del TPE331 [1]. Dicha especificación establece que al aplicar 13 V a dos bujías conectadas a la caja de encendido, debe percibirse al menos una descarga eléctrica en un segundo. En el caso de aplicar 40 V, se espera que se escuchen dos descargas eléctricas en ese mismo lapso.

En el pasado, este proceso se ejecutaba manualmente, lo que generaba diversos inconvenientes, incluyendo el riesgo de descargas eléctricas para el operario, así como la exposición a niveles de ruido excesivos y la posibilidad de daños oculares. No obstante, con la implementación del banco de pruebas, se logró automatizar este proceso. Vale la pena destacar que la metodología utilizada en el desarrollo del banco se basa en una adaptación del método en V, incorporando variantes específicas relacionadas con la investigación [2].

Las investigaciones que precedieron al desarrollo del banco se han focalizado en llevar a cabo pruebas a velocidad constante en el motor, con el propósito de contrastar los procedimientos de encendido en la fase de combustión [3]. En este contexto, se han empleado señales de tensión con diversos propósitos, como se documenta en investigaciones anteriores [6] [7] [8]. Paralelamente, estudios similares han empleado sistemas de adquisición de datos que combinan mediciones de voltaje y corriente para analizar el estado de las bujías [4]. Además, se ha explorado un enfoque que integra diagnósticos ópticos y eléctricos [5]. Para el caso de este estudio, el banco de pruebas desarrollado este se diferencia por la utilización de sensores auditivos en la adquisición de datos además de un software que automatiza la realización de pruebas y las almacena,

Ahora bien, una etapa crítica en el proceso de desarrollo tecnológico es la fase de pruebas en un entorno operativo real, que posibilitó el análisis exhaustivo de la información recopilada a lo largo de un período de seis meses. En esta etapa, se realizaron pruebas experimentales con un total de cuatro bujías en el taller de motores, con el propósito de evaluar su rendimiento y comportamiento en condiciones diversas. Estos ensayos se llevaron a cabo en escenarios que abarcan distintas condiciones operativas, lo que permitió una evaluación completa y representativa. La variable clave evaluada consiste en el intervalo de tiempo de las señales auditivas de descarga, registrándose mensualmente.

METODOLOGÍA

En esta sección, se detalla el enfoque metodológico empleado para llevar a cabo el análisis de las bujías utilizadas en las aeronaves Turbocommander del Ejército Nacional de Colombia. Se describe el proceso de selección de las muestras, la adquisición de señales de audio provenientes de las bujías, así como el análisis posterior de estas señales. Finalmente, se exponen los parámetros operativos registrados durante las pruebas en el banco de pruebas. Cada paso metodológico se presenta con el fin de proporcionar una comprensión detallada de cómo se llevó a cabo el estudio y se recopilaron los datos para su posterior análisis.

Selección de Muestras

Para llevar a cabo este análisis, se seleccionaron de manera cuidadosa cuatro (4) bujías usadas (Figura 1) las cuales son identificadas así: (a) B 47756 Bujía 300 H – buen estado, (b) B 47757 Bujía 760H - buen estado, (c) B47758 Bujía 800H– estado regular (d) B47759 Bujía fuera de servicio – con fallos, estas son puestas en servicio en las aeronaves Turbocommander dentro del Ejército Nacional de Colombia. Esta selección se realizó con el propósito de garantizar la representatividad de las muestras y abarcar un espectro de condiciones operativas y niveles de desgaste que pudieran ser observados en el campo, cabe anotar que la bujía B47759, no está operativa debido a que presenta fallos estructurales en los orificios del cuerpo superior de la bujía y presencia de óxido. en electrodo central



Figura 1. Bujías seleccionadas para el análisis.

Adquisición de Señales de Audio

Las señales de audio de las bujías seleccionadas fueron adquiridas utilizando el banco de pruebas digital diseñado específicamente para la inspección auditiva de bujías de aeronaves. Este sistema permitió la captura precisa de las señales emitidas durante las pruebas, las cuales reflejaban los patrones sonoros generados por el encendido y funcionamiento de las bujías. El banco cuenta con un software diseñado para la automatización de la prueba, una fuente de alimentación controlable que permite la variación de la tensión, además con los elementos propios del sistema de ignición de la aeronave; la bujía se conecta en una zona de prueba que consta de una cámara anechoica y un protector visual similar al que se usa en el procedimiento de la soldadura con electrodo.



Figura 2. Banco de pruebas digital para la inspección auditiva de las bujías,

Análisis de Señales

Una vez adquiridas las señales, se realiza el procesamiento y análisis para ello se utiliza el software propio llamado Spark plug V 1.0 desarrollado en LabVIEW, este inicialmente filtra las señales adquiridas, calcula los picos altos de señal y registra el tiempo en que se genera este, posteriormente realiza la diferencia entre tiempos de los picos continuos, procede a determinar la media de estas diferencias y por último guarda la información obtenida.

Registro de Parámetros Operativos

Durante las pruebas en el banco de pruebas digital, se registraron los intervalos de tiempo en los cuales se operó el banco. Este registro incluyó los niveles de voltaje aplicados en un rango de 10 a 40 Voltios. Estos niveles adicionales proporcionaron información amplia, permitiendo correlacionar los patrones de señales auditivas con las condiciones eléctricas bajo las cuales las bujías estaban funcionando.

Tabla 1. Características de las bujías.

Bujía	Id	Uso (H)	Operativa	Estado estructural
1	B 47756	300	Si	10/10
2	B 47757	760	Si	8/10
3	B 47758	800	Si	6/10
4	B 47759	780	No	2/10

RESULTADOS Y DISCUSIÓN

En este apartado se muestran los resultados obtenidos durante el transcurso de seis meses de los intervalos de tiempo entre descargas eléctricas que se registraron el banco de pruebas en un rango de 10V a 40V, en general se puede observar que las variaciones en las bujías identificadas B 47756 , B 47757, B 47758 en los niveles de tensión superior a los 38V presenta una dispersión superior a los otros niveles, estos en un rango de 0,00760044 a 0,30656266 s, que se puede intuir al observar en la figura 3, para la bujía identificada como B 47759 que se operó en el banco simulando su operación normal, esto debido a que se encontraba fuera de los estándares de seguridad, se puede inferir que su dispersión en el transcurso de las prueba tienen una dispersión amplia, aunque no se consideraría por manual como defectuosa por motivos de no superar a los 10V el intervalo de tiempo de 1 segundo como tampoco supera con una tensión de 40V los 0,5 segundos.

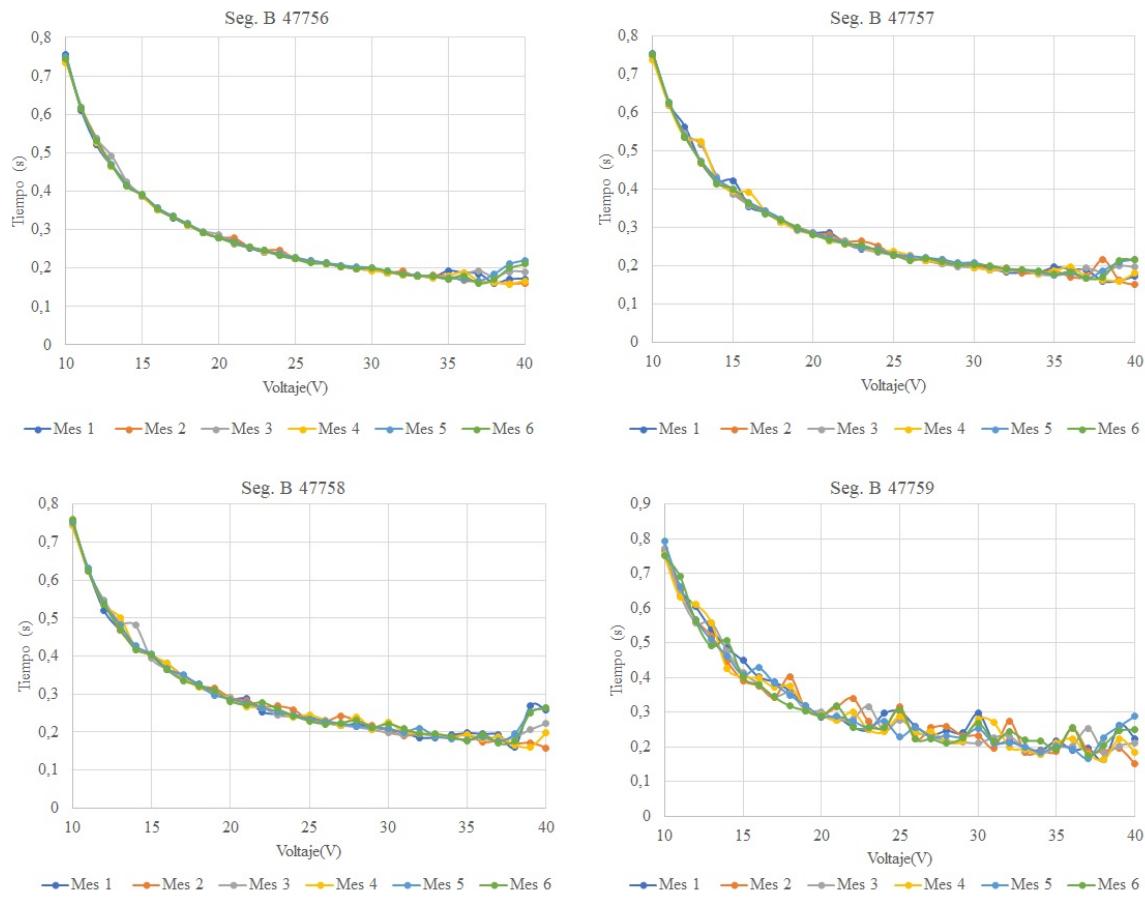


Figura 3. Datos adquiridos del seguimiento en seis meses de las bujías estudio en el banco de pruebas.

Para lograr una visualización más efectiva, se efectúa la suma de las dispersiones. Esto posibilita la identificación de patrones similares en niveles superiores a 35 V. Es importante resaltar que se observan picos significativos en los valores de 10 V a 15 V para las bujías B 47757 y B47758. En cuanto al comportamiento de la bujía B47759, únicamente muestra similitud en los niveles de 19V y 20V. En los demás niveles, su comportamiento varía en comparación con las bujías en buen estado.

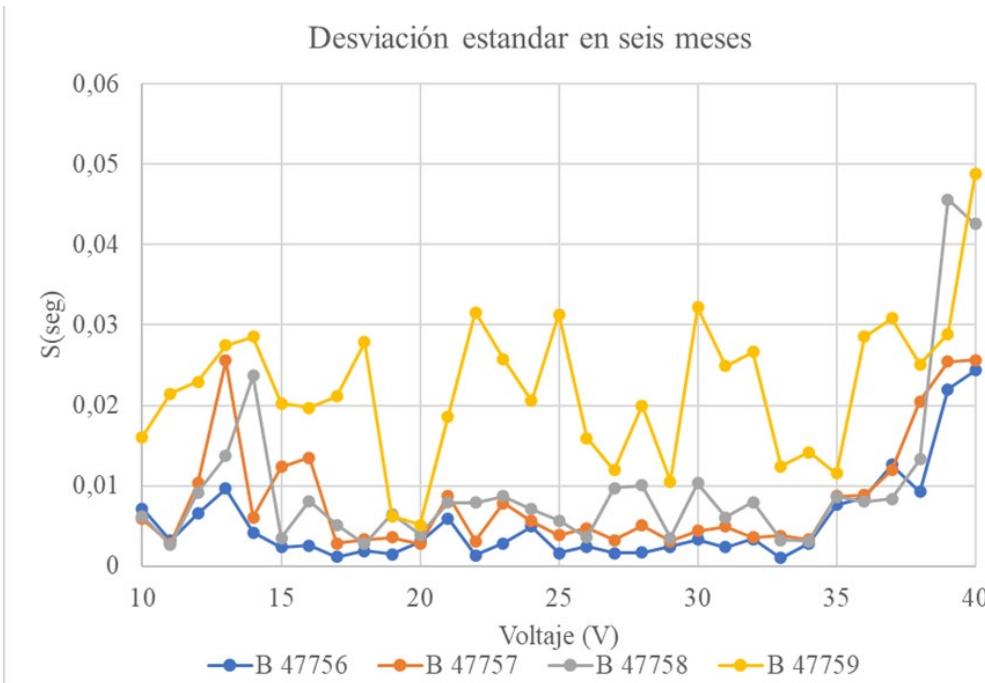


Figura 3. Desviación estándar de los seis meses de prueba de los datos obtenidos en el banco de pruebas.

Es relevante destacar que la bujía B 47759 presenta valores más elevados de dispersión sumatoria en comparación con las otras bujías. Asimismo, esta superioridad se refleja tanto en el nivel mínimo de dispersión, observado a 20V, como en el nivel máximo de dispersión, evidente a 40V

Tabla 2. Valores de dispersión en las cuatro bujías.

Id Bujía	B 47756	B 47757	B 47758	B 47759
Sumatoria dispersión (s)	0,16503537	0,25523966	0,30656266	0,68681157
Dispersión mínima (s)	0,00098319	0,00276671	0,00260051	0,00515031
Dispersión máxima (s)	0,02436186	0,02561222	0,04557866	0,04875661

Dada su condición, era de esperar que la bujía con un comportamiento destacado fuera la B 47756, mientras que la bujía B47757 y B47758 mantienen una tendencia similar hasta los 37V, en los niveles 38V a 40V la bujía B47758 presenta una variación significativa.

CONCLUSIONES

En primer lugar, se llega a la conclusión de que, aunque el manual de mantenimiento del motor establece que el intervalo de tiempo es un factor determinante para categorizar una bujía como no operativa, es esencial considerar otros elementos de identificación para emitir un veredicto adecuado sobre el estado de la bujía. En el estudio presentado, se observa que, a pesar de presentar daño estructural, la bujía no excedió los límites establecidos por el manual. Por ejemplo, a 10 V, el máximo intervalo de tiempo registrado fue de 0.7509 segundos, lo cual no supera el umbral de un segundo. Del mismo modo, a 40V, el intervalo de tiempo máximo fue de 0.2501 segundos, lo que también se mantiene por debajo del límite de 0.5 segundos requerido para identificar la bujía como no funcional.

Aunque los intervalos de tiempo de la bujía no operativa no exceden los límites establecidos, se puede notar que, en comparación con los intervalos de tiempo de las otras bujías, estos son al menos 0.0323 segundos mayores en el nivel de 10V y 0.0252 segundos mayores en 40V.

Este estudio se centra en analizar el comportamiento de las bujías a lo largo de un período de seis meses en relación con el intervalo de tiempo definido en el manual de mantenimiento. Sin embargo, la evaluación del estado del componente podría mejorarse al incorporar otras variables, como la frecuencia, la amplitud del sonido de las bujías o el color de la chispa. Complementar el análisis con estas variables permitiría una evaluación más completa y precisa. Además, se podría explorar la utilización de nuevas técnicas para el mantenimiento predictivo, como se sugiere en las referencias [9] y [10].

El banco de pruebas desarrollado para determinar el intervalo de tiempo entre chispas de la bujía permite adquirir las señales, procesarlas y analizarlas, este proceso es novedoso y contribuye a la interpretación de los resultados de las señales entregadas por ello el banco debe entrar en un proceso de madurez tecnológica durante donde evolucione de una demostración en entorno operacional a un sistema completo y certificado [11].

REFERENCIAS

1. Allied-Signal / Garrett. 1983. *TPE331-10U Turboprop Engine Maintenance Manual*. Vol. FAA Approv
2. Cabrera Arias, Carlos Arturo, Fabian Steven Garay Rairan, Ingrid Arango Calderón, and Óscar Edilson Gómez Vargas. 2020. “Design of a Troubleshooting Digital Test Bench for the Beechcraft King C-90, 200, B200, 300 and 350 Aircraft GCU.” *Ingeniería* 25(3):393–409. doi: 10.14483/23448393.16903.
3. Czarnigowski J, Jakliński P, Karpiński P. Comparison of dual and single spark ignition in operation of a large piston aircraft engine. *International Journal of Engine Research*. 2021;22(9):2884-2899. doi:10.1177/1468087420960965
4. Kyuregyan, N.S., Golentsov, D.A. & Flanden, V.S. The Features of Signal Recording and Data Processing in the Diagnosis of Spark Plugs Discharge Parameters in Gas-Turbine Engines (GTE). *Autom Remote Control* 80, 380–384 (2019). <https://doi.org/10.1134/S0005117919020140>
5. Oliveira, C., Reis, J. L., Souza-Corrêa, J. A., Pino, A. D., & Amorim, J. (2012). Optical and electrical diagnostics of a spark-plug discharge in air. *Journal of Physics D*, 45(25), 255201. <https://doi.org/10.1088/0022-3727/45/25/255201>
6. Кузбеков, А. Т. (2021, 17 mayo). RU2766478C1 - Method of testing and checking serviceability of spark plugs of gas turbine engines - Google Patents. <https://patents.google.com/patent/RU2766478C1/en>
7. Iwata, T. (1988, 13 octubre). US4987771A - Misfire detection device for an internal combustion engine - Google Patents. [https://patents.google.com/patent/US4987771A/en?q=\(F02P17%2f00\)](https://patents.google.com/patent/US4987771A/en?q=(F02P17%2f00))
8. Klein, H. (1988, 2 septiembre). US5159912A - Apparatus for electronic engine control with performance check for the final ignition stage - Google Patents. [https://patents.google.com/patent/US5159912A/en?q=\(F02P17%2f00\)](https://patents.google.com/patent/US5159912A/en?q=(F02P17%2f00))
9. Park P, Marco PD, Shin H, Bang J. Fault Detection and Diagnosis Using Combined Autoencoder and Long Short-Term Memory Network. *Sensors*. 2019; 19(21):4612. <https://doi.org/10.3390/s19214612>
10. M.D. Dangut, Z. Skaf and I.K. Jennions, An integrated machine learning model for aircraft components rare failure prognostics with log-based dataset. *ISA Transactions* (2020), <https://doi.org/10.1016/j.isatra.2020.05.001>.
11. Miguel Ibáñez, J. (2014). Aplicaciones de la Teoría de Juegos a la Economía Industrial: niveles de madurez de la tecnología technology readiness levels. TRLS. Una introducción (393.a ed.). Centro de Publicaciones del Ministerio de Industria, Energía y Turismo.



7º Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica



UNIVERSIDAD
NACIONAL
DE LA PLATA

Indicadores de performance de motores a reacción

J.I. D'Iorio (1), S. Pezzotti (1), R. Mercedes (1), J. Rodríguez (1)

(1) Universidad Nacional de La Plata, Facultad de Ingeniería, La Plata, Argentina.

Autor principal: juanignacio.diorio@ing.unlp.edu.ar

Palabras claves: MOTORES A REACCIÓN, PERFORMANCE, CONTAMINANTES, OACI.

Resumen

En el presente trabajo se analizan algunos parámetros de motores a reacción obtenidos de la base de datos de certificación de la Organización de Aviación Civil Internacional (OACI) [1], medidos de acuerdo a estándares de este mismo ente [2] y certificados por las Autoridades de Aviación Civil de los Estados de diseño de los motores. Se plantean diferentes indicadores relacionando variables como consumo de combustible, potencias, masas, índice de derivación, emisiones contaminantes, entre otros.

También se consideran las evoluciones históricas de algunas variables – contemplando motores certificados a principios de los años '70 hasta los actuales – con el fin de evidenciar ciertas tendencias relacionadas a condiciones de diseño, tanto en su disposición como en el consumo de combustible y las consecuentes emisiones gaseosas contaminantes, considerando trabajos previos [3][4][5][6], y con el objeto de evidenciar las políticas de reducción de las citadas emisiones por OACI mediante diversos mecanismos [2] [7] [8].

Referencias:

- [1] ICAO Aircraft Engine Emissions Databank, 2023.
- [2] Annex 16 to the Convention on International Civil Aviation, Environmental Protection, Volume II – Aircraft Engine Emissions, 4th Edition, 2017.
- [3] D'Iorio, J.I. (2007). Análisis de los principales contaminantes emitidos por los motores a reacción (BMW Roll-Royce, CFM Internacional, Allison Engine Company / Rolls-Royce Corporation, General Electric, Pratt & Whitney Aircraft Group, Rolls-Royce Ltd) que propulsan la actual flota aerocomercial prestando especial atención a los HC, CO y NOx. Informe Interno GTA (Grupo de Transporte Aéreo).
- [4] Coppa, M., Tomassini, N., D'Iorio, J.I., Di Bernardi, C.A. (2013). Cálculo de aporte contaminante gaseoso en los principales aeropuertos y rutas argentinas. IV Congreso de la RIDITA.
- [5] Di Bernardi, C.A., D'Iorio, J.I., Coppa, M., Monteagudo Ahumada, J.P., Tomassini, N. (2014). Análisis comparativo de operaciones en el ciclo LTO en distintos aeropuertos de la región SAM. XIII SITRAER.
- [6] Coppa, M., D'Iorio, J.I., Di Bernardi, C.A. (2015). Análisis operacional y el impacto gaseoso del ciclo LTO en distintos aeropuertos europeos. V Congreso de la RIDITA.
- [7] Annex 16 to the Convention on International Civil Aviation, Environmental Protection, Volume III – Aeroplane CO₂ Emissions, 1st Edition, 2017.
- [8] Annex 16 to the Convention on International Civil Aviation, Environmental Protection, Volume IV – Carbon Offsetting and Reduction Scheme for International Aviation (CORSIA), 1st Edition, 2018.



7º Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica



UNIVERSIDAD
NACIONAL
DE LA PLATA

Proceso de fabricación e integración de motor cohete Tatu-7 de propelente líquido

G. Ramirez (1), D. Scuto (1), J. Paladini (1), A. Patanella (1)

(1) Universidad Nacional de La Plata, Facultad de Ingeniería, La Plata, Argentina.

CTA – Centro Tecnológico Aeroespacial, Universidad Nacional de La Plata Calle 116 e/47 y 48 (1900)
La Plata, Argentina. <http://www.cta.ing.unlp.edu.ar>

Autor principal: Gaspar Ramírez. gaspar.ramirez@alu.ing.unlp.edu.ar

Palabras claves: CAM, CNC, CENTRO DE MECANIZADO, TORNO.

Resumen

En el presente trabajo se resume la estrategia adoptada para el proceso de fabricación de un motor cohete de propelentes líquidos perteneciente al proyecto TATU desarrollado por el Centro Tecnológico Aeroespacial de la UNLP.

El motor cohete a desarrollar en este proyecto se caracteriza por poseer 7 inyectores en su cabezal de inyección, dichos inyectores serán descriptos en otro trabajo junto a su proceso de fabricación. Este trabajo partió desde el análisis del diseño de los componentes del motor frente a su viabilidad de producción con los recursos disponibles, como ser las herramientas y las materias primas disponibles en el mercado nacional y la maquinaria propia del CTA. Posteriormente se planteó una estrategia de mecanizado para cada componente realizada mediante CAM, buscando la optimización de tiempos utilizando ciclos combinados entre un torno CNC modelo TL 2 y un centro de mecanizado de 5 ejes modelo UMC 750, ambos de la marca Haas Automation. En esta estrategia se tuvieron las consideraciones necesarias para cumplir con las tolerancias geométricas y las calidades superficiales requeridas. En el proceso de cada uno de los componentes surgieron necesidades de crear accesorios para obtener un correcto mecanizado, se editaron postprocesadores para lograr la transformación necesaria del programa CAM al lenguaje del controlador de cada equipo CNC y se estudió las calidades de las herramientas en función del tipo de material a utilizar. Se detallan los problemas enfrentados en la fabricación, mostrando imágenes del proceso así como del producto terminado.



7º Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica



UNIVERSIDAD
NACIONAL
DE LA PLATA

Análisis termo-mecánico de motor cohete Tatu-19 de 1400kg de empuje para banco de ensayo alimentado con LOx y LCH₄

V. Mathieu (1), J. Paladini (1), A. Patanella (1)

(1) Universidad Nacional de La Plata, Facultad de Ingeniería, La Plata, Argentina.

CTA – Centro Tecnológico Aeroespacial, Universidad Nacional de La Plata Calle 116 e/47 y 48 (1900) La Plata, Argentina. <http://www.cta.ing.unlp.edu.ar>

Autor principal: valentin.mathieu@alu.ing.unlp.edu.ar

Palabras claves: FEM, “SWIRL”, MOTOR, BANCO DE ENSAYO.

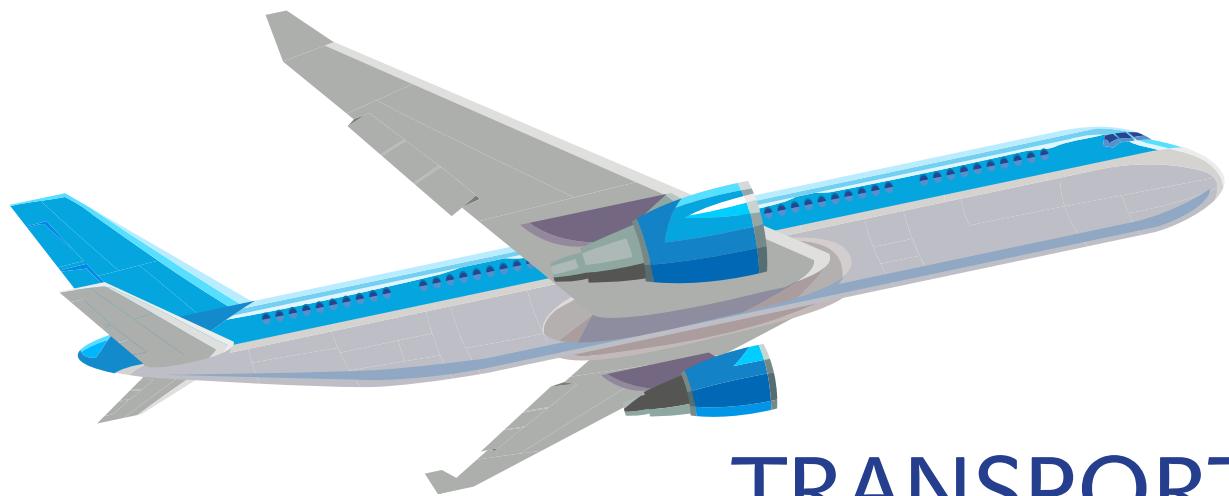
Resumen

El presente trabajo involucra una parte del proyecto Ve-CTA el cual consiste en el diseño, fabricación y lanzamiento de un vehículo lanzador experimental de 3,5 toneladas de empuje. Particularmente durante la etapa de diseño y validación del motor principal, se realizan en simultáneo desarrollos y pruebas de motores con cabezales de inyección y cámaras de empuje en menor escala con la finalidad de verificar el funcionamiento, parámetros críticos del ciclo y el comportamiento de los materiales en pruebas realizadas en un banco de ensayo. Es por este motivo que se lleva a cabo un análisis transitorio termo-mecánico de un motor de prueba de 19 inyectores tipo “swirl-swirl” alimentado con sistema de presurización en tanques y tobera (no refrigerada) durante la operación en banco. En este tipo de motor se utilizan propelentes líquidos, oxígeno para el oxidante y metano como combustible.

Para el análisis termo-mecánico del motor se realizan etapas de cálculo, tanto analítico como simulaciones numéricas para verificar que los valores de tensiones, deformaciones y temperaturas se encuentren dentro de un rango admisible durante el funcionamiento, donde finalmente en el ensayo se verifican los cálculos realizados. El trabajo está enfocado en la etapa de cálculo, especialmente en la simulación por elementos finitos del cabezal de inyectores, cámara de combustión y tobera. Cuando se realiza una simulación, se pretende obtener variables de salida (deformaciones, tensiones, reacciones, temperaturas, flujos de calor) que se aproximen a los valores reales, por lo tanto, se requieren todas las variables de entrada posibles (dependientes e independientes) del tipo físicas, mecánicas y térmicas para que la simulación se aproxime a las condiciones de ensayo. Las distintas partes que conforman el sistema de inyección de propelente se encuentran solicitadas, ya sea en régimen estacionario o transitorio, a distintas cargas mecánicas (presión de gases y fluidos, pretensado, vinculaciones, vibraciones, cargas externas) y cargas térmicas (convección del oxidante y combustible, convección y radiación de los gases calientes) que en conjunto originan una distribución de tensiones y temperaturas compleja que requiere un proceso de cálculo extenso utilizando métodos numéricos.

La secuencia de cálculo se debe aproximar al proceso real desde la puesta en marcha, que comprende desde el montaje del motor en el banco de ensayo hasta la finalización de la prueba que tiene una duración de 5 segundos. Los resultados que se obtienen por simulación FEM ayudan a visualizar las regiones del motor que están más solicitadas, para luego verificar si las propiedades del material utilizado en el diseño (tensión admisible y temperatura máxima/mínima de servicio) verifican los valores de simulación.

Con el fin de validar los cálculos y la simulación, al momento de realizar el ensayo, se utilizan dispositivos de medición para determinar deformaciones (strain gage), reacciones de vínculo (celdas de carga), presiones (sensores de presión) y temperaturas en regiones específicas del motor (termocuplas).



TRANSPORTE AÉREO

ESTIMACIÓN DE EMISIONES DE DIÓXIDO DE CARBONO EN OPERACIONES AÉREAS DEL AEROPUERTO EL DORADO USANDO TECNOLOGÍA ADS-B

J. Daza^a, C. Lozano^a, P. Melo^a, J. Orduy^a, D. Aldana^b y E. Vacca^a

^a Ingeniería Aeronáutica – Facultad de Ingeniería y Ciencias Básicas – Fundación Universitaria Los Libertadores

Carrera 16 #63^a – 68, Bogotá - Colombia

^b Ingeniería Aeronáutica – Escuela de Aviación del Ejercito (ESAVE)

Aeropuerto Internacional El Dorado Nueva zona de Aviación General, Bogotá - Colombia

Email: jcdazar01@libertadores.edu.co

RESUMEN

El incremento en las operaciones aéreas genera desafíos medioambientales, siendo las emisiones de dióxido de carbono (CO2) uno de los principales. Durante 2022, Colombia experimentó un incremento del 57,2% en el número de pasajeros transportados respecto al año previo. Ante este panorama, el presente trabajo se enfoca en cuantificar las emisiones de CO2 producidas por aeronaves en el espacio aéreo de Bogotá, basándose en datos proporcionados por el sistema ADS-B in terrestre. Estos datos se emplearon para calcular el consumo de combustible utilizando la base de datos de rendimiento de aeronaves (BADA). Posteriormente, se estimaron las emisiones de CO2 y se representaron en un mapa de Bogotá, facilitando una comparación con el Índice Bogotano de Calidad de Aire (IBOCA). Finalmente, se implementó un algoritmo de random forest con el propósito de predecir futuros niveles de CO2 en la ciudad a partir de altitud y latitud y longitud."

Palabras clave: ADS-B, CO2, predicción, contaminación, aeronaves.

INTRODUCCIÓN

El rápido crecimiento del sector aéreo, potenciado por la recuperación post-pandemia, ha llevado a un aumento significativo en las operaciones aéreas a nivel global. Solo en Colombia, el número de pasajeros transportados se incrementó en un 57,2% en 2022 en comparación al año previo. A pesar de los evidentes beneficios económicos, este crecimiento conlleva desafíos medioambientales. Uno de los problemas más relevantes es el incremento en las emisiones de dióxido de carbono (CO2) producidas por las aeronaves [1].

Mientras las aeronaves operan, no solo generan CO2, sino también una variedad de compuestos químicos, como vapor de agua (H2O), óxidos nitrosos (NOx), y muchos otros. Estos contaminantes, dependiendo de la fase operativa de la aeronave y del combustible consumido, pueden afectar significativamente la calidad del aire en las ciudades cercanas a aeropuertos. En Bogotá, para monitorizar y actuar ante la contaminación, se ha implementado el Índice Bogotano de Calidad de Aire (IBOCA). Este índice, mediante sensores distribuidos en la ciudad, mide en tiempo real la calidad del aire, incluyendo la cantidad de partículas PM2,5 y PM10, que poseen un marcado impacto en la salud humana, esto lo que nos indica es la cantidad de partículas con diámetro aerodinámico menor que 2,5 micrómetros y 10 micrómetros respectivamente [2], [3].

Para abordar la problemática de las emisiones en el espacio aéreo de Bogotá, este estudio se centra en el uso del sistema ADS-B. A través de este sistema, es posible recopilar datos esenciales de las aeronaves, como su posición y nivel de vuelo. Al integrar estos datos con la base de datos de rendimiento de aeronaves (BADA), se pueden estimar los niveles de combustible y, consecuentemente, calcular las emisiones de CO2 mediante un factor definido por la OACI. [4].

El sistema ADS-B es un sistema de vigilancia automática que permite la recopilación de datos de las aeronaves sin la intervención de un operador. Dependiendo de sistemas a bordo, como el de navegación global por satélite, transmite información como identificador de la aeronave, posición, y rumbo [5], [6]. Está compuesto por dos componentes principales: el ADS-B OUT, que procesa y transmite los datos de la aeronave, y el ADS-B IN, encargado de la recepción de datos en tierra y potencialmente en otras

aeronaves. Este sistema ha sido respaldado por la Administración Federal de Aviación (FAA) como un avance significativo para la gestión del tráfico aéreo [7], [8]. Para superar las limitaciones de rango visual, especialmente en zonas con obstrucciones, se ha integrado el uso de satélites, garantizando una transmisión efectiva de la señal entre la aeronave y las estaciones receptoras en tierra [9]. La Figura 1 presenta los actores clave involucrados en el funcionamiento del sistema ADS-B.

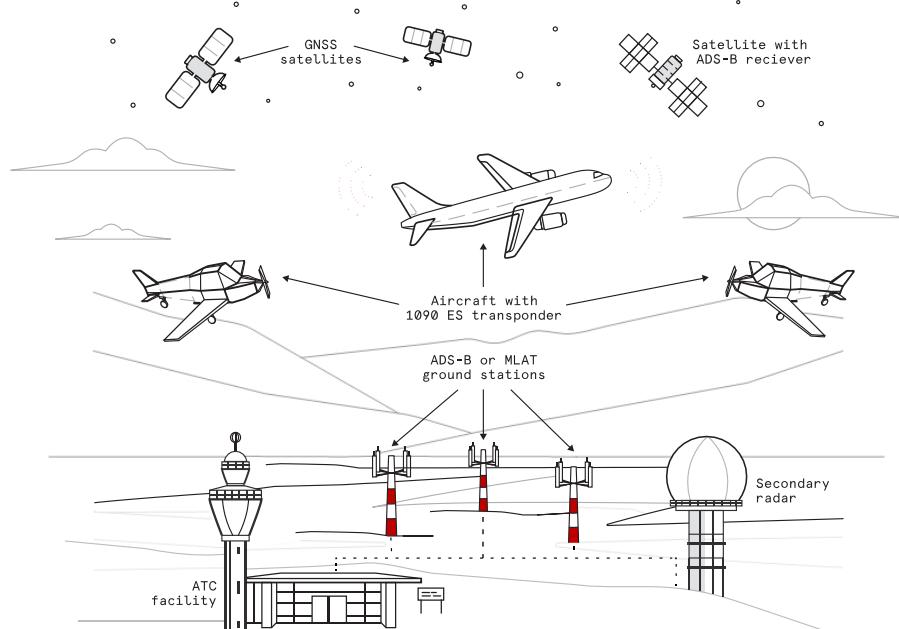


Figura 1. Actores principales del sistema ADS-B [10], [11].

Los datos provenientes del sistema vienen contenidos en un mensaje o trama con una longitud de 112 bits separados en 5 bloques, cada una de estas secciones tienen asociadas un numero de bits que permite identificar de que está compuesta como se puede evidenciar en la tabla 1 [12]. La Unidad Administrativa Especial de Aeronáutica Civil (UAEAC) ha regulado el uso del sistema ADS-B en la frecuencia 1090 MHz en Colombia. Para capturar estos datos, se requieren antenas omnidireccionales y receptores basados en Software Defined Radio (SDR). Aunque hay plataformas con redes de antenas disponibles, su acceso completo puede ser costoso. Por ello, esta investigación empleó una antena y receptor propios, utilizando MATLAB para procesar las señales y obtener los datos directamente [13].

Tabla 1. Composición de las tramas ADS-B [6].

Bit	No. Bits	Abreviación	Información
1-5	5	DF	Downlink format
6-8	3	CA	Transponder Capability
9-32	24	ICAO	ICAO aircraft address
33-38 (33-37)	56 (5)	ME (TC)	Message, extended squitter (Type code)
89-112	24	PI	Parity/Interrogator ID

La Base de Datos de Rendimiento de Aeronaves (BADA, por sus siglas en inglés), es una herramienta esencial en el análisis y modelado de operaciones aéreas. Desarrollada y mantenida por la Organización Europea para la Seguridad de la Navegación Aérea (EUROCONTROL), BADA proporciona información detallada sobre el rendimiento de las aeronaves, incluyendo aspectos como el consumo de combustible en distintas fases del vuelo. Esta base de datos se ha convertido en una referencia en la industria aeronáutica, permitiendo a investigadores realizar estimaciones precisas sobre emisiones y otras variables operativas.

El principal objetivo de esta investigación es estimar las emisiones de CO₂ originadas por las operaciones aéreas en el aeropuerto El Dorado de Bogotá. Para ello, se integran los datos del sistema ADS-B con la Base de Datos de Rendimiento (BADA). Además, se propone un modelo de machine learning para predecir los niveles de CO₂ en ubicaciones geográficas específicas, y se valida esta estimación mediante comparación con las mediciones del Índice Bogotano de Calidad de Aire (IBOCA).

METODOLOGÍA

El desarrollo de este proyecto se basó en la metodología CRISP-DM, un modelo de proceso para la minería de datos que consta de seis fases iterativas, mostradas en la Figura 2. Este enfoque es especialmente adecuado dada la relevancia actual de la ciencia de datos[14].

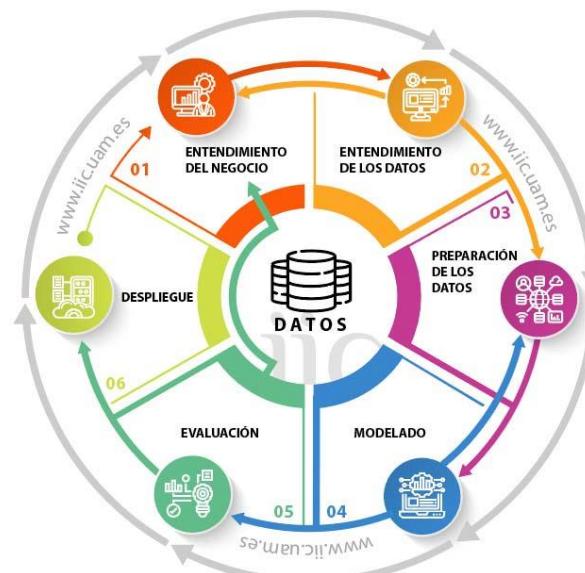


Figura 2. Fases de la metodología CRISP-DM [15].

Para el desarrollo de la presente investigación se implementaron las fases del modelo de la siguiente manera:

Fase 1: Durante esta etapa, se estableció el uso del receptor ADS-B IN operando a 1090 MHz y se implementó un decodificador en el software Matlab. La recolección de datos se realizó entre el 25 de marzo y el 1 de abril de 2023. La antena se situó en las instalaciones de la Fundación Universitaria Los Libertadores, Bogotá. Para el análisis de datos, se optó por el lenguaje de programación Python.

Fase 2: En esta etapa, se procesaron y revisaron los datos ADS-B recopilados de las aeronaves. Se identificaron y descartaron datos que no eran relevantes para el estudio. Una tarea crucial fue determinar cómo vincular estos datos con la base BADA; esto se logró asociándolos con el nivel de vuelo de las aeronaves. Se hizo hincapié en asegurar que las aeronaves estuvieran representadas en BADA, para garantizar la integridad y exactitud de la investigación.

Fase 3: La calidad de los datos es fundamental para el éxito de cualquier proyecto de ciencia de datos. Se abordaron posibles errores y anomalías originados durante la recepción y decodificación de los mensajes ADS-B. Además, se estandarizaron los datos para asegurar coherencia en las fases posteriores.

Fase 4: Se implementó el algoritmo de aprendizaje supervisado random forest. Este modelo se entrenó y ajustó para optimizar sus predicciones. A lo largo de esta fase, se generaron diversas visualizaciones, como gráficos y mapas, para representar y comprender mejor los resultados obtenidos. [16].

Fase 5: Una vez desarrollados los modelos, se evaluaron en función de su precisión y relevancia. Se realizó el error cuadrático medio (MSE) como métrica principal para determinar la predicción del modelo, por otro lado, se cotejó con el Índice Bogotano de Calidad de Aire (IBOCA).

Fase 6: Con resultados validados y de alta calidad en mano, se avanzó al análisis final. Se proponen iniciativas basadas en estos análisis, buscando no solo mitigar el impacto de la contaminación, sino también implementar sistemas de monitoreo a largo plazo.

RESULTADOS Y DISCUSIÓN

Durante el período de recolección de datos, se registraron un total de 660 vuelos que operaron en el espacio aéreo de Bogotá, ya sea llegando o partiendo del aeropuerto El Dorado. Las trayectorias de estos vuelos pueden visualizarse en la Figura 3. Es notable que existe una mayor concentración de vuelos en cuatro localidades específicas: Fontibón, Kennedy, Barrios Unidos y Usaquén. Estas áreas representan puntos críticos que merecen especial atención en el marco de este estudio.

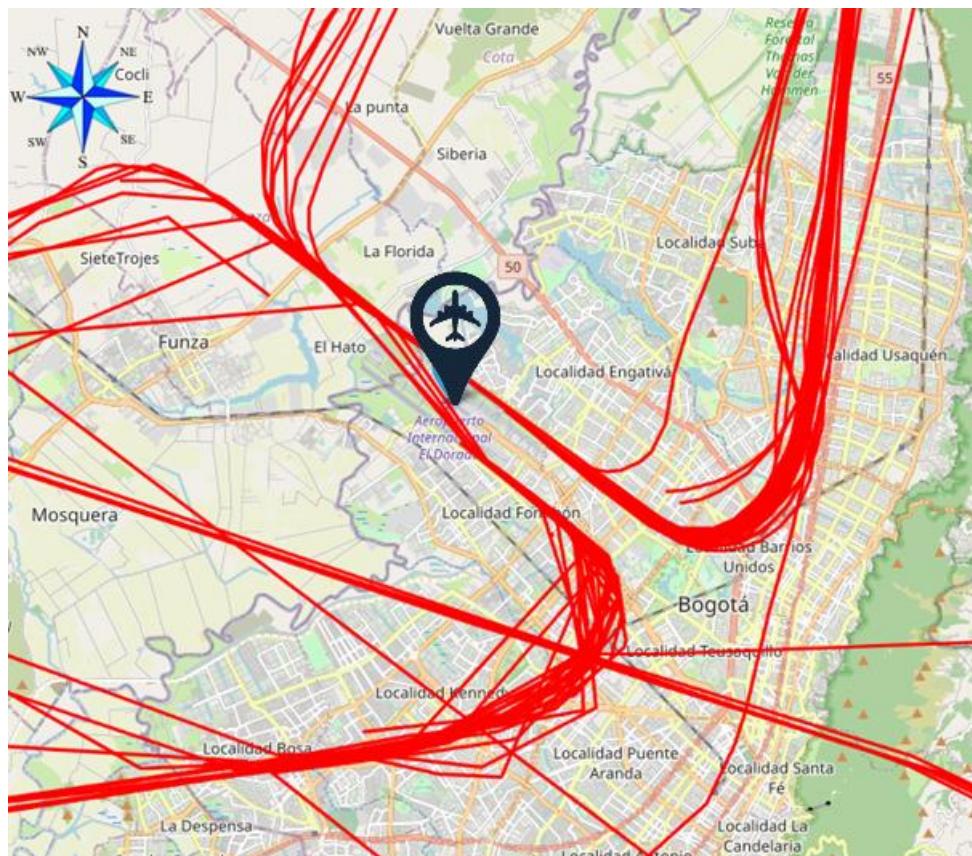


Figura 3. Rutas seguidas por las aeronaves durante su paso por Bogotá.

Después de establecer la trayectoria de cada aeronave, se determinó el tiempo transcurrido en los distintos niveles de vuelo sobre Bogotá para cada trayecto, tal como se detalla en la Figura 4.

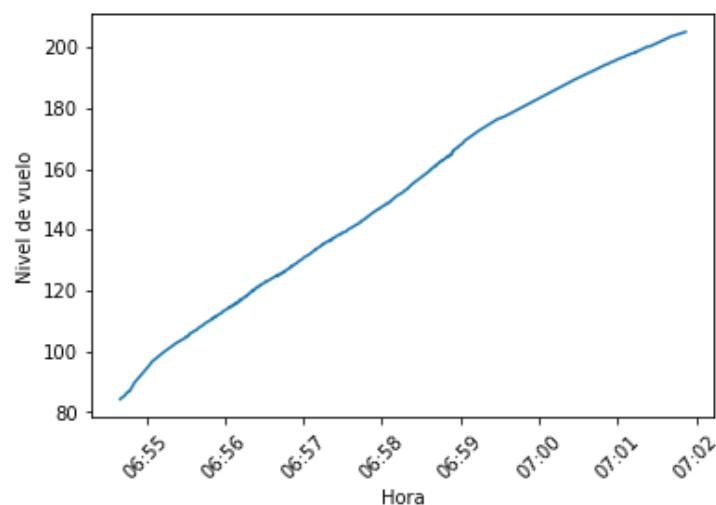


Figura 4. Nivel de vuelo vs hora para la aeronave con código ICAO24 008129

Después de determinar el tiempo de vuelo para cada aeronave, se consultó la tabla de rendimiento BADA correspondiente a dicho modelo, como ilustra la Figura 5. A partir de esta información, se identificó el consumo de combustible durante el ascenso, por minuto y nivel de vuelo. Posteriormente, se multiplicó dicho consumo por el tiempo de ascenso detectado por la antena ADS-B. La conversión a emisiones de CO2 se basó en un factor estipulado por la OACI, que establece que por cada kilogramo de combustible Jet A1 consumido, se liberan 3,16 kilogramos de CO2. Con estos datos de emisiones y las rutas previamente definidas, se generó un mapa de calor, visualizable en la Figura 6. En este mapa, las áreas con alta densidad de CO2 se destacan en tonalidades rojas, mientras que las de menor densidad se muestran en tonos azules.

BADA PERFORMANCE FILE										May 06 2019		
AC/Type: A320										Source OPF File:	Source APF file:	Temperature: ISA
Speeds: CAS(LO/HI) Mach Mass Levels [kg]										Max Alt. [ft]:		
climb	- 250/310	0.78	low	-	46800							
cruise	- 250/310	0.78	nominal	-	64000							
descent	- 250/300	0.79	high	-	77000							
FL	CRUISE			CLIMB			DESCENT					
	TAS [kts]	fuel [kg/min]		TAS [kts]	ROCD [fpm]		fuel [kg/min]	TAS [kts]	ROCD [fpm]	fuel [kg/min]		
	lo	nom	hi	lo	nom	hi	nom	lo	nom	nom	nom	nom
0				151	2687	2164	1860	113.5	137	707	44.7	
5				152	2672	2147	1842	112.5	138	723	44.3	
10				153	2656	2130	1825	111.4	144	788	44.0	
15				159	2765	2210	1891	110.5	155	770	17.4	
20				160	2748	2193	1873	109.5	187	824	17.4	
30	230	26.9	32.7	38.3	184	3166	2501	2130	108.1	230	935	8.7
40	233	26.9	32.7	38.3	218	3671	2857	2418	107.1	233	956	8.6
60	272	31.5	36.1	40.6	272	4186	3078	2512	104.5	272	1266	8.4
80	280	31.5	36.2	40.6	280	4027	2946	2392	100.4	280	1316	8.2
100	289	31.5	36.2	40.7	357	3667	2710	2223	98.4	345	2072	8.0
120	297	31.5	36.2	40.7	367	3441	2527	2060	94.3	356	2131	7.8
140	378	44.2	47.4	50.5	378	3209	2340	1892	90.2	366	2190	7.6
160	389	44.1	47.3	50.4	389	2972	2148	1719	86.2	377	2248	7.4
180	401	44.0	47.3	50.4	401	2728	1951	1543	82.2	388	2306	7.2
200	413	43.9	47.2	50.3	413	2480	1750	1362	78.3	400	2363	7.0
220	425	43.7	47.0	50.2	425	2227	1545	1178	74.4	412	2418	6.8
240	438	43.6	46.9	50.2	438	1969	1337	991	70.5	425	2472	6.7

Figura 5. Ejemplo de tabla de rendimiento BADA para A320.

La Figura 6 ilustra que en localidades como Fontibón y Kennedy, los niveles de CO2 alcanzan aproximadamente 15 toneladas por semana. En contraste, zonas como Barrios Unidos y Usaquén registran cerca de 12 toneladas en el mismo período. Es relevante señalar que estas áreas de Bogotá coinciden con altas densidades poblacionales, en gran parte atribuibles a la presencia de numerosas industrias y centros educativos como universidades. Esta concentración de actividad y población puede intensificar los impactos ambientales y de salud relacionados con las emisiones de CO2.

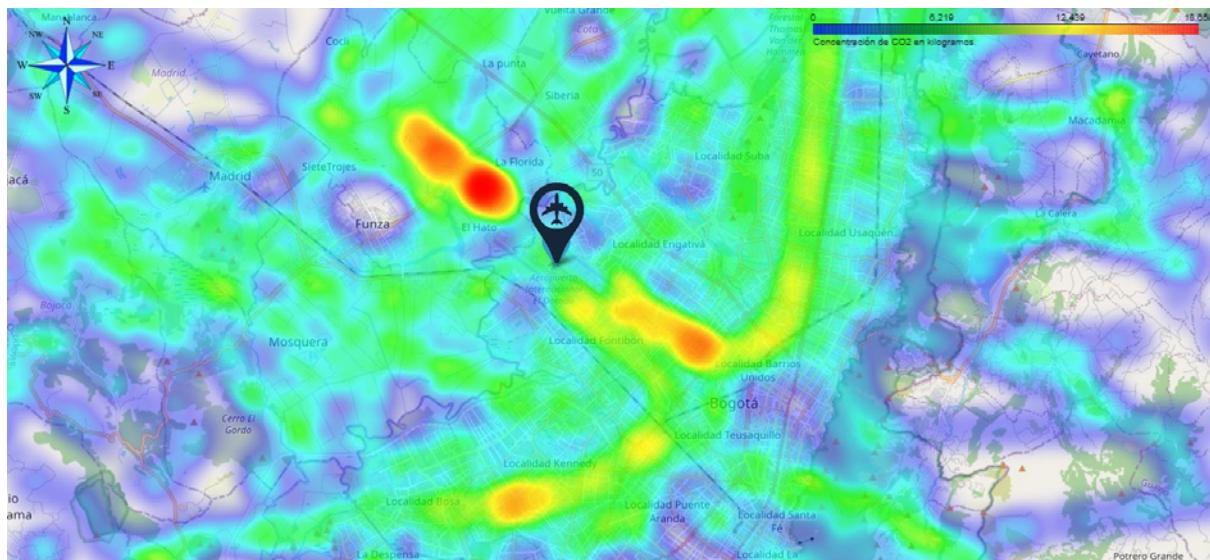


Figura 6. Mapa de calor de la concentración de CO2 que se tiene para la ciudad de Bogotá.

Al contrastar las estimaciones de emisiones de CO2 con el Índice Bogotano de Calidad de Aire (IBOCA) presentado en la Figura 7, se evidencia una correlación notable. Las estaciones de medición localizadas en las localidades de Fontibón y Kennedy registran altos valores de partículas PM2.5 (partículas con diámetro menor o igual a 2.5 micrómetros) en el ambiente, lo que indica una calidad del aire deteriorada o, en términos técnicos, "regular". Por otro lado, las estaciones situadas en las localidades de Barrios Unidos y Usaquén reflejan una concentración menor de estas partículas, lo que se traduce en una calidad del aire catalogada como "moderada". Este análisis subraya la consistencia entre las emisiones estimadas de CO2 derivadas de las operaciones aéreas y las mediciones reales de calidad del aire en Bogotá, resaltando la influencia significativa del tráfico aéreo en la salud ambiental de la ciudad.

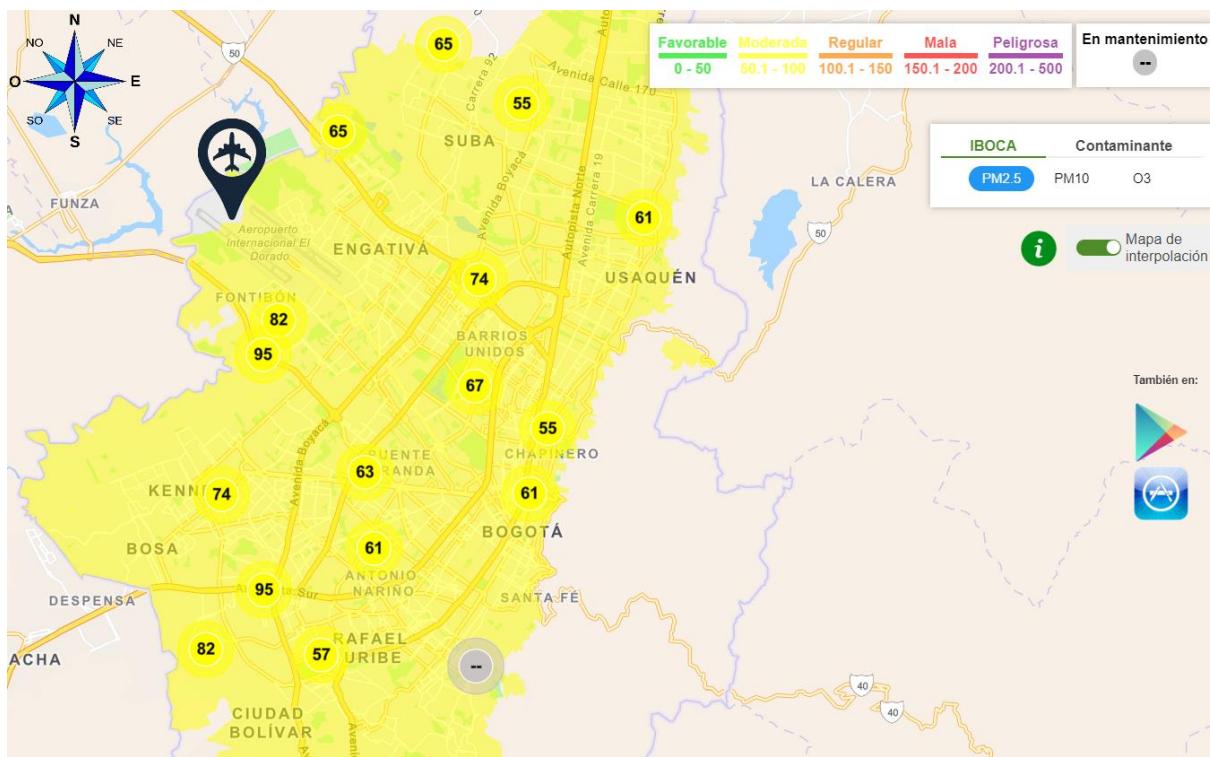


Figura 7. Mapa del Índice de Calidad de Aire Bogotano (1 de abril de 2023) [17].

Después de establecer una sólida base de datos, se desarrolló e implementó un modelo de aprendizaje automático basado en el algoritmo Random Forest. Las variables de entrada utilizadas para entrenar este modelo incluyeron la altitud, latitud, longitud y el combustible consumido por las aeronaves. El

propósito primordial de este modelo es pronosticar los niveles de emisiones de CO₂ en ubicaciones geográficas específicas, proporcionando así un medio para identificar con mayor precisión las áreas propensas a experimentar altas concentraciones de CO₂. Una vez entrenado el algoritmo, se procedió a calcular el Error Cuadrático Medio (MSE, por sus siglas en inglés, 'Mean Squared Error'). El MSE es una métrica de evaluación que mide la cantidad promedio de error entre los valores reales y las predicciones hechas por el modelo. Esencialmente, cuantifica cuán cerca están las predicciones del modelo a los valores reales. Un MSE de 0 indicaría predicciones perfectas, mientras que un valor más alto indica un mayor error en las predicciones [16]. El resultado obtenido fue un MSE de 7212,52 Kg. Esto significa que, en promedio, las predicciones del modelo se desviaron en 7212,52 Kg respecto a los valores reales de CO₂. Teniendo en cuenta el orden del CO₂ el MSE indica un error aproximado del 1%, indicando que el modelo tiene una buena predicción de los niveles de CO₂ en un punto geográfico sobre la ciudad de Bogotá.

Finalmente, se realizó una proyección de las emisiones de CO₂ en la ciudad a una altitud de 50 ft, cuyos resultados se presentan en la Figura 7. Es notorio apreciar una consistente correlación entre los datos estimados previamente y las cifras pronosticadas por el modelo. Dado que la altitud es menor, las emisiones de CO₂ tienden a ser reducidas, especialmente atribuible a las maniobras de despegue de las aeronaves. Específicamente, en zonas críticas como Fontibón y Kennedy, se registran concentraciones de CO₂ alrededor de 12 toneladas. Por otro lado, en localidades como Barrios Unidos y Usaquén, las concentraciones se reducen a aproximadamente 5 toneladas. Esta información subraya la influencia significativa de las operaciones aéreas en la calidad del aire local, especialmente en áreas cercanas al aeropuerto, y destaca la relevancia de monitorear y gestionar adecuadamente estas emisiones para proteger la salud pública y el medio ambiente.

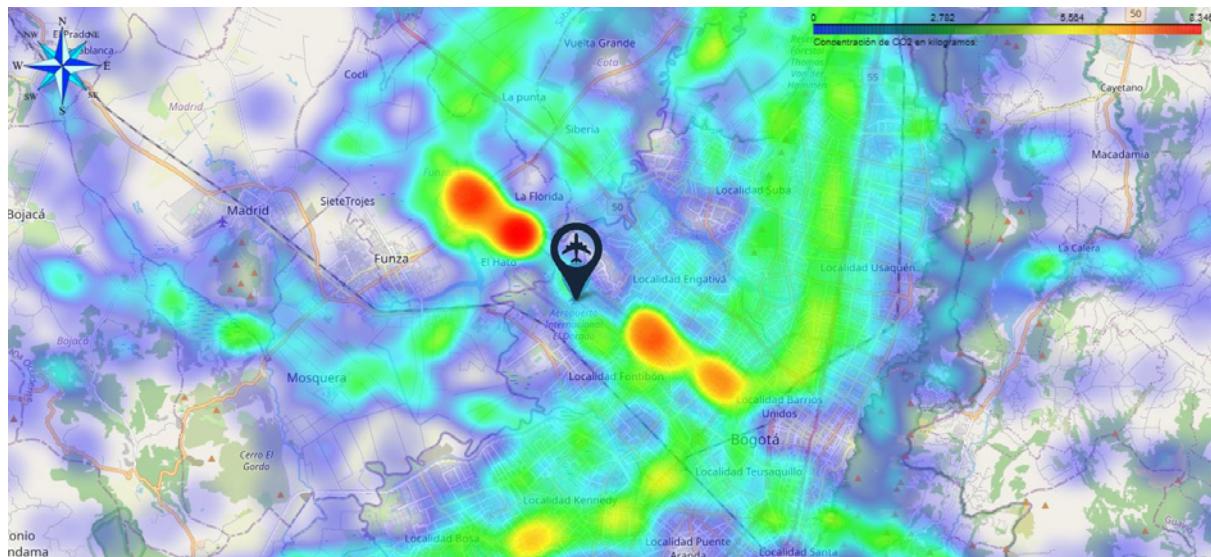


Figura 8. Mapa de calor obtenido por medio de las predicciones del modelo de regresión lineal.

CONCLUSIONES

El aumento en el número de operaciones aéreas en el Aeropuerto El Dorado tiene un efecto directo en las emisiones de CO₂ sobre la ciudad de Bogotá. Esta investigación demuestra que las localidades cercanas al aeropuerto, como Fontibón y Kennedy, son las más afectadas, registrando las mayores concentraciones de CO₂.

La combinación del sistema ADS-B con la base de datos de rendimiento BADA demostró ser efectiva para calcular las emisiones de CO₂ provenientes de aeronaves. La correlación entre estos datos y el Índice Bogotano de Calidad de Aire (IBOCA) valida la precisión y utilidad de estas herramientas para investigaciones similares.

La implementación del modelo de Random Forest permitió predecir con precisión las emisiones de CO₂ en diferentes zonas de Bogotá en función de la altitud, latitud, longitud y consumo de combustible de

las aeronaves. Estas predicciones son esenciales para anticipar áreas de potencial deterioro en la calidad del aire y tomar medidas proactivas.

Las plataformas como IBOCA son vitales para el monitoreo en tiempo real de la calidad del aire. Las comparaciones con datos estimados proporcionan una visión más completa de la situación ambiental, y enfatizan la necesidad de tener sistemas robustos de monitoreo para proteger la salud de los ciudadanos y el medio ambiente.

Sería útil ampliar este estudio a otros aeropuertos en Colombia y analizar el impacto de diferentes tipos de aeronaves en las emisiones de CO₂. Además, se podría investigar más a fondo la relación entre las emisiones de CO₂ y otros contaminantes del aire, como los óxidos de nitrógeno y las partículas PM_{2.5} y PM₁₀, para obtener una imagen más completa del impacto ambiental de las operaciones aéreas.

Las conclusiones obtenidas reafirman la necesidad de adoptar medidas para mitigar el impacto de las emisiones de las aeronaves, especialmente en áreas densamente pobladas cerca de aeropuertos. Estas medidas podrían incluir tecnologías más limpias, mejores prácticas operativas, y la promoción del transporte sostenible.

REFERENCIAS

- [1] Unidad Administrativa Especial Aeronáutica Civil, “2022: el año más representativo para la historia de la aviación en Colombia”, el 30 de enero de 2023. <https://www.aerocivil.gov.co/prensa/noticias/Pages/2022,-el-ano-mas-representativo-para-la-historia-de-la-aviacion-en-Colombia.aspx> (consultado el 22 de abril de 2023).
- [2] K. Kumaş, H. H. Aksu, O. Anan, A. Akyüz, y A. Güngör, “Estimation of carbon dioxide emissions from airplanes: A case study of a turkish airport”, *AIP Conf Proc*, vol. 2178, núm. 1, nov. 2019, doi: 10.1063/1.5135441/773161.
- [3] Y. F. Xing, Y. H. Xu, M. H. Shi, y. X. Lian, “The impact of PM_{2.5} on the human respiratory system”, *J Thorac Dis*, vol. 8, núm. 1, p. E69, 2016, doi: 10.3978/J.ISSN.2072-1439.2016.01.19.
- [4] Organización de Aviación Civil Internacional, “MATERIAL DIDÁCTICO SOBRE UNA REGLAMENTACIÓN MODELO PARA ASISTIR A LOS ESTADOS EN LA IMPLEMENTACIÓN DEL CORSIA”, ago. 2018.
- [5] Organización de Aviación Civil Internacional, “Panorama de la Vigilancia dependiente automática - emisión (ADS-B OUT)”, 2021.
- [6] J. Sun, *The 1090 Megahertz Riddle A Guide to Decoding Mode S and ADS-B Signals*, 2a ed. 2021.
- [7] Z. Zhang, “Optimization performance analysis of 1090ES ADS-B signal separation algorithm based on PCA and ICA”, *International Journal of Performativity Engineering*, vol. 14, núm. 4, 2018, doi: 10.23940/ijpe.18.04.p17.741750.
- [8] A. Lange, J. Sieling, y G. Gonzalez Parra, “Convergence in airline operations: The case of ground times”, *J Air Transp Manag*, vol. 77, pp. 39–45, jun. 2019, doi: 10.1016/j.jairtraman.2019.03.001.
- [9] Indra, “SISTEMA ADS-B ATM”, 2015.
- [10] S. Sciancalepore, S. Alhazbi, y R. Di Pietro, “Reliability of ADS-B communications: Novel insights based on an experimental assessment”, *Proceedings of the ACM Symposium on Applied Computing*, vol. Part F147772, pp. 2414–2421, 2019, doi: 10.1145/3297280.3297518.
- [11] Spire, “How does ADS-B work?”
- [12] D. Carrasco, “Desarrollo de una interfaz para recepción, procesamiento y visualización de tramas ADS-B de aeronaves usando un módulo RTL-SDR”, Escuela Politécnica Nacional, Quito, 2022.
- [13] Unidad Administrativa Especial Aeronáutica Civil, “Generalidades para la aprobación de Aeronavegabilidad del Sistema ADS-B OUT”, 2018.
- [14] C. Schröer, F. Kruse, y J. M. Gómez, “A systematic literature review on applying CRISP-DM process model”, en *Procedia Computer Science*, 2021. doi: 10.1016/j.procs.2021.01.199.
- [15] Pablo Haya, “La metodología CRISP-DM en ciencia de datos”, *Instituto de ingeniería del conocimiento*.

- [16] G. Bonacorso, *Machine Learning Algorithms*. Birmingham - Mumbai: Packt Publishing Ltd, 2017.
- [17] Secretaría Distrital de Ambiente, “Mapa de calidad del aire de Bogotá”. <http://iboca.ambientebogota.gov.co/mapa/> (consultado el 10 de agosto de 2023).

HEATMAP DE OPERACIONES AÉREAS EN EL AEROPUERTO INTERNACIONAL EL DORADO DE BOGOTÁ A TRAVÉS DEL USO DEL SISTEMA ADS-B – ESTIMACIÓN DE ZONAS DE ANALISIS DE RUIDO PRODUCIDO.

D. Traslaviña ^a, A. Rosales ^a, S. Madrid ^a, C. Lozano ^a, J. Daza ^a, I. Rodríguez ^a
y E. Bejarano ^b.

^a Fundación Universitaria Los Libertadores, Facultad de Ingeniería y Ciencias Básicas, Bogotá, Colombia.

^b Universidad Politécnica de Cataluña, Facultad de Informática de Barcelona, Barcelona, España.
Email: dstraslavinan@libertadores.edu.co

RESUMEN

Tras el impacto del COVID 19 en la aviación, se prevé un aumento anual de 4.4% en el tráfico aéreo mundial, junto con esto, un aumento en el ruido cerca a los aeropuertos y rutas de navegación, generando una grave afectación en la salud humana incrementando el riesgo de padecer enfermedades como: pérdida de audición, trastornos del sueño, cambios de humor, problemas cognitivos en niños y problemas cardiovasculares. En Colombia, la Unidad Administrativa Especial de Aeronáutica Civil (UAEAC) establece límites de ruido en aeropuertos y rutas basándose en la normativa internacional de la Organización de Aviación Civil Internacional (OACI), esta investigación se enfoca en el tráfico aéreo y una estimación del ruido acumulado por las aeronaves que operan sobre la ciudad de Bogotá mediante la toma de datos con una antena ADS-B y la metodología CRISP-DM para modelar y mapear las rutas y hacer una estimación de la acumulación de ruido de las aeronaves. Los resultados mostraron que los sectores de la ciudad expuestos a un alto nivel estimado de ruido son: Suba, Engativá, Usaquén, Fontibón, Teusaquillo, Puente Aranda, Kennedy, Bosa y Barrios Unidos, debido a su cercanía con el aeropuerto o rutas aéreas y teniendo similitud con un estudio de la UAEAC en 2018. Esta investigación permite identificar zonas vulnerables, diseñar estrategias de prevención y detección temprana de problemas relacionados. Esta es una metodología para estimar el ruido basados en el sistema ADS-B.

Palabras clave: ADS-B, AEROPUERTO, IMPACTO POTENCIAL, NAVEGACIÓN, SALUD.

INTRODUCCIÓN

Gracias al rápido crecimiento que ha experimentado la industria de la aviación en los años posteriores a la pandemia del COVID-19, la revista de predicciones Deloitte pronostica que para finales del año 2023 o comienzos del 2024 el tráfico mundial de aeronaves presente los mismos niveles que en la época de prepandemia, y que a partir de allí crezca un 4.4% anual [1], [2]. Como resultado a esto, las aerolíneas a nivel mundial presentarán un aumento en el número de vuelos, lo que a su vez genera que tenga que expandir su flota de aeronaves. Al presentarse un aumento tan significativo en el tráfico aéreo mundial, el padecimiento ciertas enfermedades, vinculadas al ruido de las aeronaves, empezaran aumentar, generando un deterioro en la calidad de vida de las personas que viven en las cercanías de terminales aéreas o rutas aéreas, o en personas que se vean expuestas a este ruido de forma constante.

De las enfermedades más significativas que se pueden resaltar cuando se habla de este ruido característico, se pueden resaltar tres, las cuales se han relacionado de forma directa a estas fuentes de ruido, las cuales son la pérdida de la audición, mal humor y perturbación en el sueño [3]. Sin embargo, esta forma de ruido ha presentado una vinculación indirecta, pero con una fuerte relación a problemas de salud como problemas cardiovasculares, discapacidades cognitivas en niños, resultados adversos en nacimientos, desórdenes metabólicos y problemas de salud mental [3].

En zonas aledañas a aeropuertos, se estima que el ruido promedio dentro de las edificaciones puede llegar a superar los 87 dB al paso de las aeronaves, este valor se encuentra drásticamente por encima

del límite en el cual los efectos a la salud empiezan a ser significativos, el cual se ha establecido en 45dB, a partir de este límite la salud de las personas comienza a sufrir una disminución considerable, lo cual con un tráfico aéreo mayor hará más evidentes las enfermedades antes mencionadas [4]–[7]. Este tipo de estudios junto uno hecho por Caballol [8] han logrado establecer a las aeronaves como una fuente puntual de generación de ruido.

Actualmente hay dos formas que prevalecen a la hora de medir el ruido que es producido por una aeronave; la primera, es por un evento individual, el cual, como su nombre lo indica, describe el ruido de un solo avión mientras que la segunda mide los niveles de ruido en una localización determinada por un periodo de tiempo [3], [9].

De estas enfermedades ya mencionadas, aquellas que han sido ampliamente estudiadas son la pérdida auditiva y la perturbación del sueño, de las cuales, según la Organización Mundial de la Salud (OMS), la que presenta mayor afectación en la vida cotidiana de las personas ocasionado gran irritabilidad y bajo rendimiento laboral es la perturbación del sueño; la cual es un tipo de alteración del sueño que se encuentra altamente vinculada a la presencia de niveles altos de ruido de forma discontinua, en este caso, de aeronaves, produciendo que llegar a un estado de sueño profundo sea considerablemente más difícil, volviendo a las personas propensas a despertarse de forma continua a lo largo de la noche, de aquí se deriva el mal humor, el cual es un estado mental el cual surge cuando se presenta algún tipo de perturbación en la actividad que se esté desarrollando, en este caso, la perturbación se encuentra al momento de dormir [3], [10].

Por otro lado, una serie de estudios en aeropuertos de China [11] han concluido que aquellas personas las cuales se encuentran cerca a esta fuente de sonido, como en aquellas personas que trabajan en terminales aéreas, dichas investigaciones sugieren que entre más cercana se encuentre un persona al ruido de la aeronave, la perdida de audición en esta será mucho mayor, sin embargo esto no quiere decir que el estar lejos de un aeropuerto o terminal aérea libre a las personas de sufrir pérdida auditiva, un estudio hecho en Taiwán [5] manifestó que estudiantes de una escuela ubicada bajo una ruta de navegación aérea, presentaron una pérdida enorme de la audición.

La percepción del ruido generado por las aeronaves y el incremento de personas con enfermedades ligadas a esta fuente de ruido, cobraron gran importancia desde el año 2020, año desde el cual gran parte de la población de vio obligada a pasar gran parte del tiempo en sus casas, esto por las restricciones debidas al COVID-19, cuando el estilo de vida cambio, las personas empezaron a sentir más este tipo de ruidos, al cual se le suma un estudio realizado por Airbus el cual menciona que el mundo cuenta actualmente con 47 megaciudades, donde el 90% de estas tienen vuelos intercontinentales [3], [12].

Esto ha generado una gran preocupación en los organismos encargados de controlar la aviación civil a nivel mundial, a raíz de esto, la Organización de Aviación Civil Internacional (OACI) por medio de su Anexo 16 [13] define los niveles de ruido permitidos en las aeronaves, por medio de este mismo anexo la OACI a establecido, en su documento 9911, la forma en que debe ser caracterizado el ruido generado por las aeronaves en los alrededores de las terminales aéreas, esto con el fin de conocer la magnitud y extensión en las zonas aledañas [14]. De igual forma, la Unidad Administrativa Especial de Aeronáutica Civil (UAEAC) establece los niveles permitidos de ruido permitidos en Colombia en el RAC (Reglamento Aeronáutico Colombiano) [15].

Los diferentes organismos internacionales, en su carrera por disminuir el ruido producido por las aeronaves, han desarrollado diferentes metodologías y normas para lograr la reducción del ruido generado por las aeronaves en los aeropuertos; puesto que gran parte de la magnitud del ruido proveniente de aviones va a depender del tipo de aeronave, fase de vuelo y manipulación del piloto, esto produce que los efectos negativos en la salud de las personas se puedan ver incrementados.

Estas normativas no solo van para aviones subsónicos comerciales, se espera que este tipo de normas y metodologías sean aplicables a la futura flota de aviones supersónicos comerciales. [16]. El protocolo de Radiodifusión envía los datos de identificación, origen, destino, posición, velocidad y rumbo de la aeronave a la estación o antena ubicada en tierra, esto lo hace con una mayor precisión con la que los hacen los sistemas de vigilancia de radar primarios y secundarios. Su implementación se basa en aumentar la seguridad, eficiencia y la capacidad de la gestión del tráfico aéreo de un territorio [17].

Este trabajo se enfatizó en la recolección, procesamiento y análisis de datos obtenidos a partir de una antena ADS- B para determinar visualmente mediante heatmaps y mapas de tránsito aéreo, los sectores que presentan una mayor acumulación de tráfico aéreo y una acumulación estimada de ruido debido a las rutas de navegación del Aeropuerto Internacional El Dorado de la ciudad de Bogotá; esto con la finalidad de determinar cuáles son las localidades que presentan un alto potencial de impacto acústico para la salud humana de sus habitantes, debido a la alta densidad de aeronaves y a la aglomeración estimada de ruido sobre estas. Esta es una metodología para estimar el ruido basados en el sistema ADS-B.

METODOLOGÍA

Esta investigación se fundamenta en la aplicación de la metodología iterativa CRISP-DM, que se destaca por su amplia aplicación en proyectos e investigaciones que están orientados a extraer información importante a partir de un dataset o base de datos siguiente una estructura que asegura el cumplimiento de los objetivos del proyecto. Esta particularidad le da a esta metodología flexibilidad y adaptabilidad para la gran mayoría de proyectos relacionados con el análisis de datos [18]–[20].

Para sacarle el máximo provecho a esta metodología, se deben seguir una serie de etapas o fases. Para iniciar, se procedió a la identificación y entendimiento del problema con el fin de comprender la extensión de este y establecer de manera clara y precisa los objetivos, junto con esto, se analizó el estado actual de la problemática y sus requerimientos, para así hacer una planeación de los procedimientos de recepción y recopilación de datos. En la fase posterior, se procedió a hacer una revisión, análisis y estudio de los datos recolectados por la antena ADS-B de lunes a viernes de 2 a 6 de la tarde (UTC -5). Dichos datos fueron recolectados mediante el programa “Airplane Tracking Using ADS-B Signals” de MATLAB, que tabula los datos y genera un archivo de tipo texto. En la tercera etapa, se realizó una clasificación y ajuste de los datos, esto implicó la eliminación de los datos poco significativos mediante un filtrado en Python, donde quedaron aproximadamente 73.000 datos útiles para lograr obtener las coordenadas de las rutas a la entrada y salida del Aeropuerto Internacional El Dorado. Luego, se generó un modelo de los datos, también en Python, aprovechando las librerías de Geopandas, Matplotlib y Folium, las cuales generaron un plano de la ciudad de Bogotá con las rutas que pasan por su área metropolitana y municipios cercanos, al igual que un mapa de calor, brindando una representación gráfica de la densidad y el nivel de utilización de estas rutas.

De esta misma forma, se obtuvo un heatmap con una estimación de la acumulación del ruido sobre la ciudad de Bogotá, lo cual se logró con la ayuda de dos bases de datos, la ANP legacy data de la EASA [21] y Aircraft Database de opensky network [22] que nos permitieron relacionar el numero ICAO con el tipo y modelo junto con la matrícula de las aeronaves, para así identificar el tipo de motor y el ruido promedio que estas generan en tres fases: lateral, en sobrevuelo y en aproximación, arrojando un heatmap con una estimación de la acumulación de ruido sobre la ciudad de Bogotá.

RESULTADOS Y DISCUSIÓN

El análisis de la producción de ruido generado por las aeronaves en el área metropolitana de Bogotá y sus municipios cercanos nos proporciona una amplia visión de como la alta densidad de aeronaves puede generar altos niveles de ruido en los intervalos de mayor operación del Aeropuerto Internacional el Dorado. La combinación de tecnologías como el sistema ADS-B y el procesamiento y análisis de datos han permitido estimar la afluencia de aeronaves y por tanto, los niveles de ruido a los que son sometidas ciertas áreas de Bogotá.

Al observar la Figura 1, se pueden observar las rutas utilizadas por los aviones para el despegue y aterrizaje del Aeropuerto Internacional El Dorado y su respectivo recorrido sobre la ciudad, además de las rutas aéreas que hacen únicamente sobrevuelo sobre la ciudad, estableciendo una base significativa para la determinación de las zonas con una posible producción de ruido. Se estima que las localidades de Bosa, Kennedy, Fontibón, Engativá, Usaquén y Suba podrían estar expuestas a un alto riesgo de contaminación acústica, ya que su cercanía con el aeropuerto o con la trayectoria de vuelo de las aeronaves las convierte en puntos críticos.

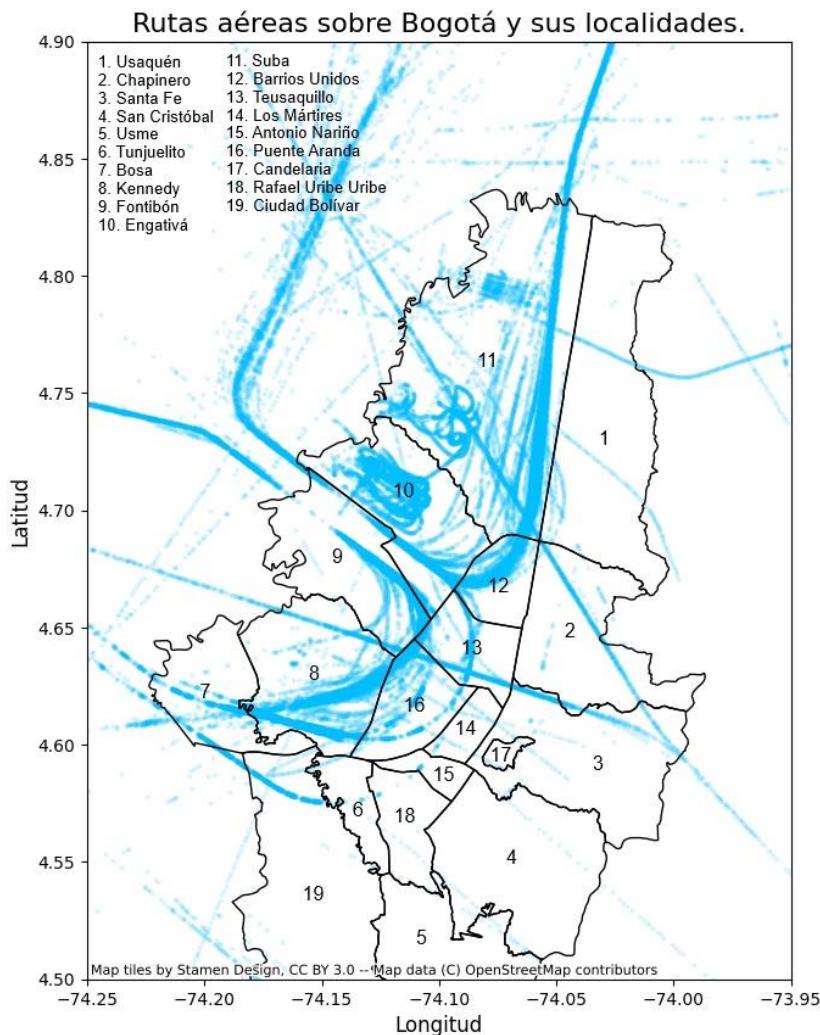


Figura 1. Rutas aéreas sobre Bogotá y sus localidades [23].

De igual manera, pero con una posible menor afectación por ruido de las aeronaves, se encuentran las localidades de Puente Aranda, Teusaquillo y Barrios Unidos, ya que la frecuencia de sobrevuelo de las aeronaves por estas zonas, es menor. Sin embargo, es importante mencionar que la contaminación auditiva no solo afecta a la ciudad de Bogotá. En la Figura 2 se observa como los municipios cercanos de Zipaquirá, Cajicá, Chía, Cota, Soacha, Madrid, Funza, Tenjo y Tabio, también tienen una significante presencia del tráfico aéreo, enfrentando una creciente vulnerabilidad que podría afectar la calidad de vida de sus residentes.

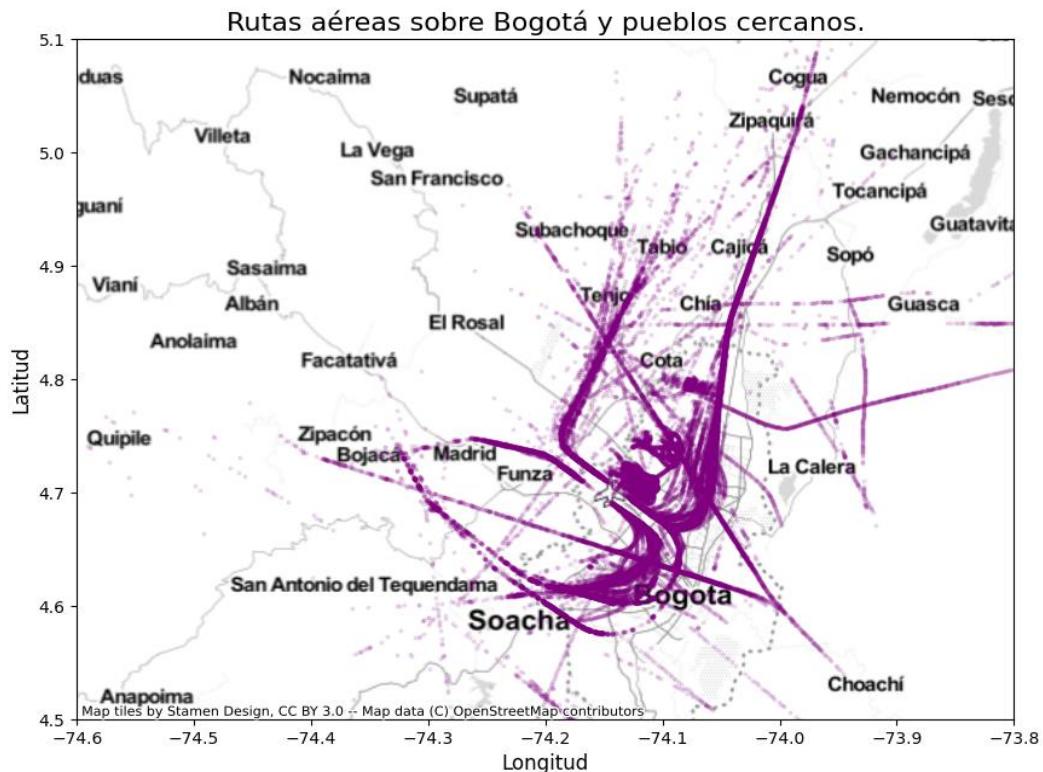


Figura 2. Rutas aéreas sobre Bogotá y pueblos cercanos [24].

Los mapas de calor o heatmaps, desempeñan un importante papel en este análisis, ya que muestra la ruta seguida por las aeronaves y resalta mediante colores los sitios más concurridos, teniendo un papel fundamental para la visualización y entendimiento del tráfico aéreo, con dichos mapas, se podría hacer un estudio para gestionar y si es el caso, reconfigurar el flujo de aeronaves por la ciudad, teniendo como principal objetivo, reducir el tráfico sobre las localidades de mayor vulnerabilidad.

En la Figura 3 y Figura 4 se resaltan las zonas con un mayor tráfico aéreo mediante un heatmap, donde los tonos rojo oscuro representan las zonas más críticas en cuanto al tráfico aéreo y la mayoría de ellas se puede encontrar en las zonas cercanas al Aeropuerto Internacional El Dorado, coincidiendo con los resultados mostrados por la Figura 1 y la Figura 2.

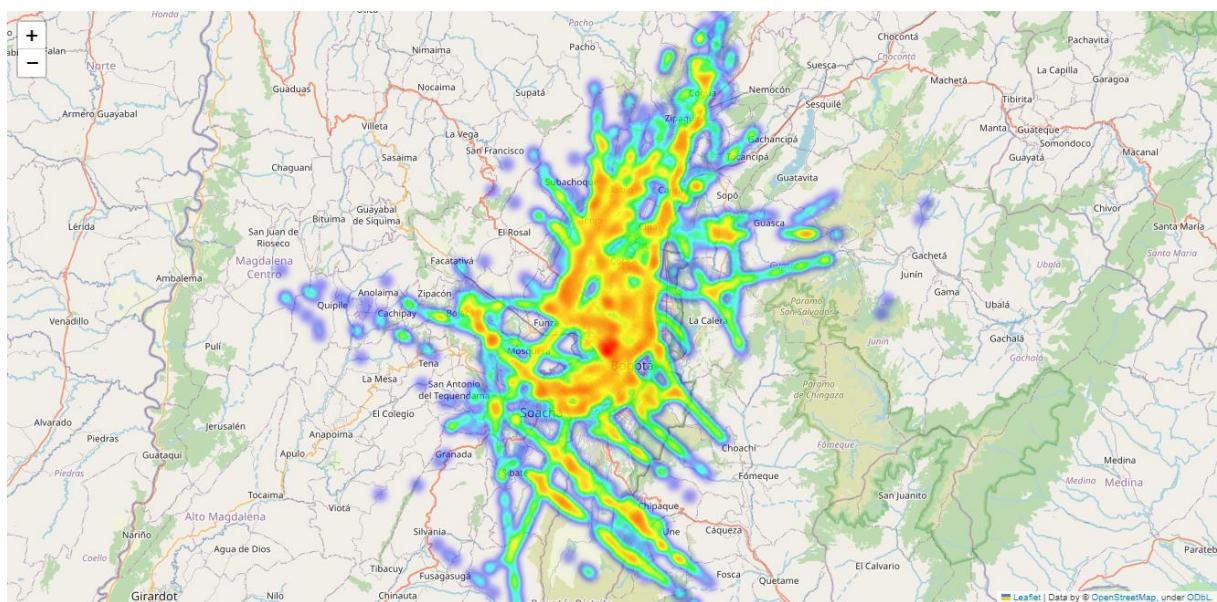


Figura 3. Heatmap de los vuelos en la ciudad de Bogotá y sus pueblos cercanos [25].

En cuanto a las zonas con tonalidades más claras, representan zonas con un tráfico aéreo moderado o bajo, sin embargo, con el esperado aumento de flota de las aerolíneas que operan el Aeropuerto Internacional El Dorado y las que se espera que empiecen su operación allí, se observará una progresiva intensificación del color en esas áreas, pasando a ser zonas con una mayor vulnerabilidad.

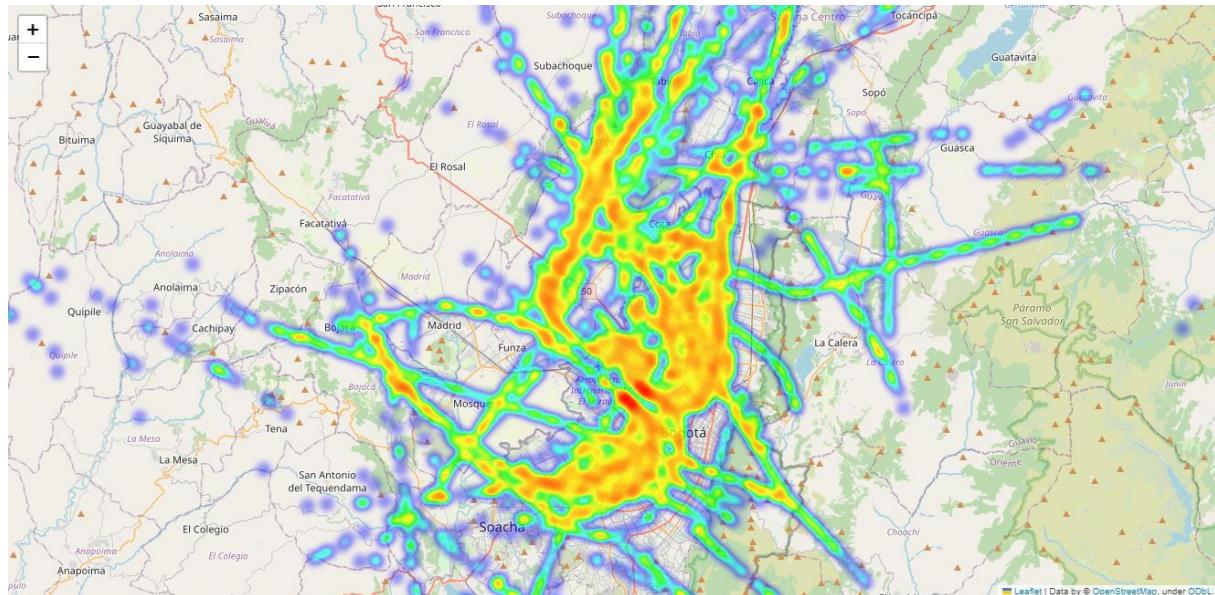


Figura 4. Heatmap de los vuelos en la ciudad de Bogotá [26].

A través del análisis de datos, se identificaron 35 modelos de aeronaves diferentes que sobrevuelan la ciudad de Bogotá, entre las cuales se encontraron aviones de uso comercial, privado, militar y de estado. De estos modelos, se destacaron 16 que representaron el 91% del total de aeronaves que transitaron sobre la ciudad, sumando un total de 260 aeronaves pertenecientes a estos modelos específicos, esto se puede observar en la Figura 5. En total, se pudo identificar un total de 283 aeronaves sobrevolando la ciudad de Bogotá, de las cuales, las aeronaves Airbus A320 representan el 36,04 % del tráfico aéreo, con un total de 102 aviones, seguidas de los Boeing 737 y 787 con un 22.7%.

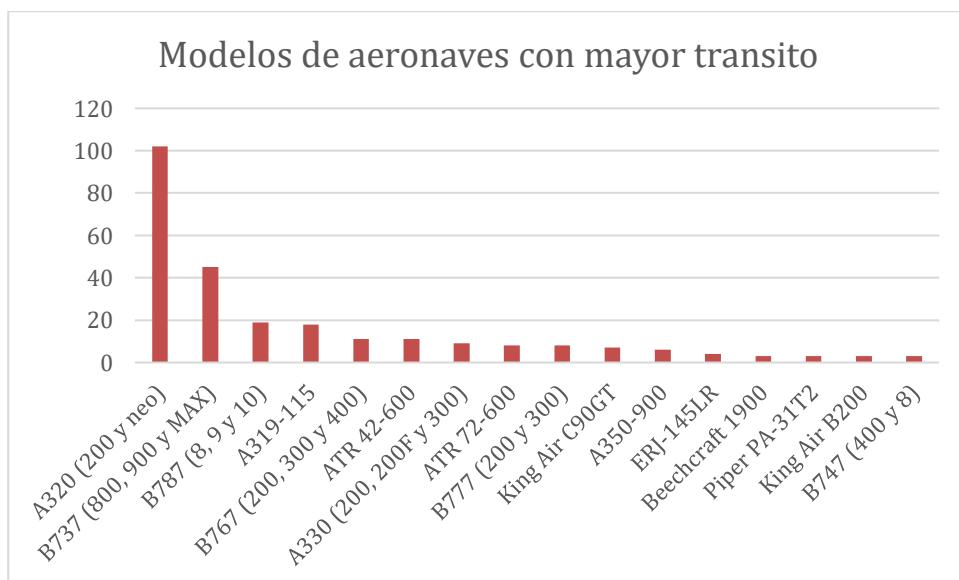


Figura 5. Modelos de aeronaves con mayor tránsito [27].

Durante el procesamiento de datos se observó que algunos aviones de uso privado y militar (como el Lockheed C-5 Galaxy y el Lockheed C-130 Hércules), no cuentan con información sobre sus características de emisiones auditivas, por lo tanto, estas aeronaves fueron omitidas para este estudio. En la Figura 6, se observa claramente que los aviones clasificados como aviones comerciales de gran envergadura, por ejemplo, el B747 y el A330, exhiben los niveles más elevados de ruido en las fases analizadas, superando claramente los 90 decibeles. Logrando identificar rangos de ruido que varían desde 68.3 hasta 100 decibeles durante las maniobras de vuelo lateral, de 68.3 a 98 decibeles en las fases de sobrevuelo y alcanzando un pico de 101.83 decibeles durante la aproximación. Se identificó que los aviones que generan menos ruido son los King Air E90, C90GT y el Piper PA-28, sin embargo, estos solo representan el 3% de la totalidad del tráfico aéreo que sobrevoló la ciudad de Bogotá.

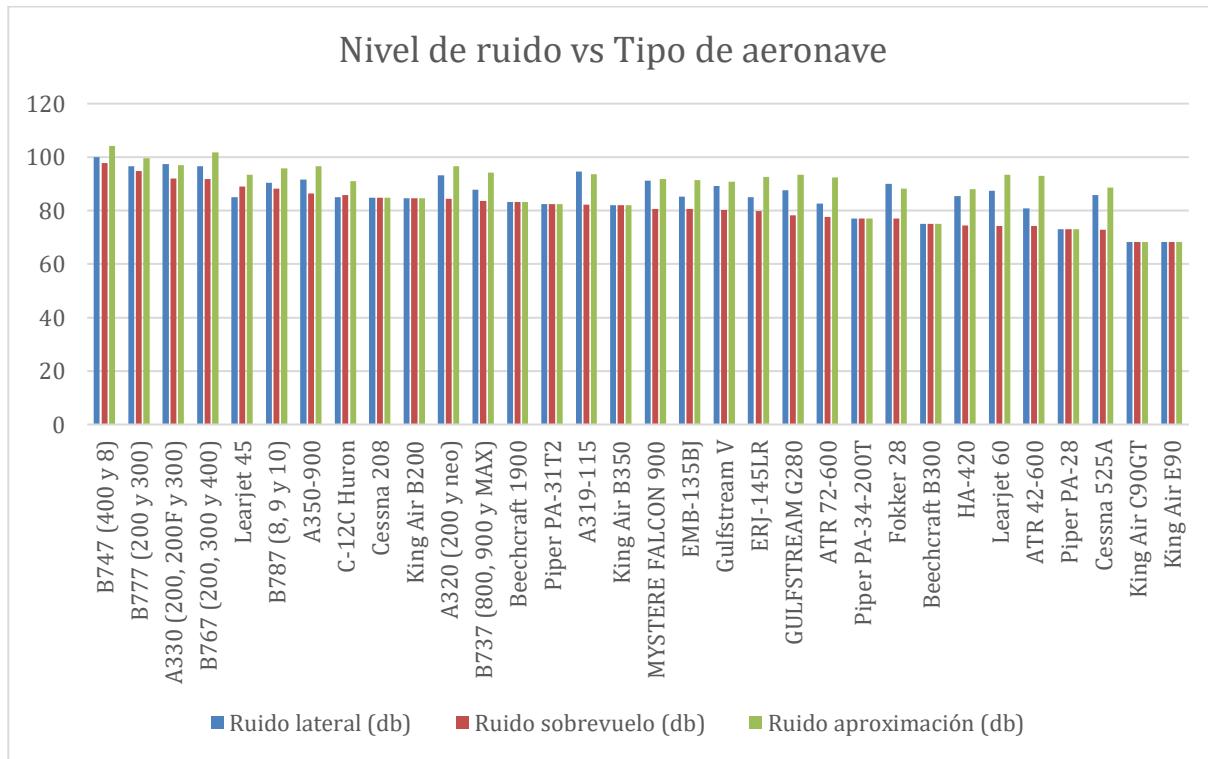


Figura 6. Nivel de ruido vs. Tipo de aeronave [28].

En las Figura 7, Figura 8 y Figura 9, se encuentra de manera grafica una estimación de la acumulación de ruido sobre la ciudad de Bogotá; sin embargo, para poder observar las localidades de afectación alta, media y baja; es necesario referirnos a la Figura 1, ya que los colores en este heatmap no permiten identificar de una manera clara las zonas; si utilizamos estas dos gráficas, es posible observar de mejor manera, aquellas zonas con una gran acumulación.

Como se puede observar en la Figura 7, gran parte de la zona norte de la ciudad presenta zonas en donde la estimación del ruido percibido supera los 81 dB, lo cual era esperado ya que gran parte de las salidas del Aeropuerto Internacional el Dorado se realizan por este sector de la ciudad, además, de que en esta zona también se encuentra ubicado el Aeropuerto de Guaymaral, afectando las localidades de Usaquén, Engativá y Suba.

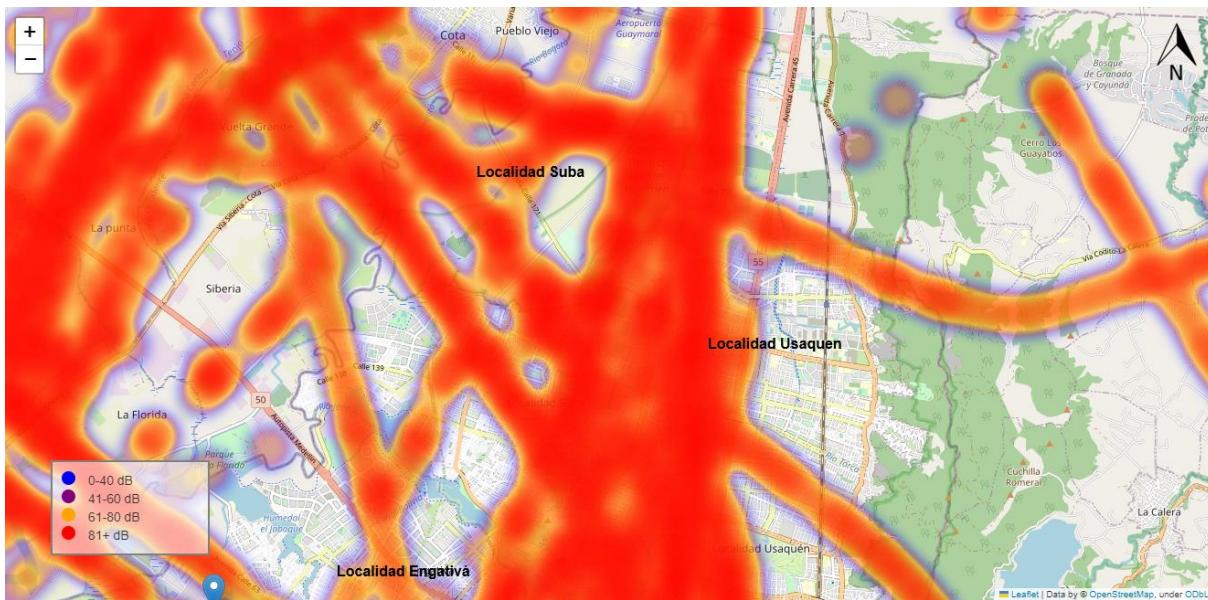


Figura 7. Heatmap de estimación del ruido al norte de Bogotá [29].

En la Figura 8, se observa en el marcador el Aeropuerto Internacional el Dorado y la acumulación de ruido en las zonas cercanas a este, las cuales comprenden las localidades de Engativá, Fontibón, Barrios Unidos y Teusaquillo.

La mayoría de estas con una tonalidad rojo intenso nos indica el alto potencial de ruido producido por aeronaves, coincidiendo con un estudio realizado por la Unidad Administrativa Especial de Aeronáutica civil realizado en el 2018 [30].

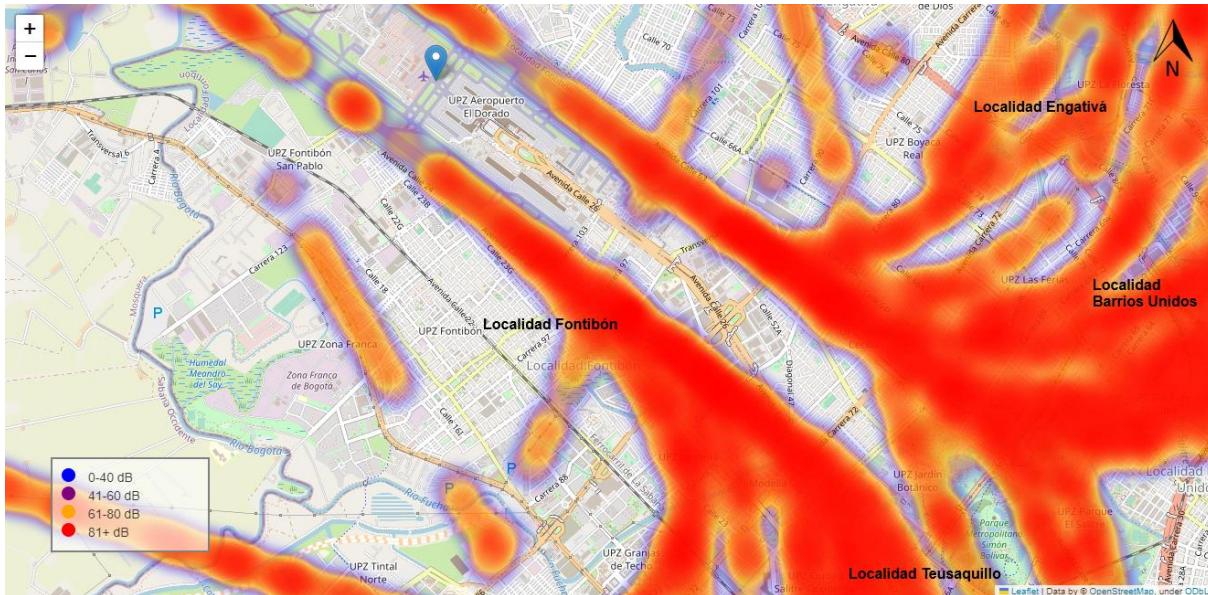


Figura 8. Heatmap de estimación del ruido en cercanías al aeropuerto [31].

En la Figura 9, se observa la zona de la ciudad al sur del aeropuerto, otro sector por el cual se realizan las salidas del aeropuerto y en ocasiones debido a condiciones climáticas, también las entradas. Lo que genera una gran afluencia de aeronaves trayendo consigo un gran potencial de acumulación de ruido, por lo que se puede observar que la mayoría de estas zonas se representan de color rojo. Estas localidades son: Fontibón, Puente Aranda, Kennedy y Bosa.

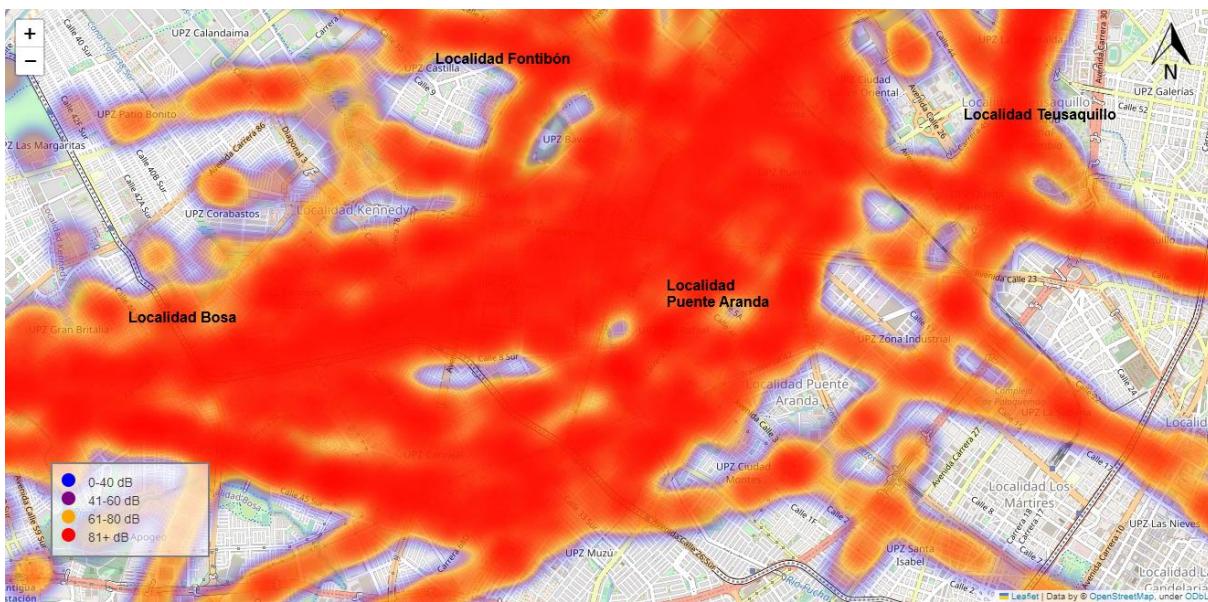


Figura 9. Heatmap de estimación del ruido al sur de Bogotá [32].

Este estudio no solo destaca la importancia de una buena gestión y planificación del tráfico aéreo sobre, desde y hacia el aeropuerto, sino que también se manifiesta la necesidad de una reglamentación efectiva para los desafíos que plantea la posible acumulación de ruido. Con un enfoque renovado y toma de decisiones responsables, es posible encontrar soluciones que minimicen las consecuencias negativas y mejoren la calidad de vida de la población. También, gracias los mapas generados, se observa la importancia de una correcta elección para la construcción de una terminal aérea y sus rutas, con una capacidad para anticipar y predecir los impactos que se puedan generar a futuro en la salud y en el entorno, aplicando estrategias innovadoras que promuevan un equilibrio sostenible entre el desarrollo de la aviación y el bienestar de la población.

CONCLUSIONES

El uso de heatmaps en esta investigación presentan de manera visual aquellos sectores, sobre el área metropolitana de Bogotá y sus alrededores, que presentan una gran acumulación de tráfico aéreo y una estimación de la acumulación de ruido, donde el color rojo muestra las zonas que cuentan con una mayor acumulación de tráfico y de posible ruido, sectores se verán ampliamente afectados con una posible ampliación del aeropuerto El Dorado y de su actividad aérea. Lo que puede ayudar a que se planteen el cambio de rutas aéreas para disminuir la congestión aérea dentro de la ciudad y el posible ruido que se genere.

Para este caso se estimaron cuáles serían las localidades que se ven mayormente afectadas por una potencial influencia sonora de aeronaves por medio de la proyección de rutas aéreas de diferentes aviones que operan en el aeropuerto El Dorado o que tiene una ruta sobre la ciudad, de las cuales las que se encuentran en alto riesgo son las localidades de Bosa, Kennedy, Fontibón, Engativá, Usaquén y Suba, y en municipios cercanos como Cota, Chía, Cajicá, Zipaquirá, Tenjo y Soacha. Mientras que en los sectores de Puente Aranda, Teusaquillo y Barrios Unidos se tiene un menor impacto. Esto se ve respaldado por los heatmap de estimación de acumulación de ruido que afirma que las zonas de mayor afectación son las cercanas al aeropuerto y/o a rutas aéreas, nombradas anteriormente.

Este tipo de análisis permite una detección temprana de zonas de alto potencial acumulativo de ruido, lo que ayuda a que las diferentes entidades gubernamentales por medio de herramientas económicas y de gran exactitud, puedan predecir y generar planes de contingencia, así como una buena planificación y gestión del tráfico aéreo, para los diferentes desafíos que presenta actualmente la industria de la aviación civil comercial en términos de contaminación auditiva. La facilidad con la que se pueden realizar este tipo de análisis e investigaciones, ayudan a la planificación de nuevas ciudades, ampliación de aeropuertos o creación de estos; así como en la detección temprana de personas que se vean afectadas

por una posible afectación del ruido de las aeronaves, ayudando a la detección temprana de enfermedades.

REFERENCIAS

- [1] J. Coykendall, P. Wellener, y K. Hardin, “2023 aerospace and defense industry outlook About the Deloitte survey”, 2022.
- [2] R. Flores, C. Asensio, P. Gagliardi, y G. Licitra, “Study of the correction factors for aircraft noise façade measurements”, *Applied Acoustics*, vol. 145, pp. 399–407, feb. 2019, doi: 10.1016/j.apacoust.2018.10.007.
- [3] L. Y. L. Ang y F. Cui, “Remote work: Aircraft noise implications, prediction, and management in the built environment”, *Applied Acoustics*, vol. 198, p. 108978, sep. 2022, doi: 10.1016/j.apacoust.2022.108978.
- [4] S. Urbano, E. Chaumette, P. Goupil, y J.-Y. Tourneret, “Aircraft Vibration Detection and Diagnosis for Predictive Maintenance using a GLR Test”, *IFAC-PapersOnLine*, vol. 51, núm. 24, pp. 1030–1036, 2018, doi: 10.1016/j.ifacol.2018.09.716.
- [5] T.-J. Chen, S.-S. Chen, P.-Y. Hsieh, y H.-C. Chiang, “Auditory Effects of Aircraft Noise on People Living Near an Airport”, *Archives of Environmental Health: An International Journal*, vol. 52, núm. 1, pp. 45–50, ene. 1997, doi: 10.1080/00039899709603799.
- [6] K. Norén-Cosgriff, I. Belyaev, y F. Løvholt, “Building vibration induced by sonic boom - field test in Russia”, *Applied Acoustics*, vol. 185, p. 108422, ene. 2022, doi: 10.1016/j.apacoust.2021.108422.
- [7] A.-M. Nassur *et al.*, “The impact of aircraft noise exposure on objective parameters of sleep quality: results of the DEBATS study in France”, *Sleep Med*, vol. 54, pp. 70–77, feb. 2019, doi: 10.1016/j.sleep.2018.10.013.
- [8] D. Caballol, Á. P. Raposo, F. Gil Carrillo, y M. Morales-Segura, “Measurement of ambient vibration in empty buildings and relation to external noise”, *Applied Acoustics*, vol. 186, ene. 2022, doi: 10.1016/j.apacoust.2021.108431.
- [9] ECAC y CEAC, *Report on Standard Method of Computing Noise Contours around Civil Airports*, 4a ed., vol. 1. France: EUROPEAN CIVIL AVIATION CONFERENCE, 2016.
- [10] D. D. Nguyen *et al.*, “Long-term aircraft noise exposure and risk of hypertension in postmenopausal women”, *Environ Res*, vol. 218, p. 115037, feb. 2023, doi: 10.1016/j.envres.2022.115037.
- [11] H. Xie, H. Li, y J. Kang, “The characteristics and control strategies of aircraft noise in China”, *Applied Acoustics*, vol. 84, pp. 47–57, oct. 2014, doi: 10.1016/j.apacoust.2014.01.011.
- [12] S. Airbus, “Global Market Forecast 2017-2036”, 2017.
- [13] Organización de Aviación Civil Internacional, “Protección del medio ambiente”.
- [14] OACI, “Doc 9911 Recommended Method for Computing Noise Contours Around Airports”, 2018.
- [15] Unidad Administrativa Especial de Aeronáutica Civil, “Unidad Administrativa Especial de Aeronáutica Civil RAC 36 ESTÁNDARES DE RUIDO”, 2016.
- [16] P. Gagliardi, L. Teti, y G. Licitra, “A statistical evaluation on flight operational characteristics affecting aircraft noise during take-off”, *Applied Acoustics*, vol. 134, pp. 8–15, may 2018, doi: 10.1016/j.apacoust.2017.12.024.

- [17] M. Riahi Manesh y N. Kaabouch, “Analysis of vulnerabilities, attacks, countermeasures and overall risk of the Automatic Dependent Surveillance-Broadcast (ADS-B) system”, *International Journal of Critical Infrastructure Protection*, vol. 19, pp. 16–31, dic. 2017, doi: 10.1016/j.ijcip.2017.10.002.
- [18] J. Vallalta, “CRISP-DM: una metodología para minería de datos en salud - healthdataminer.com”. Consultado: el 18 de abril de 2023. [En línea]. Disponible en: <https://healthdataminer.com/data-mining/crisp-dm-una-metodologia-para-mineria-de-datos-en-salud/>
- [19] IBM, “Conceptos básicos de ayuda de CRISP-DM - Documentación de IBM”. Consultado: el 18 de abril de 2023. [En línea]. Disponible en: <https://www.ibm.com/docs/es/spss-modeler/saas?topic=dm-crisp-help-overview>
- [20] Sngular, “CRISP-DM: La metodología para poner orden en los proyectos”, Sngular.
- [21] EASA, “ANP legacy data”, EASA.
- [22] opensky network, “aircraft-database-complete-2023”, opensky network.
- [23] A. Rosales, D. Traslaviña, y S. Madrid, “Rutas aéreas sobre Bogotá y sus localidades”, 2023.
- [24] A. Rosales, D. Traslaviña, y S. Madrid, “Rutas aéreas sobre Bogotá y pueblos cercanos.”, 2023.
- [25] A. Rosales, D. Traslaviña, y S. Madrid, “Heatmap de los vuelos en la ciudad de Bogotá y sus pueblos cercanos”, 2023.
- [26] A. Rosales, D. Traslaviña, y S. Madrid, “Heatmap de los vuelos en la ciudad de Bogotá”, 2023.
- [27] A. Rosales, D. Traslaviña, y Madrid. S, “Modelos de aeronaves con mayor tránsito”, 2023.
- [28] A. Rosales, D. Traslaviña, y S. Madrid, “Nivel de ruido vs. Tipo de aeronave”, 2023.
- [29] A. Rosales, D. Traslaviña, y F. Madrid, “Heatmap de estimación del ruido al norte de Bogotá.”, 2023.
- [30] Unidad Administrativa Especial de Aeronáutica Civil, “MODELO DE PROPAGACIÓN DE RUIDO”, 2018.
- [31] A. Rosales, D. Traslaviña, y F. Madrid, “Heatmap de estimación del ruido en cercanías al aeropuerto.”, 2023.
- [32] A. Rosales, D. Traslaviña, y F. Madrid, “Heatmap de estimación del ruido al sur de Bogotá.”, 2023.



7º Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica



UNIVERSIDAD
NACIONAL
DE LA PLATA

Título: Modelos del fenómeno de espera. Análisis de procesos en el transporte aéreo: el caso de la zona de check-in.

J. Piechocki, V. Nadal Mora, S. Pezzotti, A. Di Bernardi (1)

(1) Universidad Nacional de La Plata, Facultad de Ingeniería, Departamento de Ingeniería Aeroespacial, UIDET GTA-GIAI, Argentina.

Autor principal: joaquin.piechocki@ing.unlp.edu.ar

Palabras claves: TRANSPORTE AÉREO, DEMORA, SIMULACIÓN POR EVENTOS DISCRETOS, TERMINAL, CHECK-IN.

Resumen

Los procesos asociados al transporte aéreo pueden modelarse como un encadenamiento de servicios. Tanto la demanda como el tiempo de servicio al que se puede reducirse cada proceso del sistema productivo tiene un comportamiento estructuralmente estocástico. Este hecho produce efectos sobre los modelos que se aplican a su diseño y gestión.

El caso de la zona de check-in en las terminales aeroportuarias resulta indicativa de los distintos abordajes posibles para el modelado de un servicio, que se diferencian por su capacidad de captura de su comportamiento. En el presente trabajo se presenta el caso de un escenario de demanda en un período de tiempo sobre una zona de check-in compuesta por una zona de espera y una de servicio, sobre la cual se compara el efecto de la aplicación de diferentes modelos para su dimensionamiento, en función de una demora límite por unidad de demanda. Estos modelos son los propuesto por los manuales IATA ADRM 9 (2004), el IATA ADRM 11 (2022), la teoría de colas, y la simulación numérica por eventos discretos (DES). Se puede observar que existen características diferenciales en los resultados, en las implicancias de diseño y en el manejo táctico de la demanda que está implícito. En la dimensión del transporte aéreo como sistema las orientaciones en el diseño y manejo tienen efectos mayores en los aeropuertos periféricos. Por lo tanto, es posible concluir que los modelos no son neutrales al respecto de la gestión de la infraestructura, y que suponen condiciones generalizadas que producen efectos sobre su operación.

El presente trabajo verifica a través de un caso, que las simulaciones por eventos discretos aplicadas a los procesos del transporte aéreo permiten discernir entre distintas alternativas de diseño y gestión a través de la consideración de escenarios específicos: se presenta como una herramienta complementaria para la generación de valor a través del análisis de procesos.



7º Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica



UNIVERSIDAD
NACIONAL
DE LA PLATA

Introducción

En términos generales, el diseño de los procesos en terminales aeroportuarias responde a tres dimensiones: la topológica (que se expresa en el desarrollo arquitectónico), la operacional (los procesos), y la de desempeño (que se expresa en los costos derivados de su operación y los niveles de servicio percibidos por el pasajero). La respuesta dinámica sobre el espacio aeroportuario que se observa en las operaciones en las terminales involucra múltiples procesos encadenados, relaciones entre los individuos que las habitan, equilibrios entre recursos puestos a su servicio y la experiencia de los usuarios, y finalmente, la variable aleatoria.

El procesamiento de facturación (Check-in) es un componente específico dentro del sistema aeroportuario, que compone a su vez la red de transporte aéreo, que representa un sistema de nivel superior. Cada proceso componente podría reducirse a la interacción de una unidad de demanda con un servicio, generando efectos materiales, espaciales y temporales. En el caso de la facturación los pasajeros en partidas se presentan en el aeropuerto e inician el primer paso de proceso para la concreción de un viaje aéreo. El proceso de facturación supone la disposición de mostradores y puntos de despacho de equipaje. Una infraestructura de espera se deriva de este proceso, que producirá, en alguna medida, un tiempo de espera sobre la demanda que se presenta (Stolletz, 2011). A su vez, será necesario prever la integración de este sector con el resto del aeropuerto, con las superficies de circulación y de servicios anexos al pasajero.

Por otro lado, la demanda, caracterizada por un ritmo de aparición de pasajeros en el sector de facturación, no se comportará de manera independiente ni de la arquitectura del aeropuerto, ni de las operaciones de las aeronaves, ni de su posición dentro de la red de transporte aéreo que integra.

El diseño y operación del aeropuerto estará condicionado estructuralmente por la resolución de una tensión entre el abastecimiento de las demandas de servicio y la penalización económica que de él derivan, incluyendo los de la construcción de infraestructura. El servicio ofrecido a los pasajeros se mide por la longitud media de la cola, el tiempo medio de espera o los niveles de servicio que un determinado porcentaje de pasajeros espera por debajo de un determinado umbral (Graham, 2023). Los costos estarán asociados a la magnitud del dimensionamiento.

Este trabajo analiza el proceso de check-in desde su dimensionamiento, planteando un escenario de demanda que se asocia a la condición de diseño de aeropuertos pequeños, del tipo periféricos, particularmente afectados por la falta de economías de escala. Las observaciones que se realizaron son aplicables, en general, al conjunto de procesos de la terminal de pasajeros de los aeropuertos de este tipo.

Los procesos de desarrollo arquitectónico de terminales se encuentran condicionados por los dimensionamientos que surgen de los análisis de proceso, en este caso sobre el check-in. En particular se consideran las recomendaciones emanadas por IATA (a través de ADRM 9, 2009, y ADRM 11, 2019 por ejemplo), la aplicación de la teoría de colas, y la simulación numérica del proceso.

Desarrollo

Consideraremos al proceso de check-in manual, que se lleva adelante frente a un mostrador, después de esperar un determinado tiempo en una zona de formación de colas de espera. El acceso a este sector se produce a través de un hall para vuelos en partidas que conecta la terminal con los medios de transporte terrestre. La aparición de individuos frente al sector produce la demanda de check-in. Esta tiene una distribución que tiene características singulares que dependen de factores ajenos al servicio e incluye a la variable aleatoria. Como generalidad se presenta una distribución de Gauss que se extiende por un período de tiempo del orden de tres horas previo al vuelo (Joustra, 2001).

La oferta de check-in está dada por unidades de servicio que incluyen un agente que, por pasajero, tramita su documentación de embarque y despacha el equipaje que volará en la bodega de la aeronave que embarcará. Su tiempo de servicio típicamente está representada por una distribución exponencial con media en la inversa del tiempo de servicio de referencia.



7º Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica



El comportamiento que se observa es el propio de un fenómeno de formación de cola de espera, con eventuales períodos de saturación en donde se acumula la demanda en dicha cola, para reducirse en posteriores momentos de baja demanda.

Como modelo para el dimensionamiento de terminales, la entidad International Air Transport Association, IATA, a través de su publicación Airport Development Reference Manual, ADRM, propone un enfoque de evaluación de la capacidad y nivel de servicio de los procesos de la terminal de pasajeros de manera desagregada en subsistemas. En particular, intenta relacionar un escenario de demanda y un nivel de servicio con cantidades de oferta para satisfacer las condiciones de servicio.

El proceso de check-in se tomará como referencia general y como medio para la comparar distintos enfoques metodológicos destinados al dimensionamiento del servicio.

Escenario de análisis

El comportamiento de un proceso puede observarse a través de sus efectos, que son una función dependiente de las características de la demanda. Por esta razón se adopta para el presente estudio un escenario tipo dado por la una aeronave B737-800 en partidas, con un 100% de ocupación, configurado con 160 asientos de clase económica. Estos pasajeros arriban de acuerdo al patrón de referencia mencionado (Joustra, 2001; Brause, 2020) que supone una desviación estándar de 42 minutos asociada a una distribución de Gauss cuya media se produce 90 minutos antes del vuelo.

Este hecho permite realizar la definición de una hora pico de diseño, dp_{60} , de 84 pasajeros (52% de los pasajeros tratados), y de una demanda en 30 minutos pico de diseño, dp_{30} , de 45 pasajeros. Esta condición puede reflejar el caso de aeropuertos periféricos que reciben vuelos regulares desde aeropuertos centrales como parte de esquemas de conexión de base diaria al respecto de la red de transporte aéreo.

Si se considera el perfil del servicio de check-in convencional (sin procesamiento previo a través de medios electrónicos), se adopta un tiempo medio de referencia de servicio de 150 segundos, observando una distribución de Poisson, en acuerdo a las referencias bibliográficas (Nagui 2017, entre otras). De estos 150 segundos, el despacho de equipaje propiamente dicho tiene tiempos medios que no superan los 30 segundos, de acuerdo a la experiencia en aeropuertos que desagregaron esta tarea (bag-drop).

El tiempo de espera califica al nivel de servicio, LoS , y por tanto es necesaria la definición de un límite que como objetivo se espera no superar para la clase de pasajero servida, en este caso económica. Se adopta una espera máxima objetivo por individuo menor a 20 minutos de acuerdo a IATA ADRM 11. El nivel de servicio incorpora otras dimensiones que incluye a la disponibilidad de espacio por individuo, como cuantificación de la relación de éstos con el espacio, que no se limita a ella.

Análisis de proceso

El nivel de utilización de los mostradores de check-in, que supone la producción de un número específico de tareas, es siempre menor a la unidad, porque esta sintetiza una condición de posibilidad o imposibilidad material como consecuencia de un fenómeno estacionario. Si a los mostradores les asociamos la zona de espera, donde se forman las filas ordenadas de manera que los primeros que llegan son los que tienen prioridad para ser atendidos, el conjunto puede acumular demanda a un ritmo que puede superar la capacidad de procesamiento de los mostradores por períodos no estacionarios. Definimos sobre este conjunto, siguiendo los usos de la industria, a través de dos parámetros de dimensionamiento de la oferta: número de mostradores, N , y cola máxima esperada, E , que cuantifica el espacio de espera en unidades por individuo. Este proceso se desarrolla en general de forma no estacionaria, vale decir que el nivel de utilización de los mostradores fluctúa en el tiempo en función del ritmo en el que se presentan los pasajeros en partidas, provenientes de hall del aeropuerto dispuesto a este fin. Si el tiempo de demora en el proceso depende del nivel de utilización, entonces este será dependiente de la distribución de la demanda. Cuando el nivel de



7º Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica



UNIVERSIDAD
NACIONAL
DE LA PLATA

demandas sobrepasa la capacidad de servicio, se acumulan individuos en la cola, y establece una postergación del servicio que se suma a la demora, efecto que se conoce como saturación.

El modelo propuesto por ADRM 9 utiliza como entrada la demanda en hora punta de diseño, para establecer una condición de demanda en 30 minutos pico, dp_{30} , a partir del cual determina un número de mostradores recomendados de clase económica tal que se cumple con la condición de nivel de servicio impuesta. El resultado que arroja es de 4 mostradores.

El modelo propuesto por ADRM 11 propone que el número de mostradores de clase económica que cumpla con la condición de nivel de servicio impuesta puede determinarse multiplicando la demanda sobre una porción de tiempo, dp_{30} , por el tiempo de servicio, por un factor que es la inversa de la suma entre el nivel de servicio y el tiempo de demanda, 30 min en nuestro caso. El resultado de este modelo aplicado a nuestro caso de demanda es de 3 mostradores. Por otro lado, esta metodología agrega la determinación del número máximo de individuos en la cola que surge del producto entre la cantidad de mostradores, y la relación entre el nivel de servicio y el tiempo de servicio. Para nuestro caso estima 12 individuos.

Por otro lado, si tomamos la Teoría de Colas podemos analizar la misma condición de demanda para distinta cantidad de mostradores. El modelo se aplica a condiciones estacionarias de demanda. En nuestro caso se considera una demanda con distribución exponencial, y un tiempo de servicio de check-in con distribución de Poisson. Corresponde a la notación de Kendall M/M/1, para una condición de tasa de servicios menor a 1.

Si tomamos 4 mostradores, el factor de utilización para esta condición es de 93%, lo cual implica un número promedio de clientes en cola (espera de servicio) de 13, y una demora promedio de 8 minutos.

Si tomamos 3 mostradores, el factor de utilización que surge es de 113%, lo cual lo hace inaplicable.

Como modelo de contrastación se desarrollaron simulaciones por eventos discretos (DES) a través de su programación computacional, considerando la introducción de unidades de demanda (pasajeros) de acuerdo a la distribución de referencia, y tiempos de servicio de los mostradores con distribución de Poisson. Este modelo nos permitió obtener manifestaciones del comportamiento del sistema sobre la misma base temporal de la demanda, de 180 minutos (donde se presentan más del 95% de los pasajeros).

Los resultados muestran que para 4 mostradores, el tiempo de demora promedio es despreciable y el máximo que puede registrarse no supera los 2 minutos. Por otro lado, el número de individuos en cola no supera los 2 pasajeros, con una distribución de nivel de utilización de los mostradores que tiene un máximo de 65%.

Los resultados para 3 mostradores muestran un tiempo de demora promedio de 1,5 minutos con un máximo por pasajero de 8 minutos. Por otro lado, se alcanza una magnitud de cola máxima de 8 individuos, con factor de utilización de máxima de 85% desplazada 50 minutos del pico de demanda.

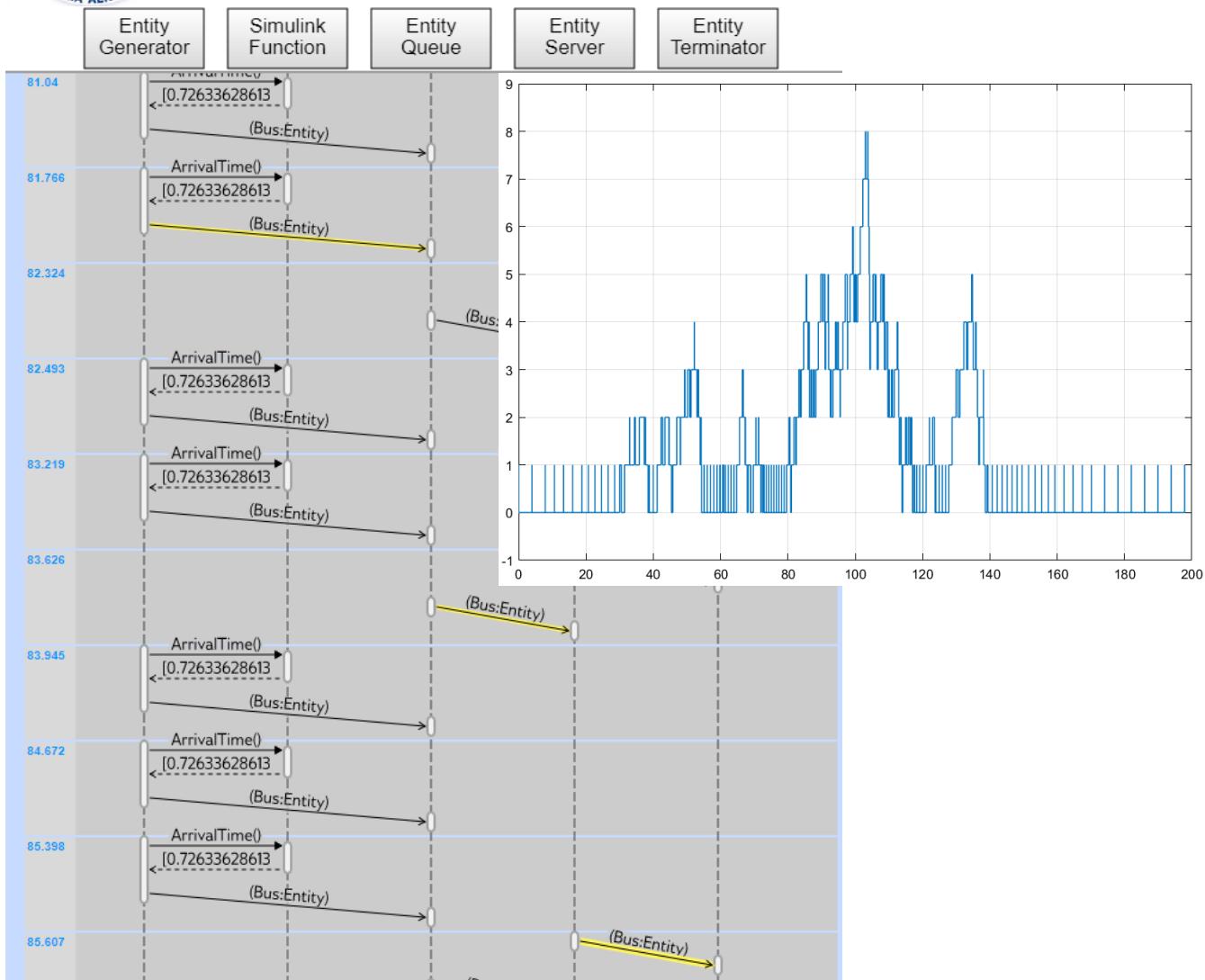
En la siguiente figura se muestran el esquema de inyección de eventos sobre el desarrollo temporal continuo del proceso (eje vertical) de este caso. En amarillo se puede ver el seguimiento de un individuo particular, en este caso el inyectado en el minuto 81,7 desde el inicio de la simulación. La curva a la derecha muestra la acumulación de los individuos entrantes en la cola previo al mostrador, en función del tiempo.



7º Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica



UNIVERSIDAD
NACIONAL
DE LA PLATA



Los resultados para 2 mostradores registran una demora máxima de 50 minutos y 44 individuos en cola como máximo, con factor de utilización que llega al 95% desplazando el servicio de pasajeros hacia la frontera de cierre de la facturación del vuelo. Se observa entonces una disfuncionalidad operativa a través de este dimensionamiento.

Conclusiones

Con los resultados de la simulación a la vista podemos observar que el ADRM 9 considera una condición de funcionamiento aproximadamente estacionaria, y por lo tanto asociada a aeropuertos con una escala y demanda que habilitan una distribución diaria con relativa continuidad. Si utilizamos como dato de entrada la demanda prevista en nuestro escenario, el ADRM 9 muestra un sobredimensionamiento sistemático de la cantidad de mostradores, que para la demanda de referencia resulta de 4 unidades. La magnitud en cuestión es consistente con la teoría de colas aplicada a la misma condición, como se ve en la sección anterior. Vale decir que ambas reflejan una condición estacionaria de respuesta a la demanda. Como consecuencia, este abordaje obtura la capacidad de concebir áreas de espera, porque arriba a la conclusión que para la cantidad de mostradores propuestos estas son despreciables. De hecho, no está prevista su estimación en el manual



7º Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica



UNIVERSIDAD
NACIONAL
DE LA PLATA

de referencia. Por lo tanto, el enfoque, que resulta conservativo en el dimensionamiento de mostradores, determina un número de ellos que si bien garantiza el nivel de servicio lo hace al precio de mayores costos operativos y de infraestructura al aeropuerto, sin producir información sobre la relación con los procesos previos.

Si consideramos el ADRM 11 se puede observar que el modelo que propone es distinto al correspondiente al ADRM 9, y que corrige el sobredimensionamiento. En el caso que nos ocupa entrega la recomendación de disponer 3 unidades para la demanda prevista, considerando períodos de tiempo en donde la tasa de llegadas es mayor a la capacidad de servicio de los mostradores, en el contexto de una demanda pico dentro de un patrón temporal implícito. Para el caso de 3 mostradores, la cantidad de individuos en cola que prevé son del orden de la que estiman las simulaciones.

Las simulaciones por eventos discretos permiten analizar el caso en el que se atienda la demanda de referencia con 2 mostradores. Esta condición muestra un fenómeno de producción de demora por encima del límite de 20 minutos establecido (LoS) por períodos prolongados de tiempo, al mismo tiempo que muestra un desplazamiento de la demanda máxima y la cola máxima, proporcional al nivel de utilización, de gran magnitud. Esto desplaza el período de servicio que se extiende hacia la frontera establecida por el cierre del vuelo, produciendo eventualmente demora en su salida, y por lo tanto resulta disfuncional a la operación del aeropuerto. No obstante, este hecho no quiere decir que no existan medios de gestión del proceso que permita la atenuación de estos efectos hasta niveles aceptables.

Las simulaciones por eventos discretos (DES), que se produjeron en base a una herramienta de programación propia, muestran el comportamiento específico de los procesos dentro de la terminal, de manera desagregada como el caso que nos ocupa en este trabajo, pero también en su relación articulada con las operaciones del lado aire del aeropuerto. El impacto de este tipo de estudio se verifica, puesto que permite establecer límites más precisos de diseño bajo las condiciones singulares de demanda del aeropuerto.

El sobredimensionamiento de los parámetros de referencia de los procesos de servicio impacta en el desarrollo del ensamblaje productivo aeroportuario generando costos fijos y variables, no asociados a la generación de valor. Esta situación elegida para el análisis, la que caracteriza a un aeropuerto periférico, es la más sensible del sistema aeroportuario de una red de transporte aéreo, y por lo tanto es menester regirlas por enfoques holísticos orientados hacia la generación de valor y al manejo táctico de la demanda. Por ejemplo, la relación arquitectónica con el Hall de Partidas es una vía posible para la transferencia de demanda en casos de congestión.

Se puede decir que para el caso que no se desplieguen medidas complementarias de manejo de la demanda en el check-in, la configuración típica de aeropuertos periféricos, que necesiten atender aeronaves con capacidad de 160 pasajeros como la de referencia, supone la disponibilidad de 3 puestos de check-in y la adición de un espacio de espera en cola que permita la formación de una línea de al menos 8 individuos con sus equipajes. La relación con el Hall de Partidas resulta a priori desvinculada con este proceso, como también la zona posterior al check-in, lo cual tiene efectos sobre el diseño.

Sin embargo, este dimensionamiento no puede prescindir del análisis de circulación desde el hall de partidas del aeropuerto, que será una fuente de mitigación de la demanda en condiciones no previstas y estará integrada en el abordaje arquitectónico. Existen medios de atenuación de los picos de demanda, que incluyen los medios remotos de check-in, áreas comerciales y de entretenimiento, entre otras. Esta relación es una directriz de diseño que permite soluciones orientadas a la producción de valor, y que necesita contar con medios técnicos para simular su comportamiento específico. Es en este sentido que el modelado de la terminal no resulta neutral al respecto de su operación y es necesario considerar las hipótesis que subyacen en su aplicación, como las que se explicitan en el presente trabajo. En particular, este abordaje es particularmente propicio como medio para buscar soluciones para la sostenibilidad funcional de pequeños aeropuertos (Adler, 2013), tan importantes en la conformación de redes de transporte aéreo.



7º Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica



UNIVERSIDAD
NACIONAL
DE LA PLATA

Bibliografía

- Brause, L. M. (2020). Optimization of resource demand for passenger services at airports during system failures such as blackouts. *European Transport Research Review*.
- Graham, A. (2023). *Managing airports: An international perspective*. Taylor & Francis.
- Guizzi, G. M. (2009). A discrete event simulation to model passenger flow in the airport terminal. *Mathematical methods and applied computing*.
- IATA. (2004). *AIRPORT DEVELOPMENT REFERENCE MANUAL 9th Edition*.
- IATA. (2019). *AIRPORT DEVELOPMENT REFERENCE MANUAL 11th Edition*.
- Joustra, P. E. (2001). Simulation of check-in at airports. *Proceeding of the 2001 Winter Simulation Conference IEEE*, Vol. 2.
- Manataki, I. E., & G., Z. K. (2009). A generic system dynamics based tool for airport terminal performance analysis. *Transportation Research Part C: Emerging Technologies*.
- Nagy, E. &. (2017). Revealing Influencing Factors of Check-in Time. *Acta Polytechnica Hungarica*.
- Stolletz, R. (2011). Analysis of passenger queues at airport terminals. *Research in Transportation Business & Management*, p. 144-149.

ANÁLISIS DE OBSTÁCULOS EN ENTORNOS AEROPORTUARIOS DEL SNA SEGÚN SLOS

Pitrelli Sergio^a , Mercedes Richard^a , Sarriegui Lone Noel^a , Di Bernardi Alejandro^a

^a Universidad Nacional de La Plata, Facultad de Ingeniería, Departamento de Ingeniería Aeroespacial, UIDET GTA-GIAI, Grupo Transporte Aéreo (GTA), La Plata, Argentina.
Email: spitrelli2020@gmail.com

RESUMEN

El objeto del presente trabajo es evidenciar la interacción entre los aeropuertos argentinos del sistema nacional de aeropuertos (SNA) y sus entornos, a través de las servidumbres aeronáuticas físicas, es decir las superficies limitadoras de obstáculos (SLOs). Estas últimas son los instrumentos definidos en la normativa de aplicación según mezcla de tráfico operativa y sistema de aproximación a pista.

Dichas superficies han sido generadas por medio de una herramienta digital desarrollada “ad hoc” por el GTA. Dicha herramienta permite el análisis en 3D y visualización en sistemas basados en imágenes satelitales, en función del tipo de operación y los datos de infraestructura de los aeropuertos en cuestión, proporcionados por fuentes de información oficial.

En el presente estudio se observan diferentes casos de afectación por vulneración de las SLOs, considerando las áreas proyectadas sobre el terreno por estas SLOs tanto dentro como fuera del predio aeroportuario, prestando especial atención a las áreas que vulneran dichas superficies. Básicamente se presentan casos donde se observan situaciones particulares que podrían generar riesgo a la seguridad operacional.

Finalmente se presentan algunos indicadores sobre la relación de vulneraciones en relación al tipo de superficies que afectan y su proximidad al eje de pista, sobre las áreas proyectadas por las SLOs y sobre la necesidad de especial control en determinadas áreas en relación a la seguridad operacional. El desarrollo se realiza en función de la experiencia de trabajos desarrollados en GTA y de las normativas de aplicación dada por la Organización Aviación Civil Internacional.

Palabras clave: Seguridad Operacional, Obstáculos, Superficies, SNA, SLOs.

INTRODUCCIÓN

Si bien en Argentina se tienen contabilizados más de 1200 campos de vuelos, solo son 56 los aeropuertos que hoy pertenecen al Sistema Nacional de Aeropuertos (SNA), cada uno de estos campos de vuelo posee al menos una pista, motivos por el cual las operaciones de las aeronaves para las que están previstas necesitan sus correspondientes servidumbres para que las operaciones puedan llevarse a cabo de forma segura.

La seguridad operacional es el concepto por el cual la aviación entiende que la actividad que le es propia no está exenta de peligros y comprende que por ello es necesario que los riesgos asociados sean reducidos y controlados a un nivel aceptable.

Teniendo en cuenta lo anterior, la identificación de peligros es el primer paso y la base para una evaluación y posterior gestión de riesgos asociados, en este caso una fuente de identificación de peligros se puede generar como observación de los objetos que se pueden transformar en obstáculos como consecuencia de la vulneración de las superficies que limitan el crecimiento en altura de los mismos para protección del espacio aéreo necesario para llevar a cabo las operaciones previstas bajo el concepto de seguridad operacional.

Para poder lograr identificar estos posibles obstáculos es necesario poder determinar las superficies limitadoras de obstáculos (SLOs) y luego cruzar estos datos con los del terreno y objetos en el entorno de afectación, desde la UIDET-GTA-GIAI hemos desarrollado una herramienta digital de aplicación práctica para poder trazar estas superficies por medio de parametrización en un entorno de lenguaje Python, la cual es la base de este trabajo que intenta mostrar los resultados obtenidos en la aplicación de esta herramienta a los aeropuertos de SNA.

METODOLOGÍA

El método seguido ha sido generar las SLOs de cada pista de los aeropuertos del SNA con la herramienta desarrollada, superponiéndolas con los entornos y cartografía de cada una por medio de visualización de las misma con imágenes en un sistema de información geográfica basado en imágenes satelitales Google Earth, bajo determinadas hipótesis de desarrollo.

Las hipótesis sobre las que se desarrolló el trabajo son:

- Los datos de interés para poder desarrollar las SLOs como longitudes de pistas, coordenadas de umbrales tipo de operación son tomados de información oficial publicada en la página de la Autoridad Nacional de Aviación Civil (ANAC).
- La pista analizada no son todas las pistas que tiene cada aeropuerto sino la pista y sentido de operación principal y categoría de aproximación correspondiente según fuente mencionada anteriormente.
- La normativa de referencia es la vigente y correspondiente de la Organización de Aviación Civil Internacional y las Regulaciones Argentinas de Aviación Civil
- Las SLOs están generadas con GenSLO como archivos kmz (desarrollado en la UIDET-GTA-GIAI)

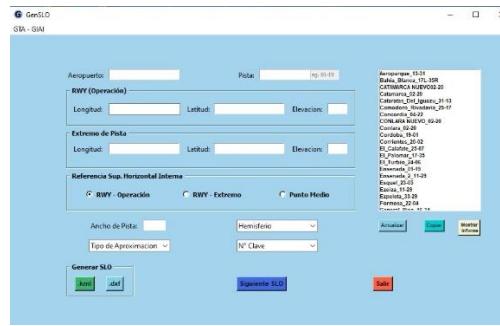


Figura 1. GenSLO para generación de SLOs

Los aeropuertos, pistas y tipo de aproximación considerados son los siguientes:

Tabla 1. Aeropuertos por pistas y operación analizados.

Aeropuerto	Código OACI	Pista	Tipo de aproximación
Aeroparque	SABE	13 / 31	PRECISION ILS CAT II
Bahía Blanca	SAZB	17L / 35R	PRECISION ILS CAT II
Catamarca	SANC	02 / 20	NO PRECISION
Cataratas Del Iguazú	SARI	31 / 13	PRECISION ILS CAT I
Comodoro Rivadavia	SAVC	25 / 07	PRECISION ILS CAT I
Concordia	SAAC	04 / 22	VISUAL
Conlara	SAOS	02 / 20	NO PRECISION
Córdoba	SACO	19 / 01	PRECISION ILS CAT I
Corrientes	SARC	20 / 02	PRECISION ILS CAT I
El Calafate	SAWC	25 / 07	PRECISION ILS CAT I
El Palomar	SADP	17/35	PRECISION ILS CAT I
El Turbio / 28 De Noviembre	SAWT	24 / 06	VISUAL
Esquel	SAVE	23 / 05	PRECISION ILS CAT I
Ezeiza	SAEZ	11 / 29	PRECISION ILS CAT III-A
Formosa	SARF	22 / 04	PRECISION ILS CAT I
General Pico	SAZG	16/34	NO PRECISION

7mo Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica

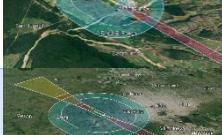
Aeropuerto	Código OACI	Pista	Tipo de aproximación
General Roca	SAHR	27 / 09	NO PRECISION
Jujuy	SASJ	34 / 16	PRECISION ILS CAT I
La Plata	SADL	02 / 20	NO PRECISION
La Rioja	SANL	21 / 03	PRECISION ILS CAT I
Malargüe	SAMM	14 / 32	NO PRECISION
Mar Del Plata	SAZM	13 / 31	PRECISION ILS CAT I
Mendoza	SAME	36 / 18	PRECISION ILS CAT I
Necochea	SAZO	18 / 36	VISUAL
Neuquén	SAZN	09 / 27	PRECISION ILS CAT II
Paraná	SAAP	20 / 02	PRECISION ILS CAT I
Paso De Los Libres	SARL	18 / 36	VISUAL
Posadas	SARP	20 / 02	PRECISION ILS CAT I
Puerto Madryn	SAVY	06 / 24	NO PRECISION
Reconquista	SATR	10 / 28	NO PRECISION
Resistencia	SARE	21 / 03	PRECISION ILS CAT I
Río Cuarto	SAOC	05 / 23	PRECISION ILS CAT I
Río Gallegos	SAWG	25 / 07	PRECISION ILS CAT I
Río Grande	SAWE	26 / 08	PRECISION ILS CAT I
Rosario	SAAR	20 / 02	PRECISION ILS CAT I
Salta	SASA	02 / 20	PRECISION ILS CAT II
San Carlos De Bariloche	SAZS	29 / 11	PRECISION ILS CAT I
San Fernando	SADF	05 / 23	PRECISION ILS CAT I
San Juan	SANU	18 / 36	PRECISION ILS CAT I
San Luis	SAOU	01 / 19	NO PRECISION
San Martín De Los Andes	SAZY	06 / 24	NO PRECISION
San Rafael	SAMR	11 / 29	NO PRECISION
Santa Fe	SAAV	21 / 03	PRECISION ILS CAT I
Santa Rosa	SAZR	19 / 01	PRECISION ILS CAT I
Santa Teresita	SAZL	18 / 36	NO PRECISION
Santiago Del Estero	SANE	03 / 21	NO PRECISION
Tandil	SAZT	19 / 01	PRECISION ILS CAT I
Tartagal	SAST	02 / 20	NO PRECISION
Termas De Río Hondo	SANR	01 / 19	PRECISION ILS CAT II
Trelew	SAVT	25 / 07	PRECISION ILS CAT II
Tucumán	SANT	02 / 20	PRECISION ILS CAT II
Ushuaia	SAWH	25 / 07	PRECISION ILS CAT I
Viedma	SAVV	11 / 29	NO PRECISION
Villa Gesell	SAZV	11 / 29	NO PRECISION
Villa Reynolds	SAOR	06 / 24	PRECISION ILS CAT I

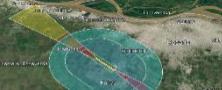
Si bien el aeropuerto de Junín pertenece al SNA no se ha tenido en cuenta en el análisis por estar fuera de servicio.

Aplicando la herramienta GenSLO desarrollada a las pistas anteriores con las condiciones particulares de cada una, se obtienen:

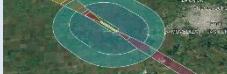
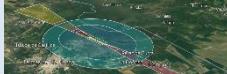
Tabla 2. Aeropuertos y SLOs analizadas con GenSLO.

Aeropuerto	Imagen satelital en planta según GenSLO	Superficie afectada				
		Aproximación	Despegue	Transición	Horizontal Interna	Cónica
Aeroparque		SI	SI	SI	SI	SI
Bahía Blanca		NO	NO	NO	NO	NO
Catamarca		NO	NO	NO	NO	NO
Cataratas Del Iguazú		NO	NO	NO	NO	NO
Comodoro Rivadavia		NO	SI	NO	SI	SI
Concordia		NO	NO	NO	NO	NO
Conlara		NO	NO	NO	NO	NO
Córdoba		NO	NO	NO	SI	NO
Corrientes		NO	NO	NO	NO	NO
El Calafate		NO	NO	NO	SI	SI
El Palomar		SI	SI	SI	NO	NO
El Turbio / 28 De Noviembre		NO	SI	NO	SI	SI
Esquel		NO	SI	NO	SI	SI

Aeropuerto	Imagen satelital en planta según GenSLO	Superficie afectada				
		Aproximación	Despegue	Transición	Horizontal Interna	Cónica
Ezeiza		NO	NO	NO	NO	NO
Formosa		NO	NO	NO	NO	NO
General Pico		NO	NO	NO	NO	NO
General Roca		NO	NO	NO	SI	SI
Jujuy		NO	NO	NO	SI	SI
La Plata		NO	SI	NO	NO	NO
La Rioja		NO	SI	NO	SI	NO
Malargüe		SI	NO	NO	SI	SI
Mar Del Plata		NO	NO	NO	NO	NO
Mendoza		NO	NO	NO	NO	NO
Necochea		NO	NO	NO	NO	NO
Neuquén		NO	NO	NO	SI	SI
Parana		NO	NO	NO	NO	NO
Paso De Los Libres		NO	NO	NO	NO	NO

Aeropuerto	Imagen satelital en planta según GenSLO	Superficie afectada				
		Aproximación	Despegue	Transición	Horizontal Interna	Cónica
Posadas		NO	NO	NO	NO	NO
Puerto Madryn		NO	NO	NO	NO	NO
Reconquista		NO	NO	NO	NO	NO
Resistencia		NO	NO	NO	NO	NO
Rio Cuarto		NO	NO	NO	NO	NO
Rio Gallegos		NO	NO	NO	NO	NO
Rio Grande		NO	NO	NO	NO	NO
Rosario		NO	NO	NO	NO	NO
Salta		NO	NO	NO	SI	SI
San Carlos De Bariloche		SI	NO	NO	SI	SI
San Fernando		SI	SI	SI	SI	NO
San Juan		NO	NO	NO	NO	NO
San Luis		NO	NO	NO	SI	SI
San Martin De Los Andes		SI	SI	NO	SI	SI

7mo Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica

Aeropuerto	Imagen satelital en planta según GenSLO	Superficie afectada				
		Aproximación	Despegue	Transición	Horizontal Interna	Cónica
San Rafael		SI	NO	NO	SI	NO
Santa Fe		NO	NO	NO	NO	NO
Santa Rosa		NO	NO	NO	NO	NO
Santa Teresita		NO	NO	NO	NO	NO
Santiago Del Esterro		NO	NO	NO	NO	NO
Tandil		NO	NO	NO	NO	NO
Tartagal		NO	NO	NO	SI	SI
Termas De Rio Hondo		NO	NO	NO	NO	NO
Trelew		NO	NO	NO	NO	NO
Tucumán		NO	NO	NO	NO	NO
Ushuaia		SI	SI	NO	SI	SI
Viedma		NO	NO	NO	NO	NO
Villa Gesell		NO	NO	NO	NO	NO
Villa Reynolds		NO	NO	NO	NO	NO

RESULTADOS Y DISCUSIÓN

Como resultado del análisis anterior se pueden observar que se han analizado 55 pistas, de los aeropuertos del SNA, de las mismas un total de 21 presentan vulneraciones en algunas de sus superficies según las particularidades que se muestran en los siguientes gráficos.



Figura 2. Relación de pistas con vulneraciones

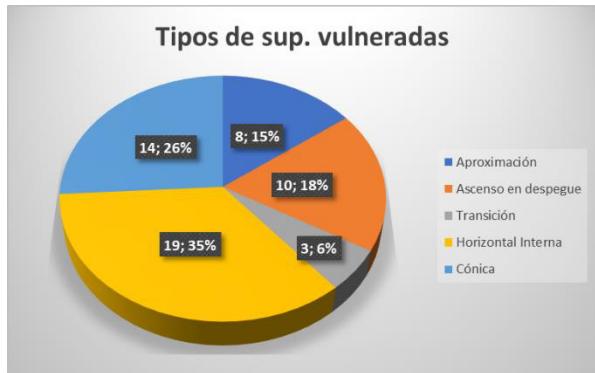


Figura 3. Relación de superficies vulneradas

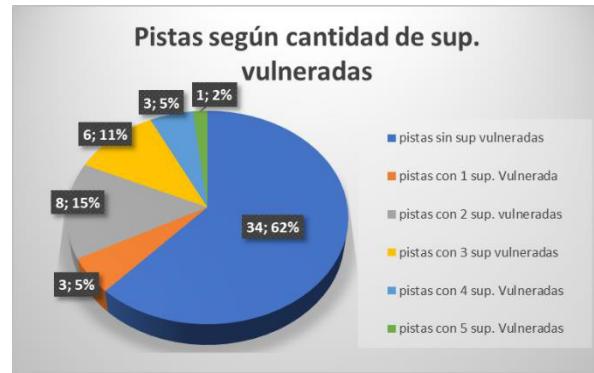


Figura 4. Relación de superficies y pistas vulneradas

CONCLUSIONES

En relación a los análisis de obstáculos es de importancia destacar la necesidad de utilización de herramientas acordes para poder automatizar este tipo de análisis. Con el GenSLO, desarrollado en la UIDET-GTA-GIAI, se ha logrado un ahorro de tiempo muy significativo.

Si bien la variación de vulneraciones de las superficies es amplia, se evidencia la necesidad de un mayor control de obstáculos.

Dado que 8 de las 55 pistas presentan vulneración de obstáculos en aproximación, lo cual representa el 15% del total de pistas principales del SNA y teniendo presente que la fase de aproximación es la fase más crítica en relación a accidentes mortales de aviación, parece ser necesario prestar especial atención a la vulneración en esta fase de vuelo.

REFERENCIAS

1. Normas y Métodos recomendados internacionales. Anexo 14 al convenio sobre aviación civil internacional, Volumen I, Diseño y Operaciones de aeródromos, Novena edición, Julio 2022.
2. Regulaciones Argentinas de Aviación Civil. Parte 154, Diseño de Aeródromos. Tercera edición. Resolución N° 322/2021- 06/10/2021.
3. Manual de diseño de Aeródromos. Organización aviación civil internacional, Doc. 9157. Parte 6, Frangibilidad. Primera edición 2006.
4. PANS-AGA. Organización aviación civil internacional, Doc. 9981. 3era edición, 2020.



7º Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica



UNIVERSIDAD
NACIONAL
DE LA PLATA

Metodo de tasación de una aeronave

Garzón Franklin, Di Bernardi C. Alejandro, Pesarini Alejandro

Universidad Nacional de La Plata, Facultad de Ingeniería, Departamento de Ingeniería Aeroespacial,
Grupo de Transporte Aéreo – UIDET “GTA-GIAI” La Plata, Argentina

Franklin Garzon: frankgarzonespace@gmail.com

Palabras claves: AERONAVE, TASACION, COSTOS.

Introducción

La metodología para la evaluación de una aeronave, en primera instancia pretende obtener la tasación de la misma, a través de distintas técnicas de evaluación, con el objeto de validar la tasación final y establecer los márgenes de movilidad del precio definiendo los valores máximos y mínimos, teniendo en cuenta que será a valor presente y con el bien en el punto de entrega.

Una vez definida la aeronave, se obtiene el valor de tasación de por lo menos una organización externa, con los ajustes necesarios a la condición de la aeronave que en ese momento se desee tasar. Se tomará en consideración para este análisis, toda la documentación de registros e inspecciones físicas de la aeronave.

Se realizará una segunda evaluación a través de técnicas de mercadeo, realizando los ajustes necesarios por condición de la aeronave, mediante una metodología para la comparación del valor de los aviones con características similares en el mercado.

Tabla 1. Síntesis del Proceso.

FUENTE	DOCUMENTO	ACCIÓN	ACCIÓN	INFORME FINAL
Tasación Organización Externa N°1	Informe	Aceptación	Ajustes de los valores determinados por condiciones de entrega, equipamiento opcional e impuestos tasas de aplicación	Definición del valor Final y los márgenes de movilidad
Tasación Organización Externa N°2	Informe	Aceptación		
Evaluación de Mercado	Reporte	Ajuste por condición y aceptación		

Para la tasación de una aeronave por terceros organismos, se recurre a numerosas empresas existentes y organizaciones que asesoran con respecto del valor de determinados bienes, entre ellos los aviones. Se analizaron las presentaciones y alcances de las siguientes organizaciones a los efectos de seleccionar cual o cuales serían las utilizadas en el presente trabajo.



7º Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica



UNIVERSIDAD
NACIONAL
DE LA PLATA

- Aircraft Cost Calculator ACC [1]
- Aircraft Bluebook [2]
- Avitas Bluebook [3]
- Conklin & de Decker[4]
- KBB Blue Book [5]
- Tribunal de Tasación de la Nación [6]
- Jet Guardians [7]
- Banco Provincia de Buenos Aires

Las seleccionadas Fueron:

- Aircraft Cost Calculator [1]
- Aircraft Bluebook [2]

En esta instancia, se descartó la valuación a través del tribunal de Tasación de la Nación [6]. Por cuanto su metodología tiene como base de valuación los valores suministrados por el Aircraft Bluebook [3], el cual se encuentra contemplando dentro de los mencionados anteriormente.

El tratamiento para la determinación del costo de una aeronave nueva sin uso tiene en la bibliografía numerosos enfoques con distintas dificultades, pero con cuestiones concretas que responden tecnológicamente al momento de fabricación y con condición de venta nuevo sin uso de sus partes y componentes principales.

La determinación del precio de compra de una aeronave usada también presenta distintos enfoques con diversas aristas y marcos normativos.

Como punto de partida se define como Valor Razonable al Importe por el cual un activo (la aeronave) podría ser intercambiada entre partes interesadas y debidamente informadas, en una transacción de contado, realizada en condiciones de independencia mutua.

El valor razonable puede ser determinado a través de una valuación, aplicando las distintas técnicas aceptadas a nivel internacional:

- Enfoque de costos: El valor del elemento es comparable al costo de reposición o construcción de uno nuevo igualmente deseable y con una utilidad o funcionalidad semejante.
- Enfoque de costos por ventas comparativas: Supone que el comprador bien informado no pagará por un activo más del precio de venta de otro bien similar. Básicamente se determina el valor por comparación con otros bienes similares que han sido vendidos.
- Enfoque de ingresos: Estima el valor con relación al valor presente de los beneficios futuros derivados del bien. Es generalmente medido a través de la capitalización de un nivel específico de ingresos.

De estas técnicas, es recomendado determinar el valor del bien en el siguiente orden:



7º Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica



UNIVERSIDAD
NACIONAL
DE LA PLATA

- 1) Por precio de mercado, ventas comparativas siempre que fuera posible.
- 2) Con acuerdo con el enfoque de costos.
- 3) En caso de no ser de aplicación los puntos anteriores, se aplicará el enfoque de ingresos.

Claro está, que el primero presupone la existencia en el mercado de un número observable de unidades comparables entre sí, o bien, conocidas estas y su detalle de condición de componentes principales, realizando los ajustes necesarios para que sean comparables.

Se adoptará la técnica de análisis de mercado para obtener otra valuación de la aeronave, considerando los ajustes por condición que se indican a continuación.

- Documentación de la aeronave: Historial de actividad, planeador, motores, componentes principales.
- Reconocimiento físico de la condición de la aeronave y sus principales componentes, opcionales y certificaciones suplementarias.
- Documentación de fabricantes, reconocimiento de los componentes de la aeronave (planeador y motor) con SLL (service Life límite/límite de vida útil), OTL (operating time limit/límite de tiempo de funcionamiento) y TBO (Time between overhauls/tiempo límite entre recorridas).

Para cada uno de estos aviones usados se determinará la calidad de comparable sobre la base de los siguientes factores:

- Horas actuales de la aeronave.
- Horas actuales de los motores, desde nuevo o desde la última recorrida general.
- Equipamiento adicional.
- Programa de mantenimiento adheridos.
- Mejoras de producto por la incorporación de Certificados Tipo Suplementario.
- Condición de pintura exterior.
- Condición del interior.
- Consistencia de la información suministrada

Los parámetros adoptados como referencia para la comparación son los del momento de la venta de la aeronave y su modelo en específico, al igual que su año de fabricación, horas totales de vuelo del planeador, disponibilidad para la inspección de recorrida general de los motores 1000 horas, equipamiento base, sistema de alerta de tráfico TCAS, sistema de alerta de terreno EGPWS, disponibilidad máxima para inspección mayor de planeador.

Para definir la valuación por análisis de ventas comparativas o evaluación del mercado, hay que fijar el comportamiento de este para la aeronave durante un periodo de seguimiento en un mes específico en el año presente. Una vez halladas todas las aeronaves que sean comparables con similares características, se define cuales están disponibles para la venta y el precio de cada una, a lo cual se define el valor promedio.

Otra metodología de las mencionadas refiere a la utilización de datos de la empresa Aircraft Bluebook [2] que brinda su plataforma digital. Los principales parámetros utilizados y el resultado obtenido de valuación son:



7º Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica



UNIVERSIDAD
NACIONAL
DE LA PLATA

- Selección del tipo de aeronave.
- Selección de la marca y modelo de la aeronave.
- Selección del año de fabricación.
- Definición de precio de venta al por menor promedio.
- Verificar que las condiciones de precio se cumplan en la aeronave a evaluar
- Verificar la condición, cumpliendo las directivas de aeronavegabilidad.
- Incorporar las mejoras de aviónica y de producto de la aeronave.
- Determinar el factor de condición principal de la aeronave (PCA).
- Salida final de valuación.

El factor PCA que utiliza Aircraft Bluebook[2] clasifica a una aeronave en función de sus características en comparación con una aeronave idéntica con desgaste normal. Los factores de PCA pueden incluir, entre otros: pintura e interior nuevos y de alta calidad, actualizaciones y/o modificaciones significativas de fuselaje y aviónica, una restauración de alto nivel si tiene más de 35 años y una historia inmaculada con excelentes (y completos) registros.

La evaluación de los daños tiene por objeto ajustar el precio dos aviones idénticos se ofrecen a la venta, el avión no dañado será la elección del comprador.

La incorporación de aviónica y la evaluación de su condición permite estimar el valor de las actualizaciones y mejoras, Aircraft Bluebook[2] indica que su presentación es correcta para la mayoría de los sistemas la mayor parte del tiempo. Sin embargo, algunas marcas o tipos de aviónica conservarán más o menos de su valor original que otras debido a la popularidad, la tecnología, el tipo de aeronave en la que se instalan, y su calidad.

Presenta una guía para la calificación de los interiores y exteriores de la aeronave, ambas en una escala de 1 (mala condición)-10 (excelente condición). En nuestro caso calificamos el interior con un puntaje de 9 y el exterior con un puntaje de 8.

Los precios y otros datos en el Aircraft Bluebook[2] se basan en información derivada de fuentes que nuestro personal editorial que considera confiables. Establece distintos tipos de precios, en nuestro caso el adoptado es el de venta al por menor promedio, que consiste en un avión tipo usado en promedio y con medio tiempo de vida en sus componentes principales.

Una última metodología que se hace mención es la tasación de la aeronave con la base de datos de Aircraft cost calculator[1] (ACC) que tiene por objeto la presentación de informes de costos operativos para las aeronaves que vuelan en el ámbito de la aviación civil.

La base está diseñada para propietarios, operadores, departamentos de operaciones de vuelo, instituciones financieras y operadores de vuelos chárter, la herramienta pone el foco en los costos operativos de cientos de aviones y helicópteros.

La decisión de utilizar esta herramienta recayó en dos factores, el primero que dispone de la información complementaria que permite determinar los costos asociados a las condiciones técnicas particulares



7º Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica



UNIVERSIDAD
NACIONAL
DE LA PLATA

requeridas en el Pliego de licitación del proceso de compra del avión, entiéndase costo del piloto de seguridad, del traslado ferry de la aeronave, costo de tripulación, etc., y por otro lado, presenta un valor de venta con base a las aeronaves disponibles en su base de datos.

Referencias:

- [1] Aircraft Cost Calculator ACC (<https://www.aircraftcostcalculator.com/default>)
- [2] Aircraft Bluebook (<https://aircraftbluebook.com/>)
- [3] Avitas Bluebook (<https://www.avitas.com/>)
- [4] Conklin & de Decker (<https://conklindedecker.jetsupport.com/>)
- [5] KBB Blue Book (<https://aircraft-kbb.com/>)
- [6] Tribunal de Tasación de la Nación (<https://www.argentina.gob.ar/obras-publicas/tribunal-de-tasaciones-de-la-nacion>)
- [7] Jet Guardians (<https://www.guardianjet.com/>)

DESARROLLO DE UN SOFTWARE GENERADOR DE SLOS 3D

Mercedes Richard(1), Pitrelli Sergio(1), Di Bernardi Alejandro (1)

(1) *Universidad Nacional de La Plata, Facultad de Ingeniería, Departamento de Ingeniería Aeroespacial, UIDET “GTA-GIAI”, Grupo Transporte Aéreo (GTA), La Plata, Argentina*

Autor principal: richardraul.mercedes@gmail.com

RESUMEN

El objeto del presente trabajo es presentar la funcionalidad y potencial utilización, del software “GENSLO”, desarrollado con bases en la normativa emitida por la Organización de Aviación Civil Internacional (OACI) para el análisis de obstáculos. Esta herramienta permite obtener las superficies limitadoras de obstáculos (SLOs) para cualquier pista (según su clave de referencia y sistema de aproximación asociado), consiguiendo una relación de interacción con sus emplazamientos y los entornos naturales de forma gráfica.

Dichas superficies permiten analizar casos de afectación operativas por vulneración de las áreas proyectadas sobre el terreno tanto dentro como fuera del predio aeroportuario, contribuyendo a la toma de decisiones en un contexto de seguridad operacional

GENSLO presenta una interfaz gráfica amigable con el usuario que permite casi de forma automática pasar a la etapa de análisis con pocos datos de ingreso, estos corresponden a cada pista de cada aeropuerto en particular necesitando las coordenadas de umbrales, elevación, ancho de pista y el tipo de aproximación al aeropuerto, una vez realizada la carga el programa genera 3 tipos de archivos, kml, dxf y un informe con extensión .txt.

El desarrollo de este software permite optimizar tiempo trabajo en diseño y análisis, permitiendo a su vez la eliminación de errores manuales que pudieran ocurrir en el proceso.

Dicho programa generador de superficies ha sido desarrollado con el lenguaje de programación Python permitiendo la integración con sistemas de visualización en 3D como Google Earth, Global Mapper y CAD, en función de la experiencia de trabajos desarrollados dentro del Grupo de Transporte Aéreo (GTA) de la UIDET GTA-GIAI y de las normativas de aplicación dada por la OACI.

Palabras claves: Obstáculos, Superficies, Aeródromo.

INTRODUCCIÓN

La aviación comercial está compuesta por elementos básicos: las aeronaves comerciales, las infraestructuras de tierra y de espacio aéreo y regulaciones, los cuales forman parte de un sistema más complejo, en ese sentido las características de cada uno hacen que se tengan distintos niveles de seguridad operacional.

La Organización de Aviación Civil Internacional (OACI) ha desarrollado el concepto de Seguridad Operacional, definido como el estado en que los riesgos asociados a las actividades de aviación relativas a la operación de las aeronaves, o que apoyan directamente dicha operación, se reducen y controlan a un nivel aceptable. Para cual es necesario un proceso continuo de identificación y gestión de riesgos que debe materializarse por medio de un sistema de gestión de la seguridad operacional (SMS) y un programa estatal de seguridad operacional (SSP).

Las superficies limitadoras de obstáculos (SLO) son superficies imaginarias complejas en torno a una pista cuya finalidad es definir el espacio aéreo que se debe mantener libre de obstáculos para que puedan llevarse a cabo con seguridad las operaciones de las aeronaves previstas, las cuales marcan el límite hasta donde los objetos pueden proyectarse en altura, entendiéndose por obstáculo todo objeto fijo (temporal o permanente) o móvil que sobresalga de una superficie destinada a proteger las aeronaves en vuelo.

La forma y dimensión de las SLO se encuentran presentadas en el Anexo 14 que proporciona OACI.

En el presente documento se muestra el desarrollo del software llamado GENSLO que fue diseñado según los procedimientos indicados por OACI, el cual indica que es necesario poder incluir características de aeronaves y condiciones de operación específica. Este software está desarrollado con el lenguaje de programación Python, teniendo una interfaz gráfica amigable con el usuario donde se introducen diversos parámetros necesarios para la generación de las superficies limitadoras de obstáculos.

Por otro lado se realiza una validación del programa desarrollado analizando la convergencia entre las superficies generadas por GENSLO y las superficies publicadas por la “Administración Nacional de Aviación Civil” (ANAC), teniendo como referencia el análisis de obstáculos de los aeropuertos de Ushuaia y de San Luis. A estas validaciones se agrega el análisis de obstáculos del aeropuerto de Chapelco con la finalidad de poder mostrar la utilización del software.

METODOLOGIA

El método utilizado para poder desarrollar GENSLO, consiste, como primera instancia, en analizar las superficies propuestas por OACI, mostradas en el Anexo 14 volumen I. En la Tabla 1 se presentan las dimensiones y pendientes de las superficies limitadoras de obstáculos para pistas con distintos tipos de aproximación.

Tabla 1: Dimensiones y pendientes de las superficies limitadoras de obstáculos – Pistas para Aproximaciones

Superficies y dimensiones ^a (1)	Aproximación visual Número de clave					Aproximación que no sea de precisión Número de clave				Aproximación de precisión Categoría I Número de clave			Categoría II o III Número de clave	
	1 (2)	2 (3)	3 (4)	4 (5)	1,2 (6)	3 (7)	4 (8)	1,2 (9)	3,4 (10)	3,4 (11)				
CÓNICA														
Pendiente	5%	5%	5%	5%	5%	5%	5%	5%	5%	5%	5%	5%	5%	
Altura	35 m	55 m	75 m	100 m	60 m	75 m	100 m	60 m	100 m	100 m	100 m	100 m	100 m	
HORIZONTAL INTERNA														
Altura	45 m	45 m	45 m	45 m	45 m	45 m	45 m	45 m	45 m	45 m	45 m	45 m	45 m	
Radio	2 000 m	2 500 m	4 000 m	4 000 m	3 500 m	4 000 m	4 000 m	3 500 m	4 000 m	4 000 m	4 000 m	4 000 m	4 000 m	
APROXIMACIÓN INTERNA														
Anchura	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	
Distancia desde el umbral	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	
Longitud	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	
Pendiente	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	
APROXIMACIÓN														
Largitud del borde interior	60 m	80 m	150 m	150 m	140 m	280 m	280 m	140 m	280 m	280 m	280 m	280 m	280 m	
Distancia desde el umbral	30 m	60 m	60 m	60 m	60 m	60 m	60 m	60 m	60 m	60 m	60 m	60 m	60 m	
Divergencia (a cada lado)	10%	10%	10%	10%	15%	15%	15%	15%	15%	15%	15%	15%	15%	
Primer sección														
Longitud	1 600 m	2 500 m	3 000 m	3 000 m	2 500 m	3 000 m	3 000 m	3 000 m	3 000 m	3 000 m	3 000 m	3 000 m	3 000 m	
Pendiente	5%	4%	3,33%	2,5%	3,33%	2%	2%	2,5%	2%	2%	2%	2%	2%	
Segunda sección														
Longitud	—	—	—	—	—	3 600 m ^b	3 600 m ^b	12 000 m ^b	3 600 m ^b	3 600 m ^b	3 600 m ^b	3 600 m ^b	3 600 m ^b	
Pendiente	—	—	—	—	—	2,5%	2,5%	3%	2,5%	2,5%	2,5%	2,5%	2,5%	
Sección horizontal														
Longitud	—	—	—	—	—	8 400 m ^b	8 400 m ^b	—	8 400 m ^b	8 400 m ^b	8 400 m ^b	8 400 m ^b	8 400 m ^b	
Longitud total	—	—	—	—	—	15 000 m	15 000 m	15 000 m	15 000 m	15 000 m	15 000 m	15 000 m	15 000 m	
DE TRANSICIÓN														
Pendiente	20%	20%	14,3%	14,3%	20%	14,3%	14,3%	14,3%	14,3%	14,3%	14,3%	14,3%	14,3%	
DE TRANSICIÓN INTERNA														
Pendiente	—	—	—	—	—	—	—	—	40%	33,3%	33,3%	33,3%	33,3%	
SUPERFICIE DE ATERRIZAJE INTERRUMPIDO														
Longitud del borde interior	—	—	—	—	—	—	—	—	90 m	120 m ^c	120 m ^c	120 m ^c	120 m ^c	
Distancia desde el umbral	—	—	—	—	—	—	—	—	1 800 m ^d	1 800 m ^d	1 800 m ^d	1 800 m ^d	1 800 m ^d	
Divergencia (a cada lado)	—	—	—	—	—	—	—	—	10%	10%	10%	10%	10%	
Pendiente	—	—	—	—	—	—	—	—	4%	3,33%	3,33%	3,33%	3,33%	

a. Salvo que se indique de otro modo, todas las dimensiones se miden horizontalmente.

b. Longitud variable (véase 4.2.9 ó 4.2.17).

c. Distancia hasta el extremo de la franja.

d. O distancia hasta el extremo de pista, si esta distancia es menor.

e. Cuando la letra de clave sea F (Tabla 1-1), la anchura se aumenta a 140 m salvo en los aeródromos con capacidad para aviones de letra de clave F equipados con aviónica digital que tienen mandos de dirección para mantener una ruta establecida durante una maniobra de "motor y al aire".

Nota.— Véanse las Circulars 301 y 345, y el Capítulo 4 de los PANS – Aeródromos, Parte I (Doc 9981) para obtener mayor información.

Las superficies limitadoras de obstáculos son construidas para aproximaciones del tipo visual, aproximación por instrumentos de no precisión y aproximaciones por instrumentos de precisión, otro parámetro que nos permite clasificar las superficies es el número de clave del aeródromo.

GENSLO presenta una interfaz gráfica como se muestra en la

Figura 1, donde se cargan los parámetros de entrada.

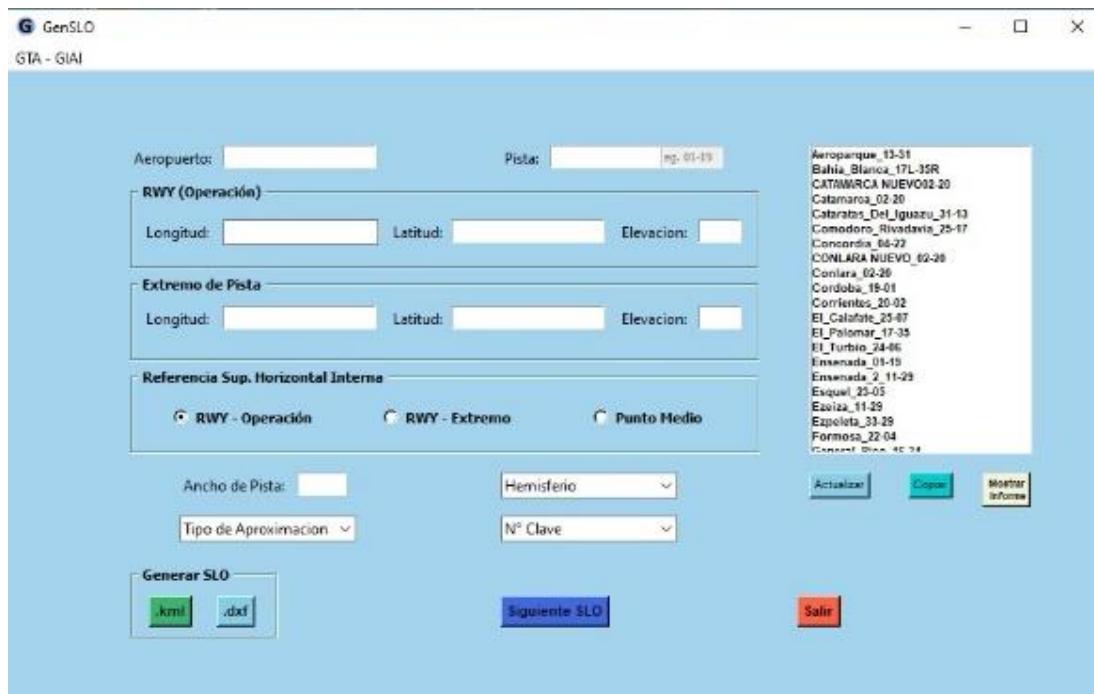


Figura 1: Interfaz gráfica GenSLO

Los parámetros requeridos para poder generar las SLO, son ingresar el nombre del aeropuerto, el cual va a asociado con los números de umbral para ambas pistas, se recomienda colocar en primer lugar el umbral

por el cual se realiza la aproximación continuando con el extremo de pista, estos dos datos ingresados generan el nombre completo del aeródromo en estudio. Por otro lado, en un segundo grupo de datos a ingresar se tienen las coordenadas geográficas para cada umbral y su extremo, siendo estos la Longitud, la Latitud y la elevación.

En un tercer grupo se encuentra la elección de la cota desde donde se mide la altura de Superficie Horizontal interna, siendo opción de elección el Umbral desde donde se da la aproximación, el Punto medio geométrico de la pista y el Extremo al umbral de la operación.

Otros datos necesarios por ingresar son el ancho de pista, el hemisferio en donde se encuentra el aeropuerto, siendo opción Norte si se encuentra por arriba de la línea ecuatorial y Sur si se encuentra por debajo, de la misma es necesario indicar el tipo de aproximación a realizar, siendo opción aproximación visual, aproximación de no precisión, aproximación de precisión cat I, aproximación de precisión cat II o III.

Como ultimo parámetro se requiere ingresar el numero de clave del aeródromo, siendo opción clave 1, clave 2, clave 3 y clave 4.

Una vez ingresados todos los parámetros mencionados anteriormente, el programa tiene la capacidad de generar las superficies limitadoras de obstáculos indicadas en la Tabla 1 ,en dos extensiones distintas “.kml” y “.dxf”, para ambos casos se diseñan las superficies en 3D y se pueden visualizar tanto en programas de “CAD” como en Google Earth”.

Todos las SLO correspondientes a los aeropuertos creados, son almacenados en una carpeta local y pueden ser recuperados para modificaciones o ediciones futuras, estos registros se muestran en una ventana a la derecha de la interfaz gráfica, teniendo la opción poder seleccionarlos y ver un informe con todo el análisis en forma de texto del estudio realizado.

La lógica del programa se muestra en Figura 2: Lógica de procesamiento y creación de SLO, una de las etapas es la conversión de coordenadas geográficas a UTM, esta conversión es necesaria debido a que las coordenadas geográficas están proyectadas sobre una representación de la tierra que no es plana, al convertirlas a coordenadas UTM se proyecta sobre el plano y es posible trabajar geométricamente para encontrar las coordenadas de los vértices de las SLO. Una vez realizados todo el procedimiento de calculo se vuelven a transformar a coordenadas geográficas para poder ser tomados e interpretados por los programas visualizadores.

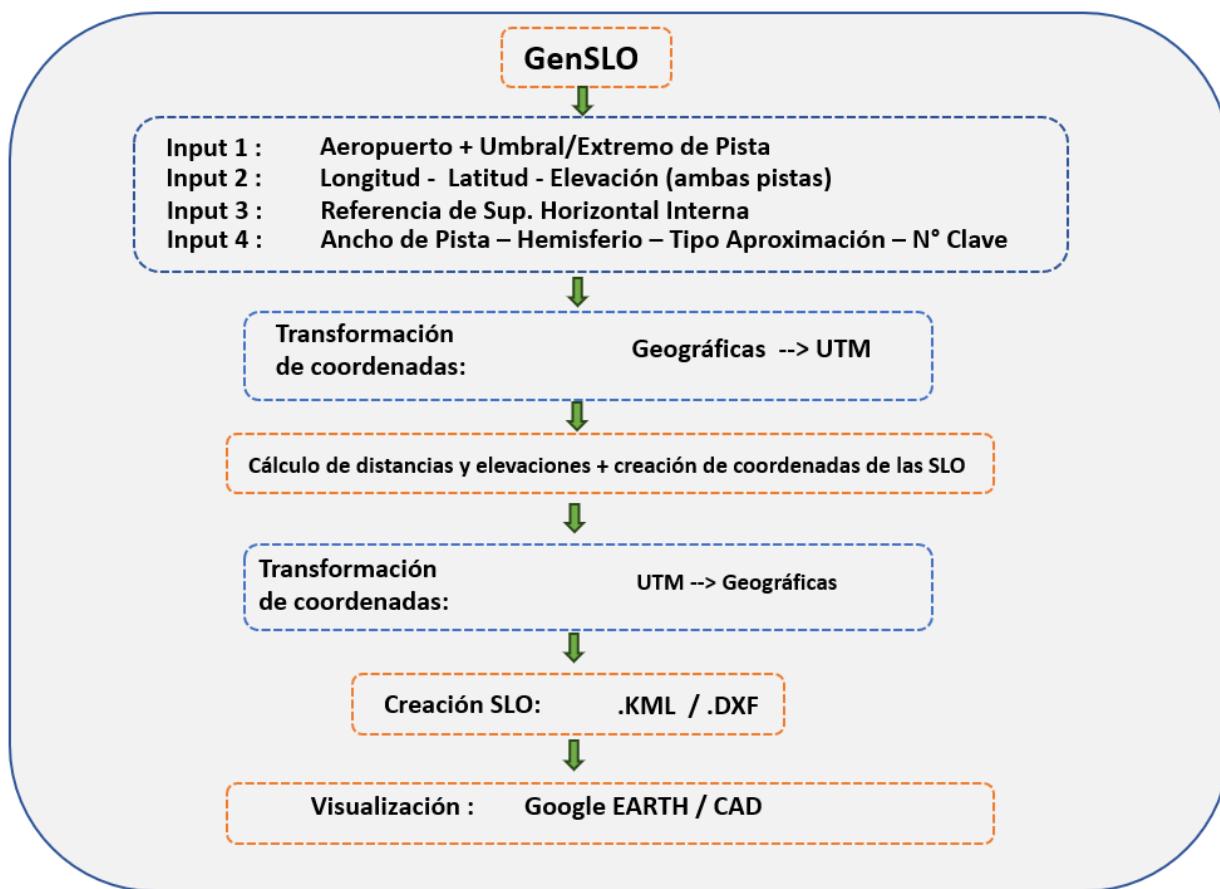
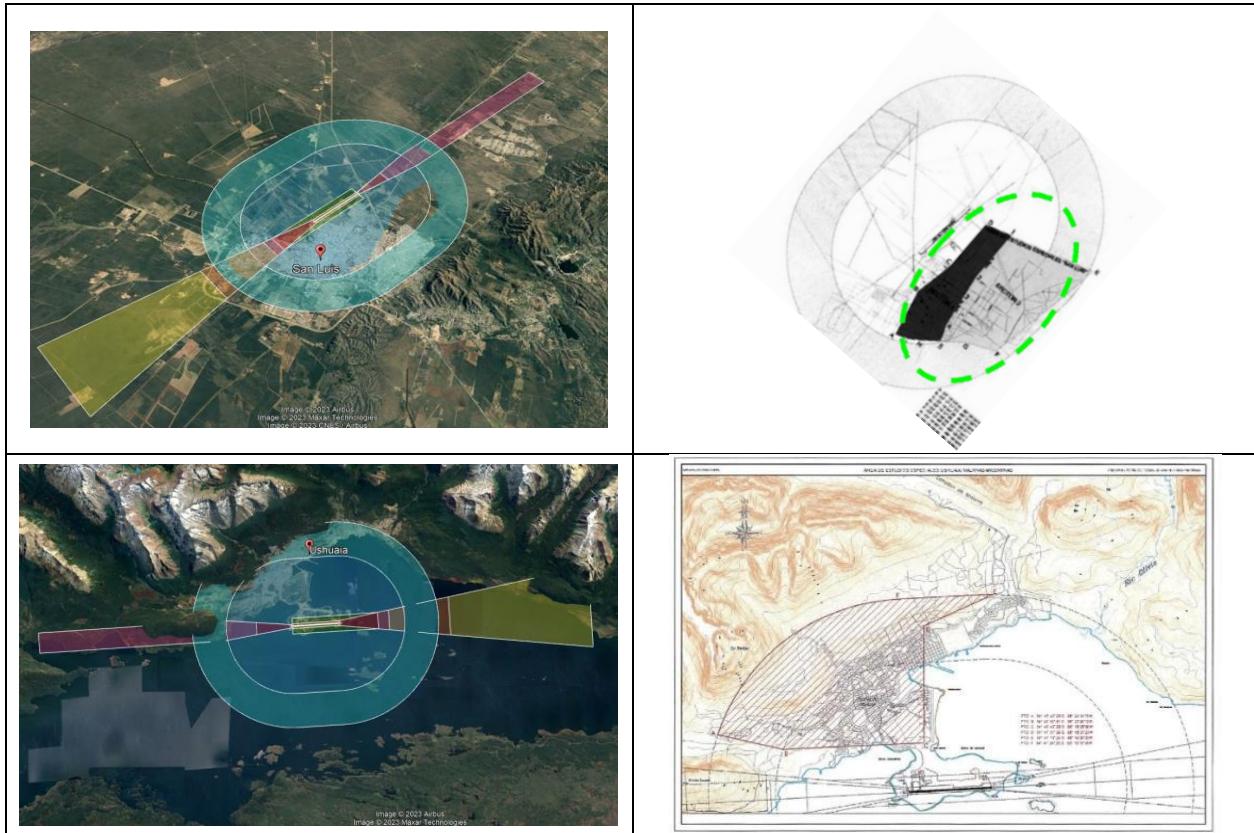


Figura 2: Lógica de procesamiento y creación de SLO

RESULTADOS Y DISCUSIÓN

Para la validación del software se evalúan los aeropuertos: San Luis y Ushuaia. En la Tabla 2 se presenta en la parte superior izquierda las SLO del aeropuerto de San Luis y del lado derecho se encuentra las SLO proporcionada por ANAC, se observa en ambas que las SLO son perforadas por el terreno. De la misma manera en la imagen izquierda inferior se tiene el aeropuerto de Ushuaia creado por GenSLO y del lado derecho las SLO proporcionadas por ANAC que es perforada de la misma manera por el terreno en ambos casos.

Tabla 2: Validación de software mediante análisis de superficie publicada por ANAC



Otra aplicación donde se puede observar con más claridad el potencial que se tiene para el análisis de obstáculos, a través de la creación de SLO mediante GenSLO, es en el aeropuerto de Chapelco como se muestra en la Figura 3, donde se puede observar la cantidad de terreno que perfora las superficies limitadoras de obstáculos, particularmente, las superficies: Aproximación, Ascenso en el despegue, Horizontal Interna y la Superficie Cónica.

El uso de GenSLO, permite evitar errores de diseño debido a que es un proceso automatizado, a su vez permite reducir el tiempo en el proceso de diseño de las SLO a 5 minutos mientras que con cualquier otro método se puede tardar más de una semana,

Otro factor a tener en cuenta es la facilidad de manipulación de los datos que puedan utilizarse para hacer las evaluaciones, debido a que se pueden utilizar relevamientos del terreno con alta precisión.

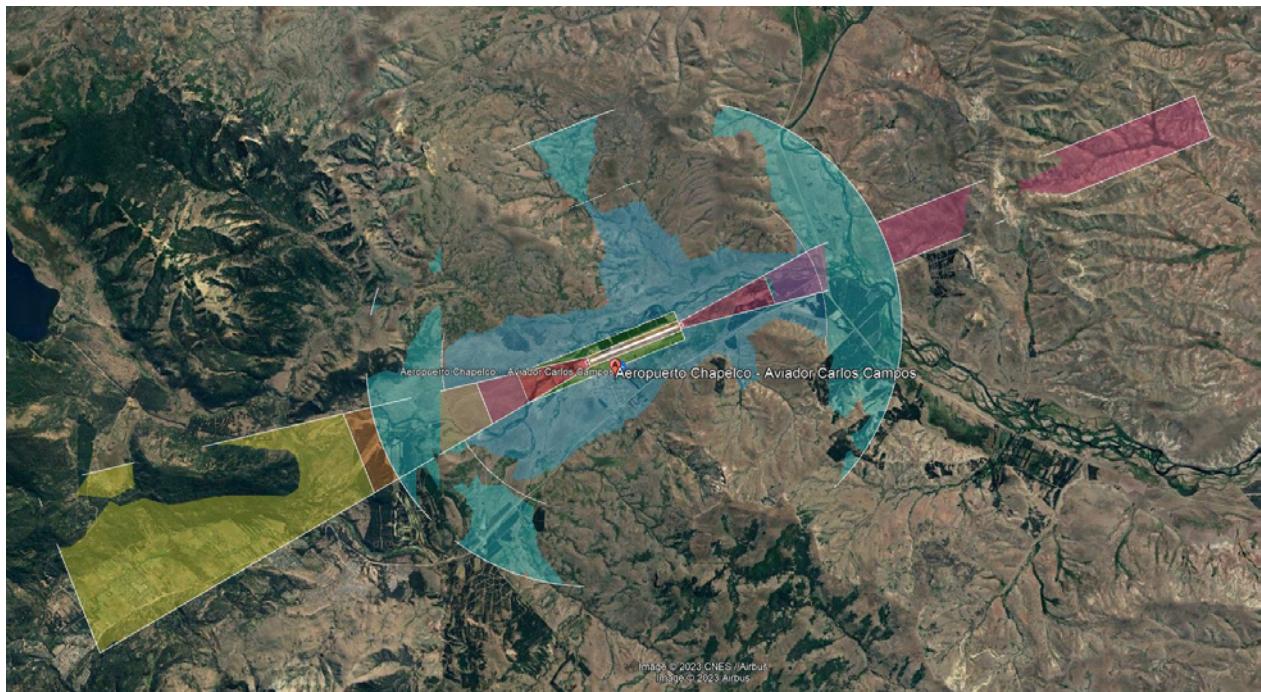


Figura 3: Superficies limitadoras de obstáculos – Aeropuerto de Chapelco

CONCLUSIONES

Se puede concluir que este desarrollo del software GenSLO, realizado en UIDET-GTA-GIAI, permite optimizar los análisis de obstáculos para las operaciones de las aeronaves en el espacio aéreo, mejorando la calidad de servicio y bajando considerablemente los tiempos de diseño, como también es posible trabajar en cualquier aeropuerto a nivel mundial, dicho esto se evidencia la necesidad de este tipo de herramientas, por lo que se está trabajando en sus mejora y ampliación de prestaciones, también en otras herramientas que permitan el análisis para planificar y proyectar.

REFERENCIAS

1. Normas y Métodos recomendados internacionales. Anexo 14 al convenio sobre aviación civil internacional, Volumen I, Diseño y Operaciones de aeródromos, Novena edición, Julio 2022.
2. Regulaciones Argentinas de Aviación Civil. Parte 154, Diseño de Aeródromos. Tercera edición. Resolución N° 322/2021- 06/10/2021.
3. Manual de diseño de Aeródromos. Organización aviación civil internacional, Doc. 9157. Parte 6, Frangibilidad. Primera edición 2006.
4. PANS-AGA. Organización aviación civil internacional, Doc. 9981. 3era edición, 2020.

Verificación de Radioayudas mediante VANTS

Pianzola Tomás Manuel^a, Pitrelli Sergio^a, Mercedes Richard^a y Di Bernardi Alejandro^a

^a Universidad Nacional de La Plata, Facultad de Ingeniería,

Departamento de Ingeniería Aeroespacial,

UIDET "GTA-GIAI", Grupo Transporte Aéreo (GTA),

La Plata, Argentina

Email: pianzolatomas@gmail.com

RESUMEN

Este trabajo tiene como objetivo plantear una estructura básica de desarrollo de un sistema propio para calibrar radioayudas terrestres mediante la utilización de Vehículos Aéreos No Tripulados (VANTS).

El mismo se desarrolla con respaldo en la normativa emitida por la Organización de Aviación Civil Internacional (OACI) para las telecomunicaciones aeronáuticas (Anexo 10 [1]) y a su vez en los manuales emitidos por la misma organización sobre el ensayo de las radioayudas para la navegación (Doc. 8071 [2]). En un contexto de seguridad operacional incrementando la capacidad de los aeropuertos al permitir operaciones en condiciones adversas meteorológicas en entornos orográficos complejos.

Las radioayudas a la navegación en el campo aeronáutico han cobrado importancia desde su implementación atravesando diferentes estadios de innovación tecnológica siendo el caso de la aplicación de los VANTS una alternativa que merece ser explorada en mayor profundidad.

En la actualidad las calibraciones son llevadas a cabo por equipos terrestres o bien mediante ensayos en vuelo. Naturalmente, cualquiera de estas estrategias de calibración conllevarán diferentes tiempos, costos, impactos al sistema.

La utilización de los VANTS en esta actividad tendría significativas mejoras, tanto económicas como temporales y ambientales.

Palabras clave: VERIFICACIÓN, RADIOAYUDAS, VANTS.

INTRODUCCIÓN

Para que las aeronaves puedan llevar a cabo la ruta programada sin desviaciones y sin que se produzcan incidentes entre ellas, como pérdidas de separación o, en el peor de los casos, colisiones, existen numerosos sistemas que permiten el posicionamiento de una aeronave. Los principales son el VOR (VHF Omnidirectional Radio Range), el DME (Distance Measuring Equipment), el GNS (Global Navigator System), el TACAN (Tactical Air Navigation system), y el NDB (Non Directional Beacon). Como radioayudas para la aproximación y el aterrizaje, está el ILS (Instrument Landing System).

Todos estos equipos son sometidos a un riguroso plan de mantenimiento preventivo y además son verificados a intervalos regulares tanto en tierra como en vuelo para medir la exactitud de la señal y realizar las calibraciones requeridas. Las mediciones en tierra validan la calidad de la señal pero la verificación final se realiza en vuelo, ya que de esta forma se consideran la totalidad de factores que afectan la señal (orografía, obstáculos, interferencias, etc.)

Este trabajo se centrará principalmente en la calibración de la radioayuda para el aterrizaje ILS, debido a que de todas las que se mencionan posee una mayor complejidad y es de mayor sensibilidad durante su operación.

METODOLOGÍA

. El primer paso de este trabajo consiste en analizar y procesar la información en línea de diversos sitios web pertenecientes a empresas, organizaciones o autoridades que declaran realizar este servicio de forma comercial hoy en día. En particular se busca obtener mayor información acerca de:

- Normativa en la que basan sus operaciones.
- Equipos que utilizan (drones, antenas, controles, accesorios, etc.)

Posteriormente se hará una búsqueda de la situación actual en el país para poder mostrar de forma preliminar los beneficios que el desarrollo de un dispositivo propio aportan al sistema.

Con el propósito de poder caracterizar, se realizó primero una búsqueda en línea contenido principalmente palabras asociadas al procedimiento para poder identificar específicamente cuales utilizan vehículos aéreos no tripulados, debido a que la mayoría de países realizan sus verificaciones con ensayos con aeronaves convencionales tripuladas, los cuales requieren mayores costos y abarcan un mayor tiempo de utilización de pista.

CURSIR [3]

La primera empresa que se analiza se denomina CURSIR. Surge de la Corporación Estatal de Gestión del Tráfico Aéreo de la Federación Rusa en conjunto con la Agencia Federal del Transporte Aéreo. Ingresó al mercado en el año 2020 y ha sido utilizada en los aeropuertos de Rusia de Strezhevoy (IATA: SWT, ICAO: UNSS), Chelyabinsk (IATA: CEK, ICAO: USCC), Kurgán (IATA: KRO, ICAO: USUU) y Noyabrsk (IATA: NOJ, ICAO: USRO) como también en Armenia en el aeropuerto de Gyumri Shirak International (IATA: LWN, ICAO: UDSG). Las pruebas y el ajuste del ILS se volvieron mucho más fáciles gracias a la gran flexibilidad de uso del dron. El UAV podría realizar inspecciones en el campo lejano del ILS, así como perfiles de elevación del ILS y mini aproximaciones para analizar las señales del ILS (alineación del rumbo, ángulo de pendiente, alarmas, sensibilidad de desplazamiento, etc.) y complementar el vuelo terrestre y tripulado. Lo mismo se aplica a las mediciones de la trayectoria de planeo. En general, CURSIR ofrece un complemento a las mediciones terrestres existentes actualmente. La nueva tecnología brinda la oportunidad de ampliar potencialmente los intervalos entre inspecciones de vuelo, reduciendo la frecuencia de inspección de vuelos de aeronaves tripuladas y, por lo tanto, disminuyendo el costo operativo general para los proveedores de servicios de navegación aérea. El receptor ILS/VOR certificado cumple con los requisitos del Doc 8071 de la OACI. Captura y procesa señales para verificar lecturas esenciales de parámetros CVOR/DVOR. El equipo que utilizan es un dron en conjunto con una estación base, teniendo dos alternativas uno el Matrice 200 de la empresa DJI y por otro lado el Spreadwings S1000 Octacopter también de la empresa DJI.



Figura 1. DJI Matrice 200.



Figura 2. DJI Spreadwings S1000.



Figura 3. Equipo de apoyo.

CANARD [4]

CANARD Drones nació en 2015 para ofrecer una solución alternativa a las inspecciones mediante drones, herramientas de software personalizadas y nuevos procedimientos. Al volar más lejos de las antenas y a mayor altura, las inspecciones en tierra con la solución CANARD tienen una mayor correlación con las comprobaciones en vuelo que los métodos portátiles o montados en vehículos. Esto se traduce en controles en tierra más rápidos, más reveladores y repetibles, lo cual es especialmente relevante para los operadores aeroportuarios. Gracias a ello, y según la OACI, se puede ampliar el periodo entre controles de vuelo, lo que se traduce en un ahorro de costes. El rendimiento y la precisión requeridos por el Doc 8071 de la OACI se logran con un receptor ILS/VOR a bordo patentado. Con un peso inferior a 900 gr, proporciona todos los parámetros ILS necesarios (DDM, SDM, frecuencias, niveles de modulación, etc.) necesarios para realizar las diferentes comprobaciones y medidas. Comprobaciones y mediciones realizadas:

- Sensibilidad de desplazamiento LOC/GP
- Ancho LOC/GP
- Alarmas LOC/GP
- Autorización LOC/GP
- Estructura del LOC/GP
- Alineación del curso LOC
- Ángulo GP
- Identificación



Figura 4. DJI Matrice 300 RTK.



Figura 5. Interfaz gráfica de análisis de la señal.

ENAV [5]

Empresa que realiza el servicio en Italia con un proyecto denominado DVI2AM (Drone for VOR and ILS / Infraestructure Advanced Maintenance). Aunque la empresa no detalla su procedimiento, declaran estar certificados por OACI y tener equipos con calidad oficialmente probada. La compañía utiliza la flota de drones de la empresa Techno Sky y las regulaciones a las cuales se apegan son las regulaciones europeas EU 2019/947 y el Anexo 10 de la OACI en conjunto con el Doc. 8071 perteneciente a OACI.



Figura 5. Drone Techno Sky.

KAVICS [6]

Empresa que realiza el servicio de calibración para los aeropuertos de Korea, utilizando la normativa Doc. 8071 Volumen 1 de la OACI en conjunto con el apéndice Q de la resolución A36-13 también publicado por OACI. El equipo utilizado se corresponde con un drone y una antena RTK. El drone se trata de un hexacóptero, el DJI M600 Pro. El equipo de antena RTK se trata de la estación de GPS diferencial que acompaña a todos los drones de la empresa DJI.



Figura 6. DJI M600 Pro.



Figura 7. Antena DJI RTK de GPS diferencial.

COLIBREX [7]

La empresa COLIBREX trabaja dentro de Alemania siguiendo los estándares de OACI, utilizando el Anexo 10 y el Doc. 8071. Utiliza un vehículo construido por ellos mismos, el cual posee cuatro pares de hélices contra rotativas junto con una antena RTK que lleva la precisión a los 10 cm en todas las direcciones.



Figura 8. Drone Colibrex, hélices contra rotativas.

ANÁLISIS PRELIMINAR DE CALIBRACIONES EN ARGENTINA

A continuación, se realiza un análisis preliminar de la realización de las calibraciones en Argentina. El plan es observar los beneficios que traería el desarrollo de un dispositivo a nivel nacional que incluso posteriormente pueda ser trasladado a un nivel regional de operación.

Actualmente se realizan únicamente calibraciones en vuelo en el país realizados por aviones del tipo jets comerciales privados, los cuales poseen los equipos necesarios para captar las señales de las radioayudas y brindar en tiempo real los datos necesarios para su corrección. También, en los últimos años, se ha comenzado a utilizar como apoyo aviones turbohélices de dos motores, por parte de una

empresa privada, para apoyar la realización de la calibración sobre todo para los sistemas de VOR, debido a que con menor velocidad es de mayor precisión el arco en vuelo requerido para el procedimiento.

VENTAJAS DE LA UTILIZACIÓN DE SISTEMAS NO TRIPULADOS

La primera gran ventaja observable de estos sistemas de calibración en vuelo mediante vehículos aéreos no tripulados es la reducción en tiempo que demora el procedimiento. Como indica la OACI, en su publicación sobre el servicio KAVICs para la calibración de radioayudas (falta referencia), una calibración en vuelo normal realizada en un avión turbohélice de dos motores tarda alrededor de cuatro horas, mientras que la utilización de un drone para respaldar las verificaciones reduce el tiempo de vuelo a una hora y treinta minutos. Algunos sistemas incluso reemplazan completamente la utilización de la calibración con un avión, por lo tanto, se reduciría considerablemente el tiempo de calibración llevándolo a veinte minutos o máximo una hora.

La otra gran ventaja de implementar estos sistemas, es la reducción de las emisiones de CO₂ a la atmósfera. Actualmente el país está dividido en dos sectores, sector norte y sector sur, donde en tres meses se realizan las cuarenta y dos calibraciones de los aeropuertos del país. Comenzando en los meses de mayo y julio por el sector norte y finalizando en el período julio-agosto con el sector sur. Para todo esto, es necesario ir trasladando la aeronave de aeropuerto a aeropuerto para luego realizar la calibración en el lugar. Es decir, un gran consumo de combustible por tramo de vuelo sumado a las aproximadamente cuatro horas de calibración. El sector norte conlleva un total de dos mil quinientos ochenta y un millas náuticas mientras que el sector sur acumula un total de tres mil seiscientos cuarenta y cuatro millas náuticas.



Figura 9. Recorrido sector norte.

A todo este tiempo de vuelo, se debe considerar que el costo de operar un avión del tipo jet privado para realizar los procedimientos es de alrededor de cuatro mil dólares por hora de vuelo. Como así, los aviones bimotores turbohélices presentan un costo por hora de vuelo de doscientos dólares, aunque poseen menor velocidad para realizar el trabajo completo así como para moverse entre los distintos aeropuertos donde se desean realizar las calibraciones.

Un beneficio importante también a considerar es la reducción de ruido, ya que los drones figuran dentro de los puestos más bajos en emisión de ruido en decibeles.

RESULTADOS Y DISCUSIÓN

En este informe se observan las diferentes empresas que realizan el servicio de calibración de radioayudas para la navegación en el mundo, teniendo en cuenta las normativas que aplican y los equipos que utilizan. Se detalla en una tabla la comparación entre las aeronaves utilizadas en el país para este fin. Una vez agrupada la información se detallan los beneficios de implementar vehículos aéreos no tripulados para reemplazar parcial o totalmente las operaciones con aeronaves tripuladas.

Tabla 1. Comparación de las aeronaves utilizadas en Argentina.

Performance y características		
Aeronave	Learjet 35A	Tecnam P2006T
Rango	1743 NM	600 NM
Velocidad	436 kts	135 kts
Precio	U\$D 992.000	U\$D 600.000
Costo hora de vuelo	U\$D 3.971	U\$D 200

En cuanto a las mejoras al utilizar los sistemas de vehículos aéreos no tripulados, se destaca el bajo mantenimiento de los equipos, teniendo en cuenta que uno de ellos se encuentra en un valor de U\$D6.000, donde la antena para mejorar la precisión tiene un valor similar. Los tiempos estándar de verificación se reducirían a 15 minutos para la verificación de luces PAPI y luces de pista y 30 minutos para la inspección con un sistema automatizado de drone. El sistema, una vez aprobado por la autoridad aeronáutica podría utilizarse en todos los aeropuertos del sistema nacional de aeropuertos, e incluso extenderse a los países vecinos en pos de fomentar el trabajo basado en la seguridad operacional en la región. Estos llevan a estandarizar los trabajos a nivel regional, reduciendo el impacto al medio ambiente y la ocupación de la pista en comparación al uso de aeronaves convencionales para la calibración.

CONCLUSIONES

Se concluye que la utilización de vehículos aéreos no tripulados como alternativa para la verificación de luces y radioayudas para la navegación es una actividad que ha surgido en los últimos años y que en otros países ha sido desarrollada hasta lograr una aplicación comercial en la actualidad. Sería de gran interés poder desarrollar un sistema propio para realizar este servicio, pudiendo satisfacer las necesidades actuales de los explotadores de los aeropuertos, como también observar la posibilidad de llevar el servicio a los países limítrofes, contemplando en todo momento que es un sistema que lleva a la reducción de costos, emisiones al medioambiente como también un gran incremento sobre la seguridad operacional debido a la precisión que se alcanza con las antenas de apoyo de GPS diferencial. La propuesta por parte del grupo de trabajo es poder desarrollar y fabricar todo el sistema de cámaras y sensores que sea necesario para todo tipo de calibración en operaciones aeroportuarias. La finalidad es poder brindar tanto el servicio de calibración a los operadores aeroportuarios, como poder brindar un producto a autoridades aeronáuticas que deseen realizar la calibración de sus sistemas acoplándose a los estándares utilizados. Los desafíos a futuro para el grupo son poder definir materiales y componentes aeronáuticos a ser validados por las autoridades en las distintas pruebas de certificación de productos aeronáuticos. Luego, definir un procedimiento de calibración acorde y realizar las distintas pruebas que sean necesarias para la demostración de la fiabilidad del método. Por último, continuar incorporando material normativo en cuanto a los vehículos aéreos no tripulados y

grupos de vehículos aéreos no tripulados, con el fin de incorporarlos al tráfico aéreo actual como siempre basándose en la operación en función de la seguridad operacional.

REFERENCIAS

1. Anexo 10 al Convenio sobre Aviación Civil Internacional - Telecomunicaciones aeronáuticas - Sexta edición - Organización de Aviación Civil Internacional.
2. Doc 8071 - Manual sobre ensayo de radioayudas para la navegación - Quinta edición - Organización de Aviación Civil Internacional.
3. Inspecciones ILS - Cursir - <https://cursir.com/es/servicios/inspecciones-ils/>
4. ILS - Canard Drones - <https://canarddrones.com/es/ils-es/>
5. Drone Operations- ENAV -
<https://www.enav.it/en/what-we-do/we-create-solutions-for-international-markets/communication-navigation-and-surveillance/drone>
6. OACI - KAVICS -
<https://www.icao.int/NACC/Documents/Meetings/2021/UASRPAS/P08-UASRPASW2-KAVICS.pdf>
7. ILS Inspections - COLIBREX -
<https://www.colibrex.com/en/nav aids-atc/ils-instrument-landing-system/>

INTEGRACIÓN DE ALGORITMOS DE INTELIGENCIA ARTIFICIAL EN FUNCIÓN DEL PRONÓSTICO DE CONSUMO DE COMBUSTIBLE EN AERONAVES ERJ 145 DE UNA AEROLÍNEA COLOMBIANA

C. Lozano^a, P. Melo^a, J. Bermúdez^a, S. González^a y S. Fuentes^a

^a Facultad de Ingeniería Aeronáutica – Escuela de Aviación del Ejército Aeropuerto Internacional El Dorado, puerta 6 – Bogotá D.C., Colombia

Email: juanbermudezgomez@cedoc.edu.co

RESUMEN

Los costos operativos de vuelos comerciales están estrechamente vinculados a los precios de producción del combustible Jet A1. Con el transcurso del tiempo, se ha observado un incremento en su precio, desencadenando un efecto dominó en el costo del billete aéreo para el consumidor final. Esta investigación se centró en desarrollar un algoritmo de pronóstico del consumo de combustible específico para el modelo de aeronave ERJ 145, basándose en bitácoras recopiladas durante 2018 y 2019. Para la construcción del algoritmo, se implementó un código en Python, aprovechando las capacidades del framework Sci-kit Learn. Se aplicaron técnicas de "problema inverso" y "ingeniería de características" para optimizar y focalizar el tratamiento de los datos. Los resultados se asociaron con factores de mayor impacto en el ciclo de consumo. La eficacia del algoritmo propuesto se evaluó utilizando métricas como el Error Absoluto Medio (MAE), el Error Cuadrático Medio (MSE) y la Raíz del Error Cuadrático Medio (RMSE). Las métricas indicaron una capacidad de predicción eficiente en el consumo de combustible para vuelos comerciales.

Palabras clave: Machine learning, pronóstico de combustible, métricas de evaluación, problema inverso, algoritmos de predicción

INTRODUCCIÓN

El sector aeronáutico en Colombia ha experimentado un notable crecimiento en la última década. Entre 2011 y 2019, la actividad aérea en el país creció aproximadamente un 5% [1]. Sin embargo, la pandemia global de COVID-19 causó una drástica reducción en la industria, con una caída cercana al 73%. A pesar de este revés, a partir de 2021, la aviación comercial colombiana retomó su ritmo y ha mantenido un margen de crecimiento similar [2]. Este patrón de crecimiento amerita un estudio detallado por parte de operadores aeronáuticos tanto colombianos como internacionales, con el objetivo de pronosticar tendencias y diseñar estrategias de acción a corto, mediano y largo plazo.

Las aeronaves de aviación comercial modernas, equipadas con sistemas de propulsión a reacción, emplean predominantemente el combustible JET A-1, un hidrocarburo esencial para su funcionamiento [3]. Según estudios recientes [4], el costo del combustible para aviación ha experimentado un aumento sustancial, con un crecimiento aproximado del 250% en intervalos de cuatro años. Dada esta dinámica de precios y la constante búsqueda de eficiencia por parte de los operadores aéreos, es imperativo desarrollar planes de acción que optimicen el consumo de combustible, minimizando, por ejemplo, vuelos no rentables o de baja ocupación.

La tarea de optimizar el consumo de combustible puede conceptualizarse como un "problema inverso". Este concepto describe la relación entre un sistema bajo estudio y los datos observados en un contexto específico [5]. En relación con el pronóstico del consumo de combustible de la aeronave ERJ-145, se ha identificado una necesidad clara de abordar este problema desde la perspectiva del problema inverso, creando un puente entre los datos disponibles y el comportamiento del sistema. La **Figura 1** ilustra el esquema propuesto para desarrollar un algoritmo de inteligencia artificial que aborde esta tarea.

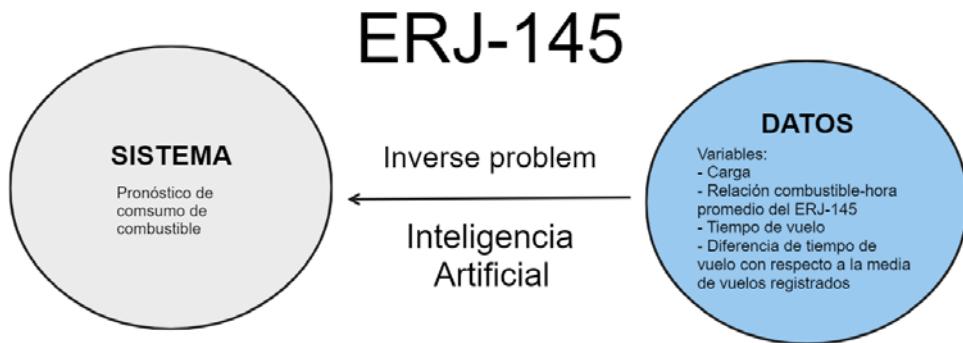


Figura 1. Diagrama solución pronóstico de consumo de combustible

La gestión de las variables independientes — tales como cantidad de carga, relación combustible-hora, tiempo de vuelo y diferencia de tiempo de vuelo promedio — se llevó a cabo mediante la técnica de ingeniería de características (en inglés, "feature engineering"). Este enfoque permite la normalización y transformación de la base de datos, ajustando los valores reales pero conservando las relaciones (ya sean directas o indirectas) entre ellos. Esto, a su vez, facilita una mayor precisión en el algoritmo de pronóstico de consumo de combustible al asegurar una correlación más robusta entre las variables [6]. La inteligencia artificial (IA) es un campo dentro de las ciencias de la computación que busca desarrollar modelos de pronóstico de información inspirados en la estructura y funcionamiento de las neuronas biológicas del ser humano. Estos modelos, conocidos como redes neuronales, toman datos a través de "entradas" (análogas a las dendritas), asignan pesos a estos datos (similar a las sinapsis), procesan la información mediante funciones de activación (equivalentes al núcleo neuronal) y generan una salida (similar al axón). Este enfoque permite que los algoritmos de IA sean versátiles y eficientes en su capacidad de aprendizaje, aplicables a diversos dominios como la generación de contenido, reconocimiento de objetos, visión por computadora, clasificación de datos, entre otros [7]. En la **Figura 2**, se presenta una representación esquemática del paradigma típicamente empleado en algoritmos de inteligencia artificial.

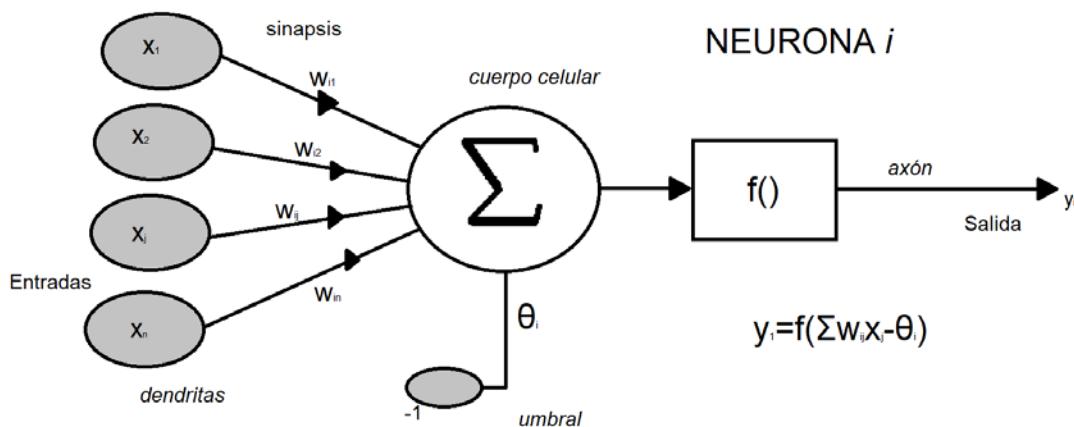


Figura 2. Ejemplo de red neuronal

Dentro de los diversos modelos de inteligencia artificial disponibles, el algoritmo "Random Forest" (Bosque Aleatorio) fue seleccionado como el más adecuado para la investigación en cuestión. Este modelo es capaz de generar un pronóstico del consumo de combustible basándose en factores externos relacionados. Su operación se fundamenta en la construcción de múltiples árboles de decisión a partir de subconjuntos del conjunto de datos de entrenamiento. A diferencia de la percepción común, Random Forest no se basa en el paradigma de redes neuronales, sino en una agregación de decisiones de múltiples árboles. Al obtener los resultados de cada árbol, se aplica un mecanismo de "votación suave" (soft voting) si la variable objetivo es categórica. En caso de que la variable sea numérica, se calcula un

promedio de los resultados de todos los árboles [8]. Este enfoque de combinar las predicciones de múltiples árboles proporciona al modelo una robustez y precisión superior en comparación con otros algoritmos de inteligencia artificial. En la Figura 3, se ofrece una representación visual del proceso llevado a cabo por el algoritmo Random Forest al procesar un conjunto de datos de entrenamiento.

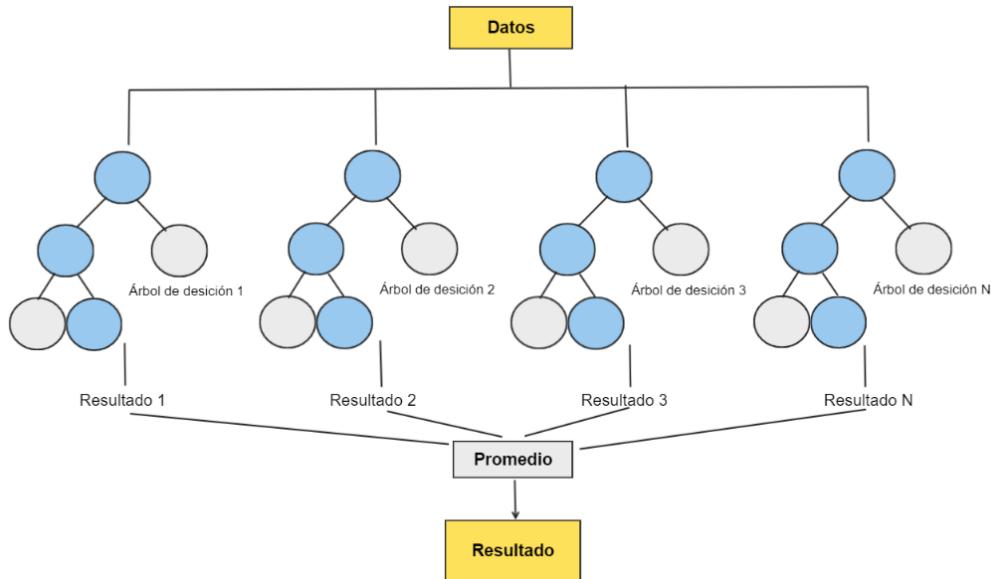


Figura 3. Paradigma de modelo *Random Forest*

Al finalizar la creación del modelo, fue necesario tener una evaluación de este. Las métricas de evaluación de un algoritmo cuantitativo son: MAE (mean absolute error), MSE (mean squared error) y RMSE (root mean squared error). Estas métricas son permiten obtener el estado de precisión de un modelo de predicción. MAE adquiere la diferencia entre el resultado esperado y el resultado obtenido, realiza una adición y aplica el cociente entre la cantidad de la muestra, el resultado se presenta en las mismas unidades utilizadas en los datos de entrenamiento por lo cual permite un mejor análisis; el MSE y RMSE son paralelos, el primero corresponde a la diferencia cuadrática de los valores esperados y reales, realizando la adición de estas sustracciones y el cociente con el valor de cantidad de la muestra, a su vez el RMSE toma el valor obtenido en el MSE y realiza un proceso de radicación cuadrática, lo que permite volver a las unidades de medidas iniciales, las ventajas del uso de la métrica RMSE es la penalización de los errores más grandes o con mayor valor [9]. Un análisis en conjunto con estas tres métricas permitirá la evaluación del desempeño de un modelo de predicción, cuyos valores cercanos a 0 indican perfección. En la **Tabla 1** es posible evidenciar las fórmulas de las métricas utilizadas y una síntesis de su uso en modelos de predicción.

Tabla 1. Métricas de evaluación

Métrica	Fórmula	Unidades	Ventaja	Desventaja
MAE	$\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n y_i - \hat{y}_i $ (1)	Misma de los datos.	Mejor comprensión, uso comercial.	No penaliza errores grandes.
MSE	$\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (y_i - \hat{y}_i)^2$ (2)	Misma de los datos al cuadrado.	Penalización de errores grandes.	No maneja las mismas unidades que los datos.

Cristian Lozano, Pedro Melo, Juan Bermúdez, Sara González, Samuel Fuentes

RMSE	$\sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (y_i - \hat{y}_i)^2}$ (3)	Misma de los datos.	Penalización de errores grandes, unidades iguales que los datos.	Possible sesgo a errores grandes poco frecuentes.
------	--	---------------------	--	---

METODOLOGÍA

El enfoque CRISP-DM sirvió como piedra angular en la metodología adoptada para este estudio, estructurada en cuatro etapas principales, como se puede observar en la **Figura 4**. Este proceso comienza con un análisis exploratorio de datos, donde se examina minuciosamente el conjunto de datos para identificar sus principales características y detectar patrones inherentes. A continuación, se procede a la caracterización de los datos, lo que permite entender y priorizar las variables más relevantes para el estudio. Posteriormente, se desarrolla el algoritmo de inteligencia artificial, empleando técnicas de aprendizaje automático para modelar matemáticamente el fenómeno en cuestión. La última etapa involucra la aplicación de métricas de evaluación al algoritmo de predicción del consumo de combustible, con el objetivo de medir su precisión, robustez y aplicabilidad en distintos contextos. Este enfoque metodológico asegura un análisis de datos sistemático y riguroso, alineado con los estándares científicos contemporáneos [10].

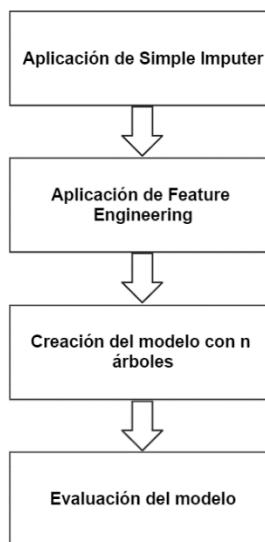
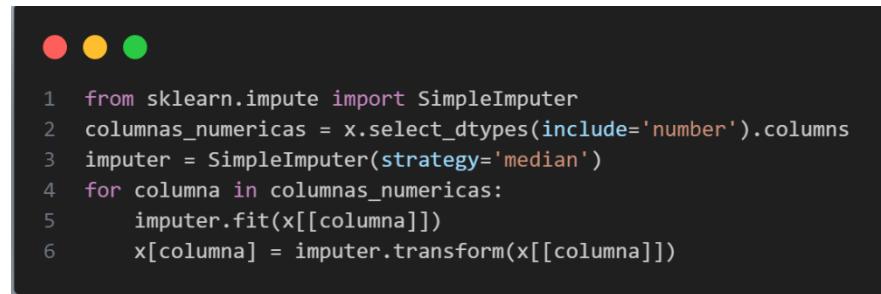


Figura 4. Diagrama de flujo creación del algoritmo

Siguiendo el paradigma CRISP-DM, el análisis exploratorio de datos resultó esencial, especialmente cuando se abordó la problemática de valores faltantes en el conjunto de datos. Estos vacíos en la información requerían una solución, por lo que se optó por aplicar la técnica de imputación "Simple Imputer", disponible en el paquete Sci-kit Learn de Python. Esta herramienta facilita la sustitución de valores ausentes o nulos en el conjunto de datos utilizando varios métodos, como la moda, mediana o media. Dada la distribución normal de los datos, se eligió el método de la media para la imputación. El procedimiento adoptado se ilustra en la **Figura 5**, que muestra un fragmento del algoritmo implementado.



```

1 from sklearn.impute import SimpleImputer
2 columnas_numericas = x.select_dtypes(include='number').columns
3 imputer = SimpleImputer(strategy='median')
4 for columna in columnas_numericas:
5     imputer.fit(x[[columna]])
6     x[columna] = imputer.transform(x[[columna]])

```

Figura 5. Aplicación de la técnica *Simple Imputer*

Prosiguiendo con la metodología adoptada, se emplearon diversas técnicas de ingeniería de características para escalar los datos, buscando optimizar el rendimiento del modelo según las métricas de evaluación. El lenguaje de programación Python, mediante el módulo Sci-kit Learn, facilita la implementación de múltiples técnicas de escalado, entre las que se encuentran: StandardScaler, MinMaxScaler, QuantileTransformer, MaxAbsScaler, PowerTransformer y RobustScaler. La **Figura 6** ilustra estas transformaciones, mostrando cómo, a pesar del cambio en la escala de los datos, se conservan las relaciones inherentes entre ellos. En dicha figura, los valores en color rojo representan la cantidad de carga; en verde, la relación combustible-hora promedio del ERJ-145; en amarillo, la diferencia entre el tiempo de vuelo promedio y el tiempo de vuelo real; y en azul, el tiempo de vuelo real.

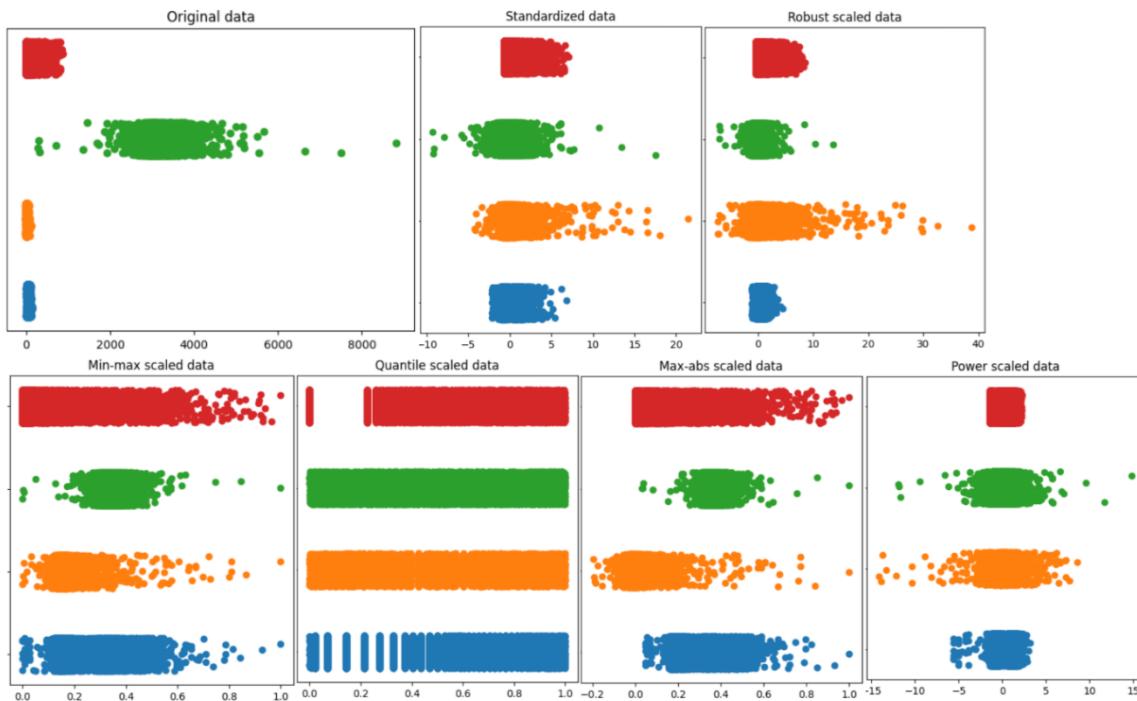
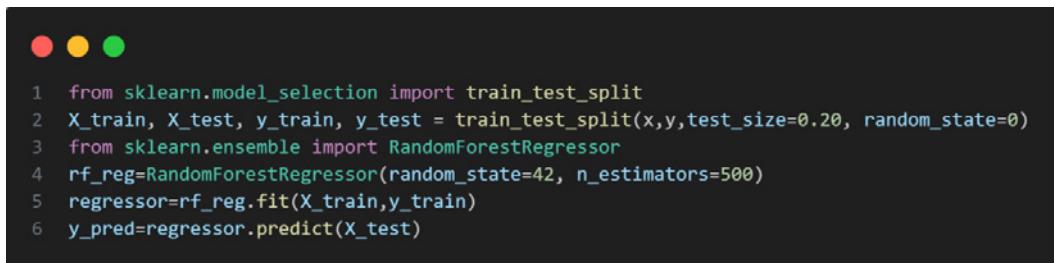


Figura 6. Técnicas aplicadas a los datos

Para el procesamiento de los datos utilizando el algoritmo de Random Forest, se empleó la clase RandomForestRegressor de Python. Sin embargo, antes de entrenar el modelo, fue esencial dividir el conjunto de datos en dos subconjuntos: entrenamiento y prueba. Esta división es crucial para prevenir el fenómeno conocido como "overfitting" o sobreajuste. Para este estudio, el 80% de los datos se destinó para entrenamiento y el 20% restante para pruebas. El sobreajuste ocurre cuando un modelo de machine learning se ajusta demasiado bien a los datos de entrenamiento, aprendiendo sus detalles específicos y ruido, en lugar de generalizar a partir de las tendencias subyacentes. Como resultado, aunque el modelo puede tener un rendimiento excelente en el conjunto de entrenamiento, su capacidad para hacer

predicciones precisas en datos no vistos (como el conjunto de prueba) se ve comprometida [11]. En la **Figura 7**, se muestra un fragmento del algoritmo donde se lleva a cabo la división de los datos y la configuración del modelo de Random Forest. Específicamente, se destaca la configuración de `n_estimators`, que determina el número de árboles de decisión en el bosque.



```

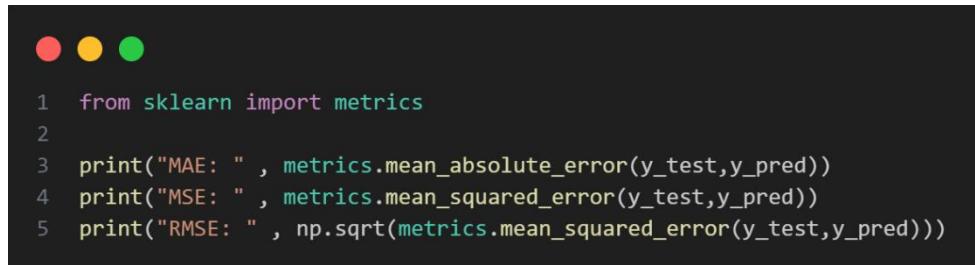
● ● ●

1 from sklearn.model_selection import train_test_split
2 X_train, X_test, y_train, y_test = train_test_split(x,y,test_size=0.20, random_state=0)
3 from sklearn.ensemble import RandomForestRegressor
4 rf_reg=RandomForestRegressor(random_state=42, n_estimators=500)
5 regressor=rf_reg.fit(X_train,y_train)
6 y_pred=regressor.predict(X_test)

```

Figura 7. Random Forest en Python

Tras desarrollar el modelo de pronóstico de consumo de combustible empleando diversas técnicas de ingeniería de características, se procedió a su evaluación utilizando las métricas MAE, MSE y RMSE. La **Figura 8** muestra el fragmento del algoritmo encargado de llevar a cabo esta evaluación de los modelos generados.



```

● ● ●

1 from sklearn import metrics
2
3 print("MAE: " , metrics.mean_absolute_error(y_test,y_pred))
4 print("MSE: " , metrics.mean_squared_error(y_test,y_pred))
5 print("RMSE: " , np.sqrt(metrics.mean_squared_error(y_test,y_pred)))

```

Figura 8. Metrics en Python

RESULTADOS Y DISCUSIÓN

Tras evaluar cada uno de los modelos generados, se consolidaron los resultados y se presentaron en la **Tabla 2**. De acuerdo con los datos, la técnica de escalado "Power Scaled" demostró ser la más eficaz, registrando valores de MAE, MSE y RMSE de 5.5930, 2469.2870 y 49.6910, respectivamente. Estos resultados corroboran el cumplimiento de los objetivos establecidos para el pronóstico del consumo de combustible en vuelos comerciales operados por aeronaves ERJ-145 de una aerolínea colombiana.

Tabla 2. Resultados por técnicas

Feature Engineering	MAE	MSE	RMSE
Standard	21,9240	2549,3440	50,4910
Min-max scaled	5,6050	2456,4600	49,5620
Quantile scaled	5,9050	3005,8390	54,8250
Max-abs scaled	5,6230	2472,5740	49,7240
Power scaled	5,5930	2469,2870	49,6910
Robust scaled	5,5945	2473,3031	49,7323

Los valores de MAE y RMSE proporcionan una medida del error promedio en las predicciones. Si, por ejemplo, un ERJ-145 requiere cierta cantidad de combustible durante un ciclo de vuelo, las predicciones

de nuestro modelo, basadas en el MAE, indicarían una desviación típica de alrededor de 6 kg. Sin embargo, en el peor de los casos, representado por el RMSE, esta desviación podría llegar a aproximadamente 50 kg.

El método "Power Scaled" ha demostrado ser particularmente eficiente en este contexto. Esta técnica transforma los datos para que se ajusten a una distribución gaussiana, siendo especialmente útil para datos con heterocedasticidad, es decir, cuando la varianza no es constante a lo largo del conjunto de datos [12]. Este escalamiento fue crucial, dadas las diversas unidades de medida en las que se presentaban los datos: toneladas, kilogramos, kilogramos por hora y minutos. Esto permitió una mayor correlación entre las variables y aseguró una varianza lineal entre ellas.

No obstante, los resultados también sugieren que hay margen para errores de predicción significativos. Estos pueden ser atribuidos a diversos factores, lo que subraya la necesidad de un análisis más detallado. Para optimizar el modelo predictivo, es esencial un enfoque exhaustivo que abarque desde la adquisición y calidad de los datos hasta la evaluación del número de árboles de decisión en el algoritmo. Este proceso de análisis detallado es crucial para identificar y corregir anomalías.

Posibles estrategias de mejora incluyen: obtener datos de mayor calidad y en mayor cantidad, especialmente considerando que el intervalo de tiempo analizado fue solo de 2018-2019; evaluar y ajustar los hiperparámetros del modelo, como la cantidad de árboles de decisión; y explorar otros algoritmos de aprendizaje automático para el pronóstico del consumo de combustible.

CONCLUSIONES

La integración de modelos y algoritmos de Machine Learning para la predicción de variables ha generado un profundo impacto en varios ámbitos. Uno de los primeros beneficiados ha sido la planificación estratégica empresarial. Gracias a los modelos predictivos de inteligencia artificial, las empresas ahora pueden tomar decisiones más informadas en áreas como la asignación de turnos de personal, la gestión de activos aeronáuticos y la adquisición de combustible. Esto no solo evita compras innecesarias de combustible a corto plazo, sino que también permite a las aerolíneas anticipar sus necesidades a largo plazo.

El medio ambiente también ha recibido beneficios indirectos a partir de estos avances. Al optimizar el uso de combustible, se reduce la emisión de CO₂ a la atmósfera, contribuyendo a mitigar el cambio climático. Además, al implementar estos modelos predictivos, las aerolíneas pueden colaborar conjuntamente para minimizar gastos logísticos, materiales, económicos y ambientales en activos que no serán utilizados inmediatamente.

Por otro lado, en Colombia, la adopción de tecnologías de vanguardia y modelos predictivos fortalece el ecosistema que integra industria, gobierno y academia. Fomentando el uso de estas herramientas se cataliza el interés en diversos sectores de la sociedad, generando oportunidades laborales, impulsando la investigación y potenciando la economía nacional.

Finalmente, la implementación de modelos predictivos de consumo de combustible a través de Machine Learning ha traído consigo beneficios tangibles para la aviación colombiana. Desde una planificación estratégica más eficiente y una reducción de costos operativos, hasta la protección del medio ambiente y el estímulo a la innovación tecnológica, esta convergencia entre aviación e inteligencia artificial señala un avance notable en el sector.

REFERENCIAS

1. Girón Girón, L. Á (2023). Estimación de demanda de transporte aéreo de pasajeros desde un enfoque de redes para aeropuertos tipo hub: caso Aeropuerto El Dorado Bogotá (tesis de maestría). Universidad Nacional de Colombia, Bogotá D.C., Colombia
2. Viñas, L. C., y Gómez, M. (2023). El impacto de la COVID-19 en la demanda turística internacional. ININEE CIENCIA, 1(1), 23-38.
3. Orellano Lasprilla, J. L. (2023). Análisis Fluido Dinámico Computacional de un mezclador estático para combustible de aviación JET A-1 y Biodiesel (tesis de maestría). Universidad ECCI, Bogotá D.C., Colombia.
4. Morrison, J., Bonnefoy, P., Hansman, R. J., y Sgouridis, S. (2011). Investigation of the impacts of effective fuel cost increase on the US Air Transportation Network and fleet. Investigation of the

- Impacts of Effective Fuel Cost Increase on the US Air Transportation Network and Fleet. <http://hdl.handle.net/1721.1/62860>
- 5. Gallet A., Rigby S., Tallman T. N., Kong X., Hajirasouliha I., Liew A., Liu D., Chen L., Hauptmann A. and Smyl D. (2022). Structural engineering from an inverse problems perspective Proc. R. Soc. A.4782021052620210526, <http://doi.org/10.1098/rspa.2021.0526>
 - 6. M. Panda, A. A. A. Mousa and A. E. Hassanien (2021), "Developing an Efficient Feature Engineering and Machine Learning Model for Detecting IoT-Botnet Cyber Attacks," en IEEE Access, vol. 9, pp. 91038-91052, 2021, doi: 10.1109/ACCESS.2021.3092054
 - 7. Márquez Díaz, Jairo. (2020). Inteligencia artificial y Big Data como soluciones frente a la COVID-19. Revista de Bioética y Derecho, (50), 315-331. Epub 23 de noviembre de 2020. Recuperado en 13 de julio de 2023, de http://scielo.isciii.es/scielo.php?script=sci_arttext&pid=S1886-58872020000300019&lng=es&tlang=es
 - 8. Espinosa-Zúñiga, Javier Jesús. (2020). Aplicación de algoritmos Random Forest y XGBoost en una base de solicitudes de tarjetas de crédito. Ingeniería, investigación y tecnología, 21(3), 00002. Epub 02 de diciembre de 2020.https://doi.org/10.22201/fi.25940732e.2020.21.3.022
 - 9. Hodson, T. O.: Root-mean-square error (RMSE) or mean absolute error (MAE): when to use them or not, Geosci. Model Dev., 15, 5481–5487, <https://doi.org/10.5194/gmd-15-5481-2022>, 2022
 - 10. Schröer, C., Kruse, F., & Gómez, J. M. (2021). A systematic literature review on applying CRISP-DM process model. Procedia Computer Science, 181, 526–534. <https://doi.org/10.1016/J.PROCS.2021.01.199>
 - 11. Ying, X. (2019). An Overview of Overfitting and its Solutions. Journal of Physics: Conference Series, 1168, 022022. doi:10.1088/1742-6596/1168/2/022022
 - 12. Fabian Pedregosa, Gaël Varoquaux, Alexandre Gramfort, Vincent Michel, Bertrand Thirion, Olivier Grisel, Mathieu Blondel, Peter Prettenhofer, Ron Weiss, Vincent Dubourg, Jake Vanderplas, Alexandre Passos, David Cournapeau, Matthieu Brucher, Matthieu Perrot, Édouard Duchesnay; 12(85):2825–2830, 2011.



7º Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica



UNIVERSIDAD
NACIONAL
DE LA PLATA

Impacto de la Pandemia de COVID-19 en el precio de venta de un avión biturbohélice

A.J. Pesarini (1); P. Bonfiglio (1); Jeronimo Sergio (1); Franklin Garzon (1); C. A. Di Bernardi (1)

(1) Universidad Nacional de La Plata, Facultad de Ingeniería, Departamento de Ingeniería Aeroespacial
UIDET “GTA-GIAI” Grupo de Transporte Aéreo (GTA), La Plata, Argentina

ajp@ing.unlp.edu.ar

Palabras claves: PANDEMIA-AVIACIÓN-AVIÓN-MERCADO-VALUACIÓN.

Resumen

La pandemia de COVID-19 ha tenido un impacto en la población mundial y en sus actividades, los distintos criterios de confinamiento y aislamiento utilizados, combinados con estrategias para reducir las interacciones sociales como ser: el distanciamiento social, el uso obligatorio de mascarillas, la restricción de horarios de circulación, la suspensión del transporte, y el cierre de fronteras, tuvieron un efecto significativo en las actividades sociales, culturales y económicas, y la aviación no escapo a esto, afectándola significativamente a nivel mundial, regional, nacional y local.

Muchos trabajos se han realizado para determinar el impacto de la pandemia en el sector aéreo, evaluando en algunos casos el comportamiento del tráfico de pasajeros y de la carga, y en otros los siguientes aspectos: cantidad de quiebras y/o convocatorias de compañías aéreas, disminución en la fabricación de aviones para servicios comerciales, despido de personal aeronáutico del sector, cancelación de eventos aéreos de la aviación general.

Se presenta el impacto de la pandemia en el precio de un avión biturbohélice de última generación, la aeronave seleccionada fue el Beechcraft modelo B250 (B200GT), con equipamiento base compuesto por: equipos de navegación y comunicación duplicado; ADF; piloto automático; EFIS; cumplimiento del mantenimiento e inspecciones a media vida; directiva de aeronavegabilidad y boletines mandatorios del fabricante cumplidos; libros de registro historial completo; dos transponder con alerta de altitud; dos equipos de ILS; radar meteorológico; motores con media vida; registrador de voz de cabina; dos RMI; un sistema de alertas de terrón clase B; sin incidentes ni accidentes.

Se concluye respecto de la atípica variación del precio de venta debido a la pandemia – durante y en el período posterior.

Referencias:

- [1] The economist Editor (2020). Coronavirus is grounding the world's Airlines The economist, 5 páginas. <https://www.economist.com/business/2020/03/15/coronavirus-is-grounding-the-worlds-airlines>.
- [2] Kaminski-Morrow, David (2020). Airbus temporarily cuts wing production at UK and German sites». FlightGlobal. <https://www.flightglobal.com/air-transport/airbus-temporarily-cuts-wing-production-at-uk-and-german-sites/137545.article>.
- [3] Jeremy Bogaisky, (2020).Boeing Moves To Completely Shut Down Airliner Production Forbes Staff <https://www.forbes.com/sites/jeremybogaisky/2020/04/06/boeing-moves-to-completely-shut-down-airliner-production/?sh=1d582e903c09>.
- [4] Aircraft BlueBook Historical Value Reference Beechcraft B250 fabricados en el periodo 2008 a 2012.



7º Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica



UNIVERSIDAD
NACIONAL
DE LA PLATA

Análisis de accidentes aéreos con factor contribuyente meteorológico en la región NAM-OACI durante el periodo 2013-2022

B. Santiago (1), C. Matias (2), D. Alejandro (3)

(1) Universidad Nacional de La Plata, Facultad de Ingeniería, Departamento de Ingeniería Aeroespacial, UIDET "GTA-GIAI", Grupo Transporte Aéreo (GTA), La Plata, Argentina.

Santiago Bezek: bezeksanty@gmail.com

Palabras claves: METEOROLOGIA, UBICACIÓN, FASE, CAUSA.

Resumen

Este informe se basa en la investigación, lectura y clasificación de todos los informes de accidentes aéreos de la región NAM-OACI (la cual comprende Estados Unidos y Canadá) de lapso 2013-2022. Con todos los informes clasificados en por sus factores contribuyentes, se seleccionan particularmente los accidentes con factor contribuyente meteorológico y se los somete a un estudio exhaustivo donde se resalta: La ubicación del accidente con respecto al aeropuerto a cargo de la operación, la fase de vuelo en la cual el mismo sucedió, la causa meteorológica particular asociada y si el accidente corresponde a una aeronave de vuelo comercial o general.

Con todos estos datos se van a generar estadísticas relevantes respecto a lo obtenido, teniendo en cuenta el porcentaje de cada uno de los datos antes mencionados. Una vez obtenidos los datos duros de porcentaje en las ubicaciones, las fases de vuelo, la causa meteorológica asociada y el tipo de vuelo, se medirán estadísticas cruzadas de los mismos mas no de forma aleatoria sino con una comparación previa de las estadísticas generales de los datos considerados normales. Por ejemplo, no sería de sorprender que la mayoría de los accidentes sean dentro del despegue o aterrizaje, y en caso de que otra fase de vuelo predomine en las estadísticas se indagaría en porque es así y todo lo referido a ello.

Con la investigación avanzada sobre la región NAM-OACI y ya habiendo hecho lo mismo en una investigación anterior sobre la región SAM-OACI, los datos obtenidos de ambas regiones pasan de ser solo datos con una mirada crítica a tener una comparación fehaciente de los mismos tipos de accidentes y las estadísticas comparadas de una investigación que no tiene un precedente claro para comparar resultados.

En este mismo sentido se relevaron datos de la región SAM-OACI que no se podría decir que sean normales de ver en accidentes aéreos, como lo es una paridad en la estadística entre los accidentes es en fase de crucero como en aterrizaje. Esto suscito la necesidad de esta investigación, para obtener una fuente de comparación por fuera de la línea general de accidentes y en la región con características más cercanas a las iniciales.



UAV

DISEÑO PRELIMINAR DE UN VEHÍCULO AEREO NO TRIPULADO: REVISIÓN DE SISTEMAS MECÁNICOS Y ANÁLISIS ESTRUCTURAL

Juan M. Salum, Mauro S. Maza y Luis M. Soria Castro

Córdoba, Argentina

Universidad Nacional de Córdoba, Facultad de Ciencias Exactas, Físicas y Naturales

Email: juan.salum@mi.unc.edu.ar

RESUMEN

El diseño de aeronaves puede dividirse en tres etapas: diseño conceptual, diseño preliminar y diseño detallado. En este trabajo se aborda parte del diseño preliminar de una aeronave destinada al despacho de cargas pequeñas y frágiles con alcance determinado. Las actividades incluyen la revisión y el detallado de soluciones propuestas durante la etapa de diseño conceptual para sistemas fundamentales como despegue, aterrizaje, y liberación de la carga útil. Se presenta, además, el rediseño de las ubicaciones de los componentes del fuselaje basado en los resultados del análisis previamente mencionado. Como actividad complementaria, se incluye un análisis estructural básico del ala considerando las cargas ajustadas según el rediseño con el objetivo de servir de base para optimizaciones que consideren el cuerpo completo y maniobras complejas.

Palabras clave: VANT; UAV; DISEÑO PRELIMINAR; ANÁLISIS ESTRUCTURAL

INTRODUCCIÓN

El presente trabajo forma parte de un proyecto general que abarca el proceso de diseño de un vehículo aéreo no tripulado (VANT) desde la concepción inicial hasta los planos de construcción del primer prototipo. Los requerimientos del cliente para el VANT incluyen la capacidad de transportar un objeto frágil de hasta medio kilogramo a una distancia de 15 kilómetros, utilizando materiales disponibles localmente y de bajo costo.

El proceso de diseño se divide en tres etapas: diseño conceptual, diseño preliminar y diseño detallado. El presente proyecto se enmarca en la etapa de diseño preliminar, donde se analiza una configuración elegida y se definen aspectos técnicos más concretos.

El trabajo se divide en dos partes principales. La primera parte se enfoca en la evaluación y reformulación de propuestas y soluciones previas, y la segunda parte se centra en el análisis estructural del ala del VANT.

METODOLOGÍA

La metodología con la que se desarrolla el trabajo se basa en la investigación y desarrollo del tema tratado, teniendo siempre como objetivo converger el diseño del VANT con los requerimientos del cliente. Para ello se subdivide el proyecto en dos partes principales:

Evaluación y Reformulación de Propuestas. En esta etapa se hace un repaso de las soluciones propuestas en la etapa anterior (diseño conceptual), con el objetivo de proponer mejoras, en caso de ser necesario, e incrementar el nivel de detalle del proyecto general. Se hace hincapié en sistemas fundamentales de la aeronave, como el despegue, aterrizaje y liberación de carga útil.

Ánálisis Estructural. Aquí se analiza el ala, presentando conceptos técnicos, cargas a las que se somete el ala durante el vuelo, partes que la conforman y materiales empleados. Se realiza una simulación numérica para verificar la resistencia del ala.

RESULTADOS Y DISCUSIÓN

Sistema de Despegue. La propuesta inicial a la que se llegó durante el diseño conceptual era el uso de una catapulta elástica; sin embargo, el diseño y el método de fabricación de la misma no cumplían de forma eficiente los requerimientos económicos y de simplicidad solicitados por el cliente. Por esto se propone una alternativa que consiste en el uso de bandas elásticas en un lanzamiento que en la

bibliografía se lo conoce como *Bungie Launch* o *Hi-Start* [2]. El sistema consiste en una línea elástica fija a una plataforma en un extremo, y a un gancho del VANT en otro. La línea con tensión puede ser provista mediante materiales elásticos tales como cuerdas bungee o bandas elásticas tubulares, entre otros. El despegue puede dividirse en tres fases o etapas: lanzamiento, comienzo del ascenso y preliberación (**Figura 1**).

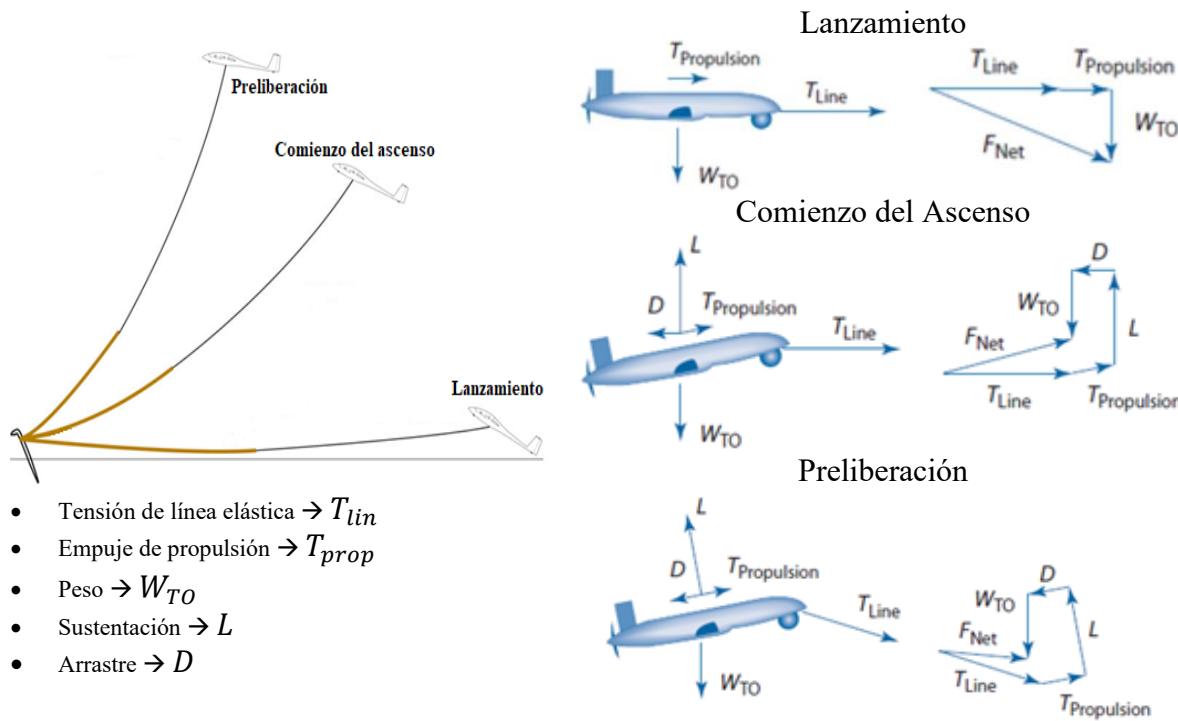


Figura 1. Etapas del despegue Hi-Start

Teniendo en cuenta el comportamiento de las fuerzas actuantes durante estas fases de despegue y la variación de energía cinética y potencial que se produce durante este proceso se estima el valor de la constante elástica k como

$$k = 2 \frac{W_{TO}}{\Delta X^2} \left(\frac{|\Delta V|^2}{2g} + \Delta h \right) \quad (1)$$

siendo ΔX la deformación de la banda elástica, ΔV la variación de velocidad requerida, g la aceleración de la gravedad, y Δh diferencia de altura entre la primera y última fase del despegue [2]. En la **Tabla 1** se presentan los datos empleados y el resultado obtenido de la *ecuación 1*.

Tabla 1. Constante elástica necesaria para el lanzamiento Hi-Start

W_{TO}	39,8 N
ΔV	12 m/s
g	9,81 m/s ²
ΔX	9 m
Δh	7 m
k	14,08 N/m

Sistema de Aterrizaje. Durante la etapa de diseño conceptual se planteó como método de aterrizaje para el VANT el uso de un paracaídas, y se realizó la selección del mismo. En esta etapa se mantuvo esta decisión, por lo que fue posible ahondar en detalles tales como tipo de sistema de despliegue del paracaídas y los componentes necesarios para llevar a cabo el aterrizaje.

Debido su simplicidad y bajo costo se propone un sistema de despliegue pasivo mediante el uso de un bolso de despliegue empleado para empacar y contener el paracaídas principal. El proceso de despliegue consiste en la apertura de una escotilla que libera un paracaídas piloto (o pilotín) que fácilmente es

arrastrado por la corriente de aire y ayuda a la extracción de la bolsa del paracaídas principal que, una vez liberada, permite el despliegue del paracaídas principal y así el aterrizaje del VANT (**Figura 2**).

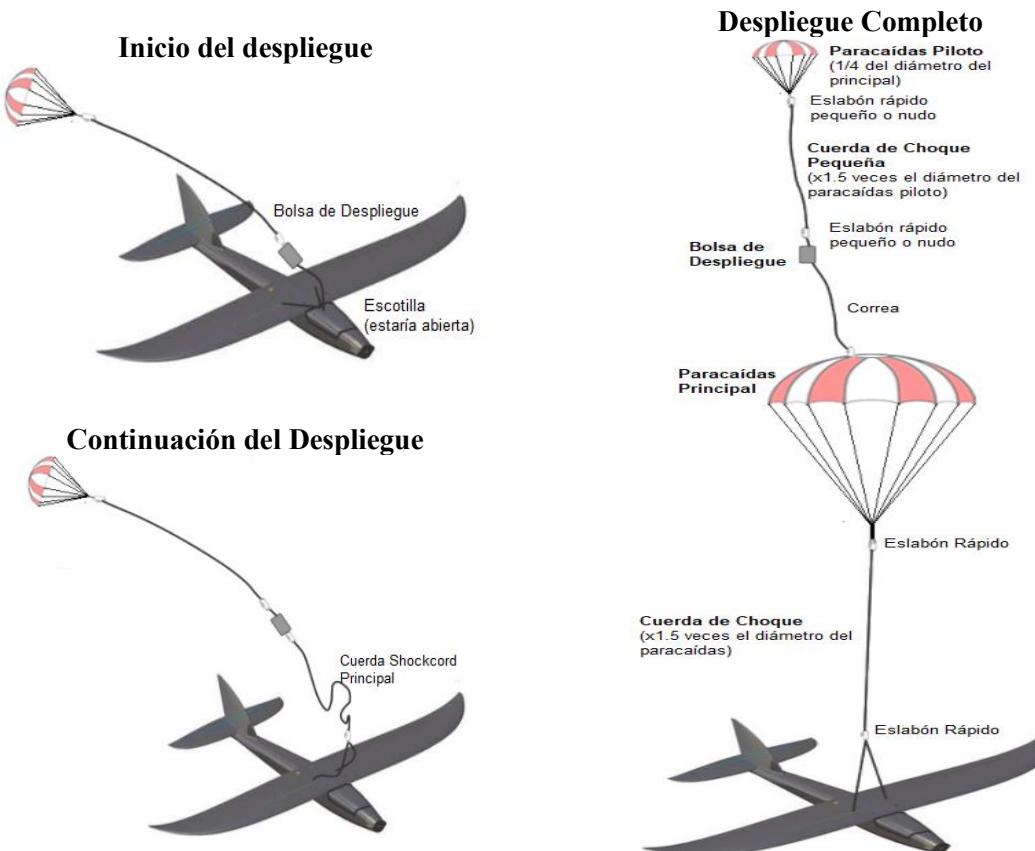


Figura 2. Sistema de despliegue pasivo

En base a los datos del paracaídas elegido se calculan las dimensiones mínimas necesarias para el bolso de despliegue, empleando el método propuesto por los fabricantes de estos componentes [3], el cual consiste en determinar el volumen, V , del bolso en base a un factor de densidad, f , según el método empleado para empaquetar el paracaídas, y de acuerdo también al peso de este último, W , como

$$V = \frac{W}{f} \quad (2)$$

En base a los datos del paracaídas seleccionado y al factor de densidad sugerido por el fabricante [3] se obtiene el volumen que ocupa el bolso de despliegue

Tabla 2. Volumen del bolso de despliegue

W	300 g
f	0,315 g/cm ³
V	952,4 cm ³

Con este dato se trabajó en conjunto con el área de integración de sistemas para proponer un nuevo layout de componentes internos del fuselaje que permita albergar dentro del mismo el bolso de despliegue. La distribución propuesta se puede apreciar en la **Figura 3**.

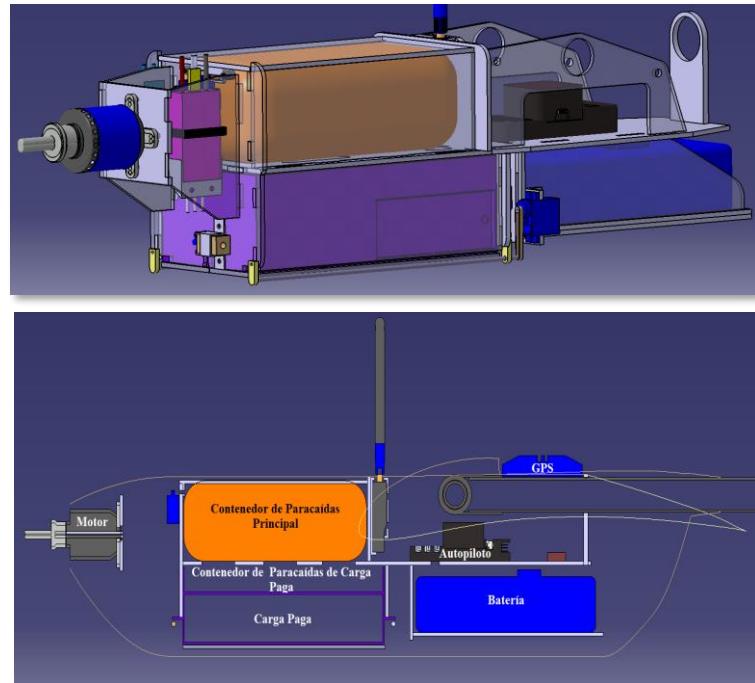


Figura 3. Distribución de componentes internos

Liberación de Carga Paga. Originalmente se propuso un módulo contenedor para albergar y proteger la carga que se desea entregar, fabricado en plástico mediante impresión 3D, con el objetivo de que sea liviano, económico y de fácil reparación y/o reemplazo. Contando, además, con un sistema de paracaídas propio que permita desacelerar el descenso de la carga una vez que esta fue liberada. Con base en estas consideraciones se propuso un diseño inicial de dicho contenedor, el cuál puede apreciarse en la **Figura 4.**

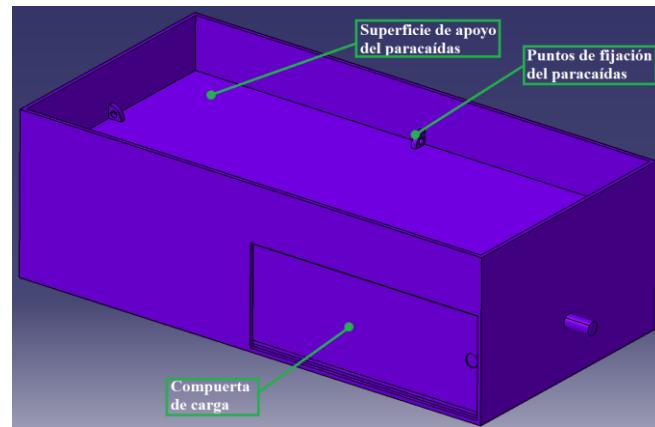


Figura 4. Contenedor de carga paga

En cuanto al mecanismo de liberación del contenedor de carga paga, se planteó una propuesta que puede ser apreciada en la **Figura 5.** Allí se observa que el contenedor se sujetó mediante dos pinos laterales y un par de compuertas inferiores. El proceso de liberación se llevaría a cabo en tres etapas. En primera instancia, una vez que el VANT se encuentre en posición para desplegar la carga, se abren las compuertas, lo que se lleva a cabo mediante dos servos que hacen girar 90° las varillas que actúan como bisagras para las compuertas. Luego se libera completamente el contenedor mediante la energización de dos pequeños solenoides que retraen los pestillos que sostienen los pinos del módulo. Finalmente, los servos cierran las compuertas de la bahía de carga para que el VANT inicie su regreso.

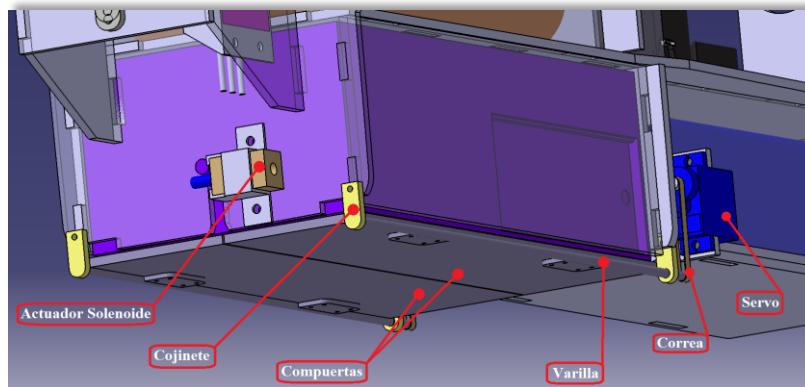
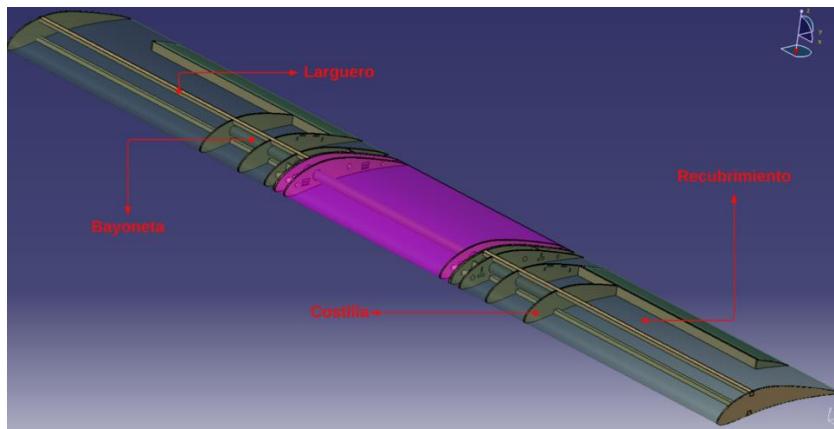
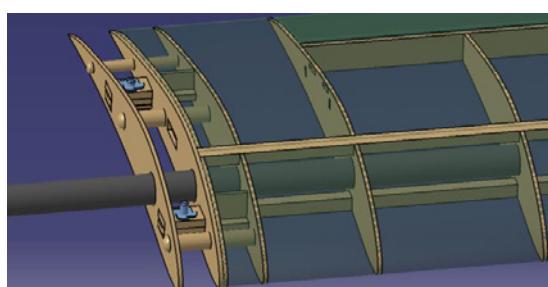


Figura 5. Mecanismo de liberación de carga paga

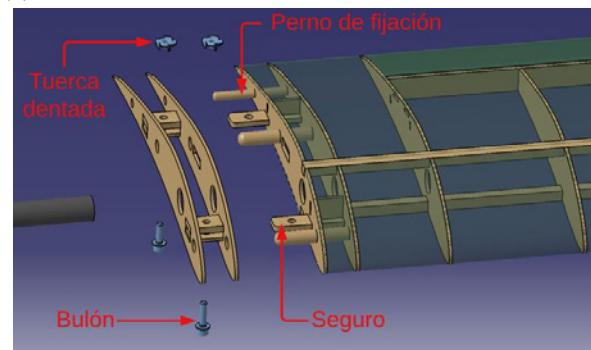
Ánálisis Estructural. La estructura alar del VANT bajo desarrollo fue diseñada previamente por el área de diseño conceptual. Consiste en una planta alar subdividida en tres partes, una fija al fuselaje, que será llamada *parte fija*, y otras dos removibles, *semialas removibles*. En cuanto a los componentes estructurales se tienen, como se puede apreciar en la **Figura 6 (a)**, un par de largueros, una bayoneta tubular, costillas y el recubrimiento. La estructura alar de la parte fija posee 2 costillas en cada uno de sus extremos, donde conecta con las semialas, las cuales, a su vez, cuentan con un total de 5 costillas cada una. En las **Figuras 6 (b)** y **(c)** se observa un detalle de la zona de unión entre una semiala removible y la parte fija. Las costillas en la unión cuentan con una serie de ranuras que sirven tanto para contener a los *pernos localizadores*, como para posicionar a los seguros, por los que luego pasarán los *pernos de fijación* en conjunto con sus respectivas *tuercas dentadas*. Es a través de estos pernos, seguros y bulones que se logra que las costillas raíz trabajen en conjunto, formando así la unión entre las particiones del ala del VANT.



(a)



(b)



(c)

Figura 6. Componentes estructurales

En el presente trabajo se emplea el Método de Elementos Finitos (MEF) para analizar la resistencia del ala. Si bien existen distintos paquetes de software capaces de realizar este tipo de análisis, aquí se utiliza *ANSYS Mechanical*.

El primer paso del modelado del sistema es definir los materiales que se planea emplear en la estructura. Cabe recalcar que los componentes estructurales internos (largueros, costillas, seguros y pernos) son de madera contrachapada, también conocida como *plywood*, a excepción de la bayoneta, que es de fibra de carbono, y, por último, el recubrimiento, que es fabricado en material compuesto. ANSYS cuenta con un catálogo en su módulo de *Engineering Data*, en el que figuran los materiales requeridos en este trabajo y sus propiedades (*plywood*, fibra de carbono y compuesto de fibra de vidrio con resina epoxi). Es sabido que las propiedades de estos materiales, en particular de los fabricados in situ, como el compuesto del recubrimiento, dependen fuertemente del proceso de fabricación, las instalaciones y el nivel de capacitación y la experiencia del personal. Como en esta etapa del proceso estos datos son desconocidos, los valores propuestos en la librería de ANSYS se consideran una buena primera aproximación.

El siguiente paso consiste en el modelado geométrico, el cual consiste en simplificar los componentes de la estructura con la finalidad de que el modelo sea capaz de consumir menor cantidad de recursos computacionales a la vez que brinda resultados cercanos a la realidad. En la **Figura 7** se puede apreciar el resultado del modelado geométrico y la simplificación de los componentes de la semiala. En este caso, los largueros se representaron con elementos de viga, mientras que las costillas y el recubrimiento fueron tratados con elementos de lámina y, finalmente, se utilizaron elementos de sólido para los componentes de unión.

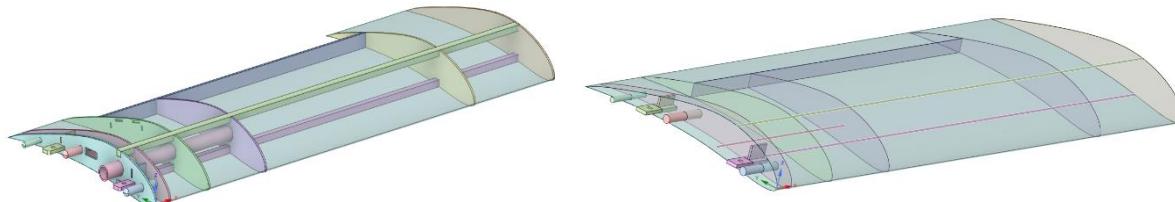


Figura 7. Resultados del modelado geométrico

El tercer paso es el mallado, el cual es muy importante si se desea obtener resultados útiles desde el punto de vista ingenieril. Para el desarrollo del presente proyecto se emplea una estrategia de mallado conocida como seccionamiento geométrico, que consiste en dividir a la pieza en geometrías más sencillas que se van mallando individualmente siguiendo cierto orden, con el objetivo de obtener un mallado de la mayor calidad posible. La malla resultante se puede apreciar en la **Figura 8**.

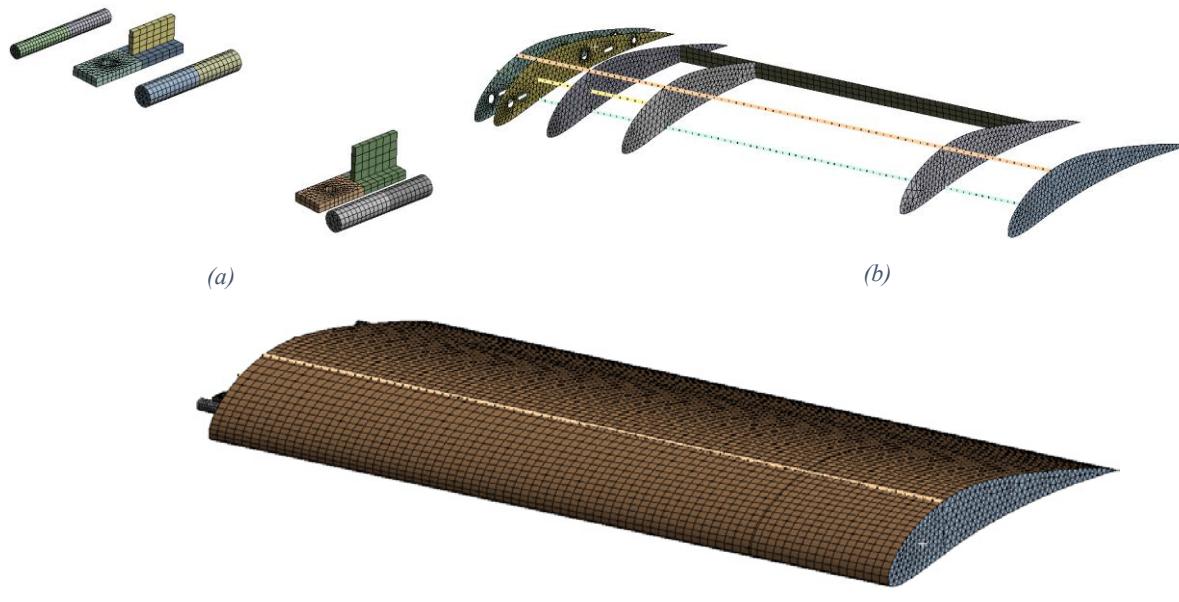


Figura 8. Malla del modelo

Finalmente se deben aplicar las condiciones de borde, que definen los apoyos de la estructura, y las cargas a las que está sometida la misma; en este caso se utilizan cargas correspondientes a la situación de vuelo recto y nivelado, con un factor de carga igual a 1. Estas cargas se importan al modelo como una distribución de presiones (**Figura 9**).

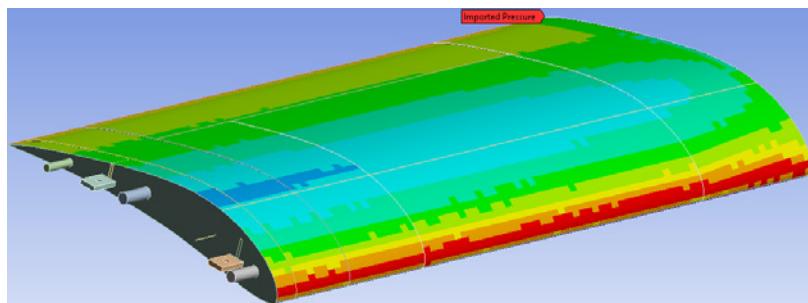
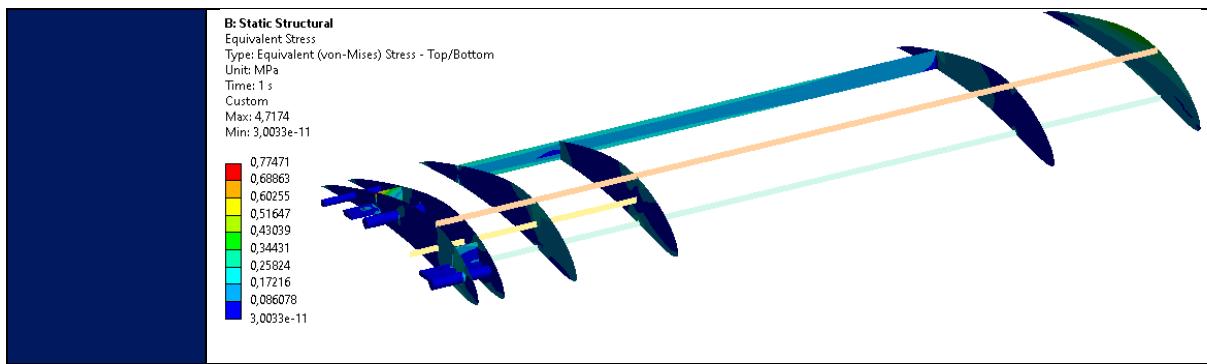


Figura 9. Distribución de presiones sobre la semiala

Una vez que se ha finalizado el modelado geométrico de la estructura, se ha mallado la misma y se han definido las condiciones de contorno y las cargas a las que está sometida, es momento de obtener los resultados los cuales pueden apreciarse en la **Tabla 3**.

Tabla 3. Resultados del análisis FEM

Deformación	<p>B: Static Structural Total Deformation Type: Total Deformation Unit: mm Time: 1 s Max: 1,6494 Min: 0</p> <p>1,6494 1,4652 1,2821 1,0989 0,91576 0,7326 0,54945 0,3663 0,18315 0</p>
	<p>B: Static Structural Total Deformation Type: Total Deformation Unit: mm Time: 1 s Max: 1,6494 Min: 0</p> <p>1,6494 1,4652 1,2821 1,0989 0,91576 0,7326 0,54945 0,3663 0,18315 0</p>
Tensiones	<p>B: Static Structural Equivalent Stress Type: Equivalent (von-Mises) Stress - Top/Bottom Unit: MPa Time: 1 s Custom Obsolete Max: 4,7 Min: 3e-11</p> <p>4,7 4,2 3,7 3,1 2,6 2,1 1,6 1 0,52 3e-11</p>



Analizando los valores de los resultados obtenidos se puede apreciar que la deformación es muy pequeña comparada con las dimensiones de la semiala; para mostrar esto se calcula el cociente de la envergadura de la semiala (830mm) con la deformación máxima obtenida (1,64mm) y se obtiene un valor muy elevado, de 506. Por otro lado, la tensión máxima se da en la zona de la raíz de la semiala y tiene un valor aproximado de 4,2 MPa, en base a esto, el factor de seguridad (FS) que presenta el software, indica que la estructura se encuentra sobredimensionada, al menos, en un 250% de la resistencia requerida por la norma de la OTAN (FS igual a 6 para el caso más crítico [1]).

CONCLUSIONES

El presente trabajo no presenta innovaciones científicas, sino más bien pretende proponer soluciones tecnológicas que se ajustan a una necesidad y requerimientos de un cliente, acordes a la etapa en la que se encuentra el proyecto desarrollo de un VANT.

A partir de lo presentado puede observarse la importancia de dividir el trabajo de diseño en etapas con complejidad creciente y de la participación conjunta de distintos miembros que aporten miradas variadas sobre un mismo tema.

Durante la etapa correspondiente a este trabajo (diseño preliminar) se conservaron algunas soluciones propuestas por el equipo que realizó la etapa anterior (diseño conceptual). Para estas soluciones fue posible avanzar sobre los detalles de implementación. Por otro lado, la reevaluación de los resultados del diseño conceptual hizo notar la necesidad de modificar algunas propuestas, las que fueron reemplazadas por opciones más acordes a los requerimientos del cliente. Sobre estas últimas fue posible atacar también los detalles de diseño, siempre proponiendo modificaciones sobre la base de un intercambio fluido con los encargados de otras áreas (como aerodinámica y sistemas). Además, fue posible avanzar sobre el análisis estructural de las semialas, lo que representa un avance hacia la última etapa de diseño (diseño detallado).

REFERENCIAS

1. *Aircraft Systems Airworthiness Requirements* (1 ed.). NATO Standardization Agency.
2. Gundlach, J. (2014). *Designing Unmanned Aircraft Systems*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Incorporated.
3. *Parachute Manufacturers for Drones, UAV, Rockets, ¡Research | Fruity Chutes!* (2019). Fruity Chutes. <https://fruitychutes.com/>
4. Sadraey, M. H. (2020). *Design of Unmanned Aerial Systems*. Wiley.



7º Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica



UNIVERSIDAD
NACIONAL
DE LA PLATA

Diseño Preliminar de un Vehículo Aéreo No Tripulado: Integración de Sistemas Eléctricos y Mecánicos

Pablo M. Báez Menéndez(1), Luis M. Soria Castro(2) y Mauro S. Maza(2)

(1) *Palfinger AG*

(2) *Departamento Estructuras, Universidad Nacional de Córdoba, Facultad de Ciencias Exactas, Físicas y Naturales, Córdoba, Argentina.*

pablo.baez.menendez@mi.unc.edu.ar

Palabras claves: VANT; UAV; DISEÑO PRELIMINAR; COMUNICACIONES.

Resumen

El diseño de un sistema aéreo no tripulado, además del propio análisis aerodinámico y estructural, incluye la integración de diferentes equipos y dispositivos con el objetivo de constituir un sistema integral que incluye la aeronave, el equipo de lanzamiento/recepción y la estación de comando y control.

El diseño de aeronaves puede dividirse en tres etapas: diseño conceptual, diseño preliminar y diseño detallado.

En este trabajo se aborda parte del diseño preliminar de una aeronave destinada al despacho de cargas pequeñas y frágiles con alcance determinado. Las actividades incluyen la revisión y el detallado de soluciones propuestas durante la etapa de diseño conceptual para sistemas de control, piloto automático, comunicaciones, sistema eléctrico y sistema motopropulsor. La integración de sistemas es el análisis de los sistemas que conforman al VANT y de sus componentes, para llegar a una configuración adecuada tanto de cada uno de los elementos como de la conexión entre los mismos. Se tiene en cuenta la influencia de unos sobre otros y se establecen requerimientos y soluciones desde el punto de vista mecánico, eléctrico, magnético, del proceso de manufactura y ensamble, etc.

Finalmente, como resultado se obtuvo un diseño de un conjunto de sistemas en condiciones de funcionar simultáneamente, junto con la selección de componentes que los conforman.

El desarrollo se realizó en tres etapas, las cuales consisten en la investigación básica, el análisis global y propuesta inicial, y la adecuación de soluciones.

Como actividad complementaria, se incluye una propuesta de compra de materiales críticos con su presupuesto y los diferentes manuales. Además se realizó la integración en paralelo con el sistema de puesta a punto para el uso y las verificaciones aerodinámica y estructural realizadas por otros integrantes de este proyecto.



7º Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica



UNIVERSIDAD
NACIONAL
DE LA PLATA

Proceso de Diseño de un Vehículo Aéreo No Tripulado aplicando Ingeniería de Sistemas

Andrés M. Cimino(1), Gustavo J. Krause(1), Mauro S. Maza(2) y Luis M. Soria Castro (1,2)

(1) Universidad Nacional de Córdoba, Facultad de Ciencias Exactas, Físicas y Naturales,
Departamento Aeronáutica, Córdoba, Argentina.

(2) Universidad Nacional de Córdoba, Facultad de Ciencias Exactas, Físicas y Naturales,
Departamento Estructuras, Córdoba, Argentina.

luis.soriacastro@unc.edu.ar

Palabras claves: VANT; UAV; DISEÑO.

Resumen

El diseño aeronáutico implica incertidumbres, ambigüedades y contradicciones que emergen de la aplicación de restricciones técnicas y no técnicas (por ejemplo, económicas o normativas). El proceso de diseño requiere, por lo tanto, integración con iteración, invocando un proceso que coordina el análisis, la evaluación y síntesis de conceptos e ideas. Estas tres operaciones deben integrarse y aplicarse de forma recurrente y continua durante todo el ciclo del diseño de la aeronave. Esto conlleva que existan varias instancias de toma de decisiones respecto de las diferentes componentes de la aeronave (alas, cola, fuselajes y sistemas de propulsión, comunicaciones, carga útil, planta de energía, entre otros). Usualmente, la organización de este proceso se realiza siguiendo metodologías de ingeniería en sistemas, y la aplicación efectiva se logra respetando normas de calidad tales como la AS9100 y el sistema NADCAP.

En este trabajo se aborda el proceso de diseño de una aeronave no tripulada destinada al despacho de cargas pequeñas y frágiles con un alcance determinado. Implementando la metodología de la Ingeniería de Sistemas para resolver las diferentes etapas y toma de decisiones de diseño, en un proyecto enmarcado en el ámbito universitario.

Las actividades incluyen la planificación y ejecución de las diferentes etapas de diseño (conceptual, preliminar y detallado), como así también la estructura de trabajo y tareas necesarias para el objetivo de diseño. Se presenta, además, las herramientas, las soluciones a los problemas de ingeniería planteados y las dificultades encontradas en la ejecución del proyecto.



7º Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica



UNIVERSIDAD
NACIONAL
DE LA PLATA

Desarrollo de simulador de la dinámica de vuelo para aeronaves VTOL

M. Peyran (1), J. Donati (1,2), V. Acosta (1), J. S. Delnero (1,2), J. Marañón Di Leo (1,2)

(1) *Centro Tecnológico Aeroespacial (CTA), Facultad de Ingeniería, Universidad Nacional de La Plata, calle 116 e/ 47 y 48, CP 1900, La Plata, Argentina.*

(2) *Unidad de Investigación, Desarrollo, Extensión y Transferencia – Laboratorio de Capa Límite y Fluidodinámica Ambiental (UIDET-LaCLyFA), Facultad de Ingeniería, Universidad Nacional de La Plata, calle 116 e/ 47 y 48, CP 1900, La Plata, Argentina.*

mateuspeyran@gmail.com

Palabras claves: SIMULADOR, 6 -DOF, DINÁMICA, VTOL, CONTROL.

Resumen

La industria aeronáutica ha experimentado un crecimiento significativo en los últimos años, y las aeronaves de despegue y aterrizaje vertical (VTOL) han surgido como una solución innovadora para superar los desafíos asociados con el transporte aéreo en áreas urbanas congestionadas. Estas aeronaves tienen la capacidad única de despegar y aterrizar verticalmente, lo que les permite operar en espacios reducidos y acceder a lugares que son inaccesibles para los aviones convencionales.

Sin embargo, el diseño y desarrollo de una aeronave VTOL presentan desafíos particulares, y uno de los aspectos críticos es el sistema de control. Dado que estas aeronaves deben realizar transiciones fluidas entre el vuelo vertical y el vuelo horizontal, se requiere un sistema de control que garantice la estabilidad, el rendimiento y la seguridad durante todas las fases de vuelo. En este contexto, resulta necesario el desarrollo de un simulador de seis grados de libertad (6-DoF) que permita describir la dinámica de movimiento de una aeronave en un entorno controlado, para dar lugar a la evaluación del sistema de control en diferentes escenarios y la optimización de su rendimiento antes de la implementación en un prototipo real.

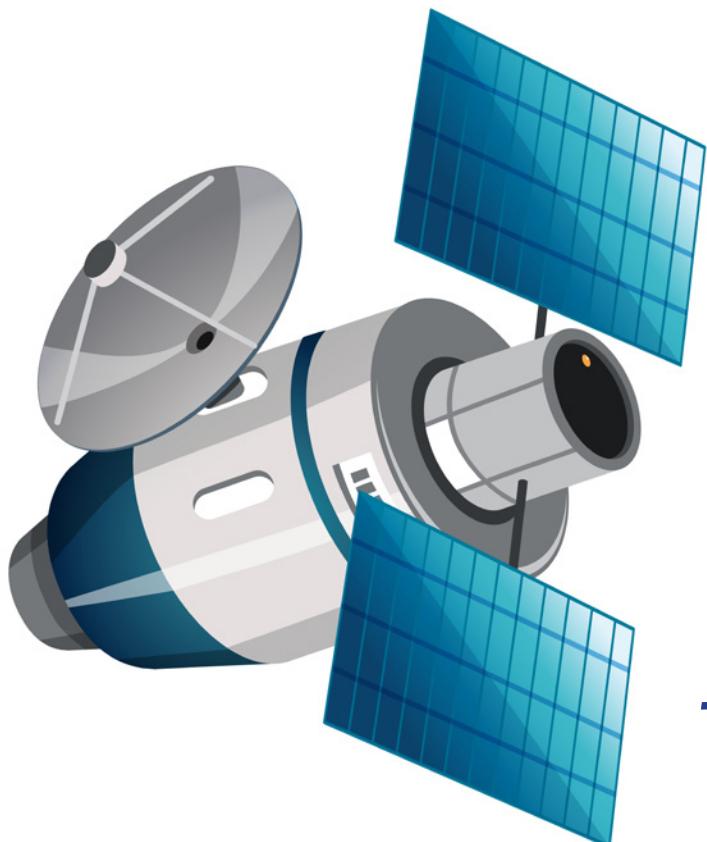
Por este motivo, se desarrolló un modelo matemático que describe el comportamiento dinámico de la aeronave, en función de distintos parámetros de entrada asociados al vehículo en estudio, al sistema de propulsión, características aerodinámicas, características de los sensores y a las condiciones de vuelo. La aeronave se modela como con un cuerpo rígido, con posibilidad de movimiento en seis grados de libertad (6-DoF), teniendo el sistema de control disponible como acciones de control: la orientación y empuje de los motores, y la deflexión del elevador, timón y alerones. El sistema de propulsión consiste en un conjunto de motores eléctricos de hélices que se encuentran vinculados a la aeronave con un grado de movimiento relativo, el cual permite la rotación en simultáneo para orientar el empuje del vehículo según se deseé. A su vez, el simulador permite la introducción de variables relacionadas con las condiciones atmosféricas, como cortantes de vientos y perturbaciones atmosféricas.

El modelo se resuelve numéricamente para obtener las variables que describen la evolución en el tiempo del vuelo, como las velocidades, aceleraciones, orientación y posición de la aeronave, como así también la actuación de las distintas acciones de control disponibles. Finalmente, se realiza su verificación a través de la comparación de los resultados obtenidos para la respuesta dinámica de la aeronave sin control con resultados obtenidos a partir de la evaluación de modelos linealizados [1].

El objetivo del trabajo es presentar el desarrollo del modelo matemático, sus hipótesis y su campo de aplicación, junto con las verificaciones realizadas. El desarrollo de dicho modelo permite generar una herramienta para el diseño y la evaluación del sistema de control, al tiempo que se reducen los costos asociados con el desarrollo y las pruebas en prototipos físicos.

Referencias:

[1] Nelson, R. C. (1998). Flight stability and automatic control (Vol. 2). New York: WCB/McGraw Hill.



TECNOLOGÍA ESPACIAL

DISEÑO Y ANÁLISIS DEL CONTROL TÉRMICO EN MISIÓN USAT-I

A. Guilera^{a*} y S. Botta^a

^a CTA – Centro Tecnológico Aeroespacial, Universidad Nacional de La Plata
Calle 116 e/47 y 48, La Plata (1900), Buenos Aires, Argentina.
*Email: guilera.aldana@alu.ing.unlp.edu.ar

RESUMEN

En este informe se describe la segunda versión del control térmico del USAT-I, el cual contempla un cambio en el ambiente térmico donde el satélite desarrollará sus misiones, se determina un nuevo rango de temperaturas críticas mediante un modelo matemático y se estiman en forma teórica los valores de temperaturas aceptables para la prolongación de la vida útil del satélite. Se pretende simular el ambiente y cargas térmicas, analizar los resultados y definir las AFT.

Palabras clave: control térmico, Cubesat, satélite universitario

1.- INTRODUCCIÓN

De acuerdo con la primera versión del análisis térmico del USAT-I [1], se concluyó que era necesaria la implementación de Heaters para elevar la temperatura interna del satélite durante ciertos casos, también se determinó que la falta de detalles y distribución de propiedades no eran apropiadas para obtener resultados viables. Es por esto que, en una segunda versión, se abarcan cambios importantes tanto en las condiciones de contorno como en el modelo. Se definen parámetros más exactos sobre el ambiente térmico y se ajusta el modelo matemático térmico tal que su simulación se asemeje aún más al modelo de ingeniería y por lo tanto, al modelo de vuelo.

2.- METODOLOGÍA

Para iniciar el diseño térmico del satélite, es necesario saber las condiciones a las cuales va a estar expuesto, es decir, la órbita y su inclinación. Estimando una órbita LEO de 600 km e inclinación aproximada de 98°, se pueden obtener por bibliografía [2] los valores de IR, Albedo y Radiación solar Directa. Por otro lado, al estudiar las condiciones críticas a las cuales es probable que sea sometido el satélite, para el modelo térmico se establecen las posiciones de ángulo beta de 82° como estado más caliente y el ángulo beta de 52° como el estado más frío.

Una vez redefinido el ambiente térmico, se procede a analizar los casos de operación, tanto funcionales como científicos. Se dividen según requerimientos de potencia de cada uno, en función de los componentes electrónicos que deben responder en cada caso. Se simplifican aquellos casos que se ven contemplados en otros y solo se dejan los esenciales. Al distinguir los casos calientes de los fríos, es necesario especificar las temperaturas admisibles de vuelo (AFT) de cada subsistema. Para ello, se analiza componente a componente y se establece un margen de seguridad.

Definidos los casos, se inicia con el segundo diseño del modelo matemático térmico (TMM). Se corren los casos de acuerdo con la categoría asignada y se concluye sobre los resultados, comparando los valores de AFT de los subsistemas con los obtenidos por simulación.

2.1.- CONDICIONES DE CONTORNO

2.1.1.- AMBIENTE TÉRMICO

Las principales fuentes de calor en el ambiente espacial, en específico en órbitas LEO, son la radiación directa del sol, la radiación reflejada por La Tierra (Albedo) y el infrarrojo emitido por la Tierra. Durante el lanzamiento del satélite, se manifiesta un efecto a causa de la fricción, el cual genera calor

debido a la liberación molecular, aunque no se tendrá en cuenta para el análisis dado a la protección que le proporciona el dispensador.

Se define como Ángulo Beta al ángulo entre el plano orbital del satélite y el vector hacia el Sol. No define un plano orbital único; todos los satélites en órbita con un ángulo beta dado a una altitud dada tienen la misma exposición al Sol, a pesar de que puedan estar orbitando en planos completamente diferentes alrededor de la Tierra. Representa el porcentaje de tiempo que un satélite en órbita terrestre baja (LEO) pasa bajo la luz solar directa, absorbiendo energía solar.

Se tiene entonces:

$$\beta = \arcsin(\cos(\delta_s) \cdot \sin(IR) \cdot \sin(\Omega - \Omega_s) + \sin(\delta_s) \cdot \cos(IR)) \quad (1)$$

Donde δ_s es la declinación del Sol, IR inclinación de la órbita, Ω la Ascensión Recta del Nodo ascendente (RAAN) y Ω_s la Ascensión Recta del Sol.

Dado que se estudiarán las condiciones críticas a las cuales es probable que sea sometido el satélite, para el modelo térmico se establecen las posiciones de ángulo beta de 82° como estado más caliente y el ángulo beta de 52° como el estado más frío. Mas adelante se desarrollará el análisis por el cual se determinaron dichos ángulos.

Antes de definir el ambiente térmico cuantitativamente, se deben definir los parámetros que lo conforman, los cuales serán Albedo, Radiación solar Directa e Infrarrojo Terrestre.

- Albedo: es la fracción de radiación solar incidente sobre un cuerpo (en este caso será la tierra) que se refleja hacia el espacio. La carga térmica sobre el satélite depende tanto de la reflectividad como de la posición del sol en el momento en que el satélite pasa por encima de la zona en la que se está calculando.

- Radiación solar directa: es la energía emitida por el sol que incide directamente sobre el satélite.

- Infrarrojo terrestre: es la porción de radiación que no es reflejada por la tierra (albedo), sino que es absorbida y reemitida hacia el espacio.

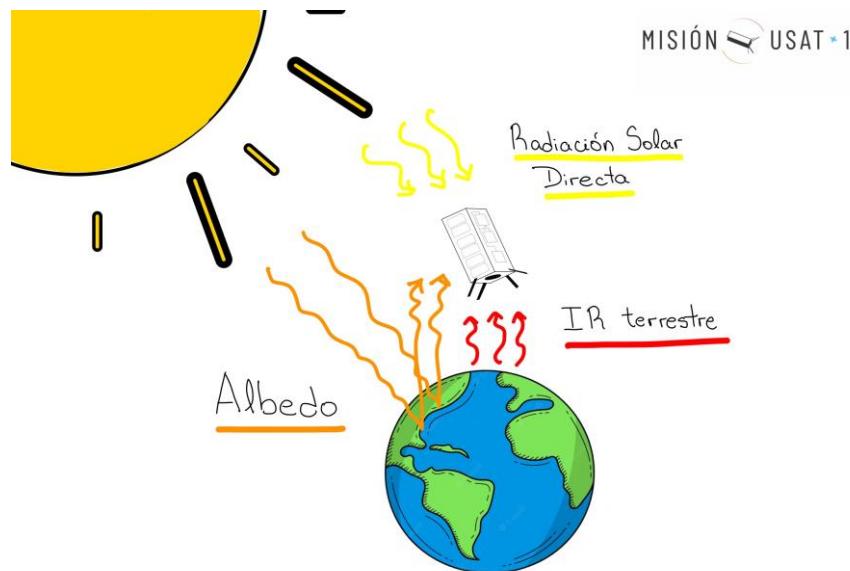


Figura 1. Ambiente térmico

Dada la bibliografía [2], se establece una tabla cuantificando los parámetros mencionados anteriormente según el caso de estudio:

Tabla 1. Valores de parámetros de ambiente térmico.

	Ángulo Beta = 52° (caso frío)	Ángulo Beta = 82° (caso caliente)
Albedo	0.34	0.42

Radiación solar Directa	1367 W/m ²	1414 W/m ²
IR Terrestre	191 W/m ²	233 W/m ²

2.1.2.- TEMPERATURAS ADMISIBLES DE VUELO

Para la asignación de las temperaturas admisibles de vuelo, se tienen en cuenta todos los componentes electrónicos y mecánicos que conforman el satélite en cada subsistema y se los diferencia de acuerdo con los submodelos empleados para la simulación. Como hipótesis para el cálculo de las AFT (por sus siglas en inglés), se utilizó el método implementado por NASA [3].

Tabla 2. Valores de las AFT de cada submodelo.

Componente	AFT			
	Op		No Op	
	Tmin	Tmax	Tmin	Tmax
ADCS_AC	-10	40	-10	40
ADCS_EL	-30	30	-30	30
ALUMINIO	N/A	N/A	N/A	N/A
BLOQUE BATERIAS	-40	40	N/A	N/A
CAJA_GNSS	N/A	N/A	N/A	N/A
CELDA BATERIA	5	35	-10	40
CHAPA_X_MAS	-50	290	N/A	N/A
CHAPA_X_MENOS	-50	290	N/A	N/A
CHAPA_Y_MAS	-30	30	N/A	N/A
CHAPA_Y_MENOS	-30	30	N/A	N/A
CHAPA_Z_MAS	-30	75	N/A	N/A
CHAPA_Z_MENOS	-50	290	N/A	N/A
COMMS	-30	30	-30	30
COMMS_ANTENA	-30	30	-30	30
DTS	-30	75	-30	115
EPS	-30	30	-30	30
ESTRUC_PRINC	N/A	N/A	N/A	N/A
GNSS	-10	50	-10	50
OBC	-30	30	-30	30

2.1.3.- CASOS DE ANÁLISIS TÉRMICO

Los casos de estudio se dividen en Caso Frío y Caso Caliente, según su función a cumplir y el tiempo de operación. Para el análisis térmico, se consideran de acuerdo con los Conceptos de Operaciones la siguiente clasificación:

- Caso Frío: (casos de operación funcional) Carga de Baterías, Comunicaciones, Stand By, Modo Seguro.
- Caso Caliente: (casos de operación científica) Comunicaciones, GNSS-R, GNSS-RO, DTS.

Se aclara que, dado al uso frecuente del Sistema de Comunicaciones, se tiene en cuenta en ambos casos.

2.1.4.- ANALISIS DE CASOS VIABLES SEGÚN ANGULO BETA

La elección de los ángulos beta tanto para caso frío como para caso calientes no son aleatorios. Se toma el caso Stand By como prueba y se simuló en las mismas condiciones, pero con ángulos beta diferentes, para encontrar una relación mínima entre requerimiento de temperatura y oportunidad de lanzamiento. Sabiendo que el ángulo mínimo al que se podía alcanzar como un caso frío era de 40° por las condiciones de lanzamiento que otorga el lanzador, se tomó el caso mencionado como referencia y se simuló para los ángulos 40°, 52°, 60°, 70°, 80° y 84°.

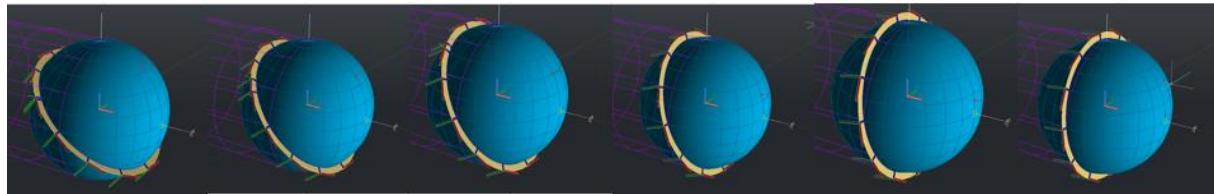


Figura 2. Variación del ángulo beta en órbita baja, desde 40° hasta 84° respectivamente.

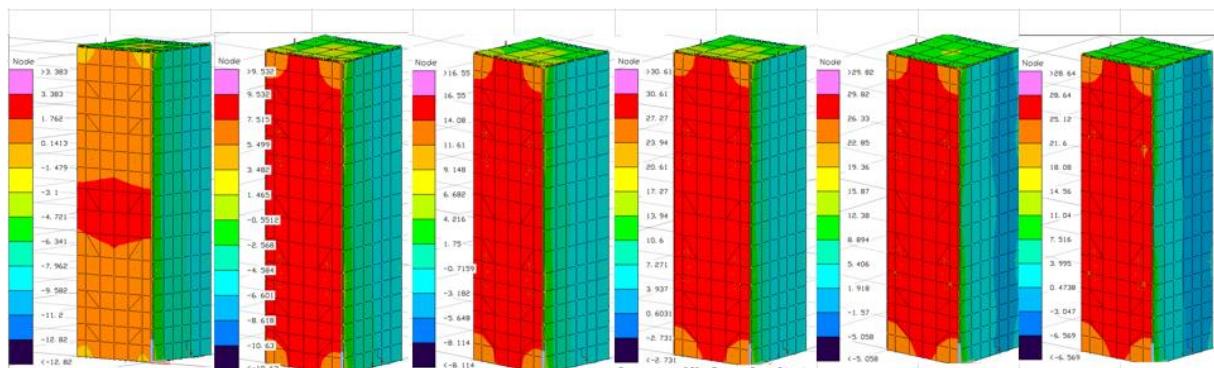


Figura 3. Variación de la temperatura en función del ángulo beta.

Se halló la siguiente relación:

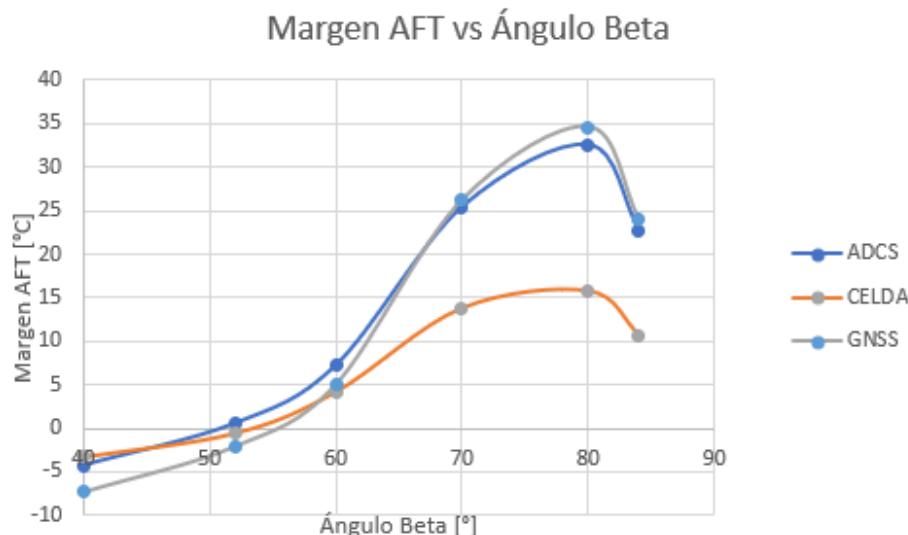


Figura 4. Variación de margen de AFT de 3 componentes respecto al ángulo Beta.

Se observa que el ángulo mínimo para el cual se cumplen las AFT de estos componentes críticos es de 60°, aunque un ángulo de 52° es suficiente para continuar con el estudio. Este ángulo de menor valor requiere de un ajuste del control térmico, el cual se discutirá más adelante. A partir de 80° las temperaturas vuelven a descender, por lo tanto, ya no tiene sentido abarcar ángulos mayores, además siendo poco realista la condición de lanzamiento para dichos ángulos. Es entonces que la viabilidad de los casos queda enmarcada entre 52° y 60°, por lo que el posterior análisis se toma el peor caso a modo conservativo, siendo este el de 52°.

2.2.- EVALUACIÓN DE HADWARE

2.2.1.-DESCRIPCIÓN GENERAL

En esta segunda versión del TMM, se agregaron detalles al modelo que anteriormente se asumían irrelevantes, por ejemplo, el modelado de la estructura principal, que se había realizado mediante conectores, y hoy está diseñado con elementos finitos superficiales y volumétricos. Además, se realizó una distribución mas precisa de las propiedades ópticas y la definición de materiales que antes se consideraban similares a otros. La primera versión presentaba 1712 nodos, 1605 elementos y 137 conectores, mientras que la actual incluye 3271 nodos, 2774 elementos y 133 conectores. A continuación, se muestran las diferentes versiones y sus grandes diferencias.

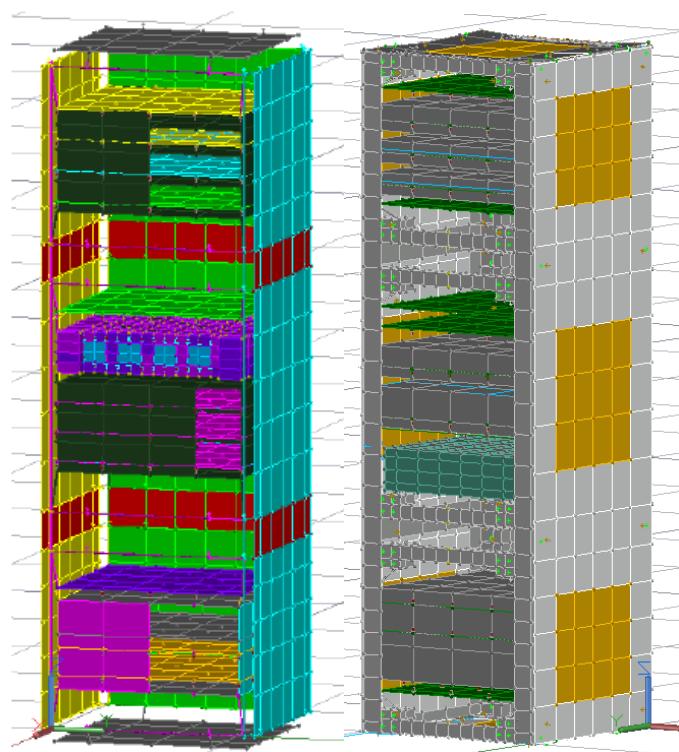


Figura 5. De izquierda a derecha, primera versión del modelo y modelo actual.

A cada elemento se le asignan propiedades ópticas y térmicas de acuerdo con la distribución de materiales, esta vez con más detalle y precisión.

Tabla 3. Descripción y distribución de propiedades ópticas

Componente	Material óptico	Componente	Material óptico
Chapa x+	Antena GNSS Pintura blanca	Chapa z-	Antena GNSS Pintura blanca
Chapa x-	Antena GNSS Pintura blanca	Estructura principal	Anodize
Chapa y+	Kapton Panel solar	PCBs	FR4
Chapa y-	Kapton Panel solar	Bloque baterías	G10
Chapa z+	Anodize Antena GNSS		

2.2.2.- DESCRIPCIÓN DE INTERFAZ ESTRUCTURAL

La interfaz de la estructura principal se modeló con más detalle, reemplazando los conectores lineales con elementos finitos superficiales y volumétricos intercomunicados entre si con conectores superficiales. Este cambio resulta de gran importancia al momento de ver como se transfiere el calor de un lado del satélite al otro, algo que resultaba difícil y no acertado en el modelado con conectores lineales.

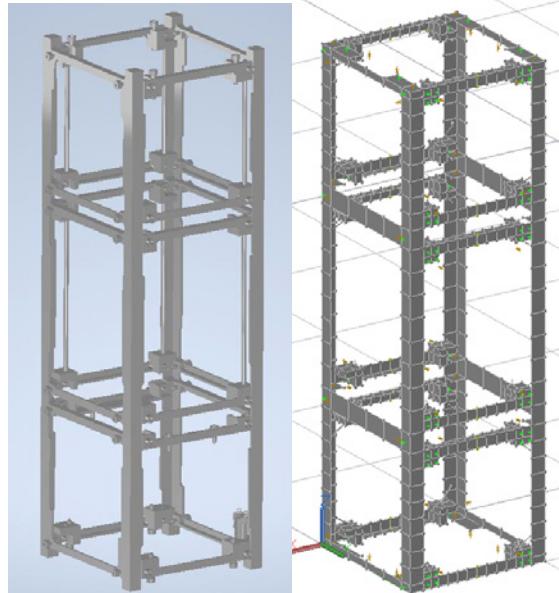


Figura 6. De izquierda a derecha, diseño en CAD de la estructura principal y el modelado en Thermal Desktop.

Por otro lado, la interfaz estructural interna que mantiene las placas de electrónica y sus respectivos blindajes dentro de cada módulo se ha modelado mediante conectores lineales simulando separadores de Al 6061 T-6. El resto de los componentes, tanto placas de electrónica como blindajes, chapas y antenas, se han modelado con elementos finitos superficiales a excepción del bloque de baterías que se modeló con elementos finitos volumétricos dado a las dimensiones y propiedades de los materiales involucrados.

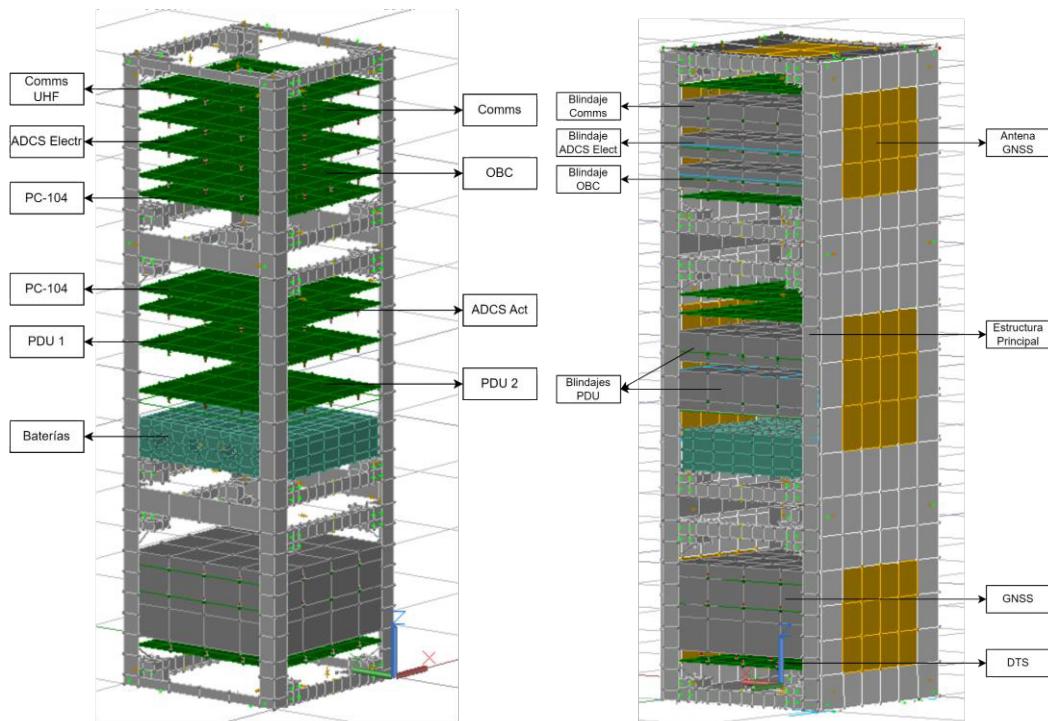


Figura 7. Descripción de los componentes y submodelos del TMM.

2.2.3.- CONTROL TÉRMICO PROPUESTO

Siendo necesaria la implementación de un control térmico activo, se implementaron Heaters distribuidos en zonas críticas de acuerdo con simulaciones anteriores. Se determinó la necesidad de al menos 4 Heaters, uno en la Chapa X+ para mantener en temperaturas aceptables las Antenas GNSS, otros 2 en la Chapa X- y Chapa Z- con el mismo objetivo y el último en el bloque de baterías, dado que las celdas de baterías son muy sensibles al cambio de temperatura y su rango de temperatura de operación es muy acotado.

3.- RESULTADOS Y DISCUSIÓN

Se simularon los 8 casos mencionados en la sección 2.1.3 considerando como calores aplicados las potencias máximas de cada placa de electrónica y el tiempo activo. Para los casos Fríos, se realizó una corrida estacionaria y luego una transitoria, la cual inició con los resultados finales de la etapa transitoria. Este análisis permitió observar el comportamiento de la temperatura en cada componente del satélite a lo largo de 5 órbitas con eclipse. Los casos Calientes solo se corrieron en estado estacionario, siendo este el mejor criterio hallado de acuerdo con el tiempo de exposición al sol.

Para el posterior análisis, se diseñó una escala de colores a modo de criterio de riesgos.

Tabla 4. Criterio de escala

Criterio de escala	
Temp <-10	Red
-10 < Temp < -5	Orange
-5 < Temp < 0	Yellow
Temp >0	Green

A continuación, se muestra una tabla comparativa de los casos más críticos, haciendo énfasis en los márgenes de las Temperaturas Admisibles de Vuelo (AFT) de cada componente.

Tabla 5. Comparación de resultados.

Componente	Margen AFT [°C]			Componente	Margen AFT [°C]		
	Caso Frío	Caso Caliente	Caso Intermedio		Caso Frío	Caso Caliente	Caso Intermedio
Actuadores ADCS	-3.52	27.93	0.55	Chapa Z+	7.38	43.23	11.06
Electrónica ADCS	10.05	43.65	14.41	Chapa Z-	15.14	44.57	19.83
Aluminio	N/A	N/A	N/A	COMMS	12.29	48.67	16.46
Caja baterías	N/A	N/A	N/A	Antena COMMS	10.65	45.36	14.84
Caja GNSS	N/A	N/A	N/A	DTS	8.45	47.67	16.51
Celdas batería	-3.28	15.33	-0.57	EPS	19.97	50.61	23.83
Chapa X+	19.84	53.61	24.04	Estructura	N/A	N/A	N/A
Chapa X-	20.33	54.47	24.60	GNSS	-10.70	29.35	-2.06
Chapa Y+	5.39	38.20	11.27	OBC	N/A	49.38	N/A
Chapa Y-	5.74	56.70	11.54				

4.- CONCLUSIONES

Dados los resultados encontrados, se deberá mejorar el modelo en cuanto a los lugares donde se colocaron los Heaters y la potencia que requieren, ya que algunos componentes no cumplen con las AFT en la totalidad de los casos. Se hace observación también en la elección del ángulo beta y la viabilidad de las condiciones de lanzamiento. Por un lado se tiene que con un ajuste de los heaters y 52° de ángulo beta pueden cumplirse las AFT en su totalidad, o imponer como condición al lanzador que el ángulo beta mínimo debe estar cerca de los 60° y posiblemente la intervención del modelo sea mucho menor.

En cuanto a los cambios realizados en esta segunda versión, se interpreta que han sido implementados apropiadamente y queda para el futuro una revisión completa con el equipo de trabajo para enlazar información y posibles cambios en el modelo de ingeniería.

También es importante destacar que este modelo aún no ha sido validado ni verificado, siendo la planificación y realización de ensayos fundamental para concretar el análisis térmico del USAT-I.

5.- REFERENCIAS

1. **Diseño y Análisis del Sistema de Control Térmico en el Satélite Universitario USAT-I**, Guilera Aldana, Botta Sonia, 12° CATE, Mendoza 2023.
2. **Spacecraft Thermal Control Handbook, Volume I: Fundamental Technologies**, David G. Gilmore, Second Edition.
3. **Space Flight System Design and Environmental**, ARC-STD-8070.1, December 18, 2018.

DISEÑO CONCEPTUAL DE UNA CARGA ÚTIL PARA LA MEDICIÓN DE DENSIDAD ATMOSFÉRICA EN ÓRBITA LEO

F. Alfaro Rodríguez ^{a*}; A. Guilera^a; C. Miquelarena ^b; F. Teryda ^b; S. Lorenzo^a; M. Andriano ^b; M.F. Rodríguez^a

^a CTA – Centro Tecnológico Aeroespacial, Universidad Nacional de La Plata
Calle 116 e/47 y 48, La Plata (1900), Buenos Aires, Argentina

^b Facultad de Ingeniería – Universidad Nacional de La Plata
Av. 1 750, B1900TAG La Plata, Provincia de Buenos Aires, Argentina

*Email: frida.alfaro@ing.unlp.edu.ar

RESUMEN

*El experimento denominado Túnel de Viento Espacial, consiste en un dispositivo capaz de efectuar una medición cuantitativa *in situ* de la densidad atmosférica, considerando todos los efectos y fenómenos presentes en órbita LEO. Resulta importante obtener un valor de densidad atmosférica a esas altitudes para lograr una estimación de la vida orbital de un satélite. También dicha determinación permitirá determinar con más certeza los tiempos de recuperación de elementos orbitales como calcular otros parámetros relacionados a la operación de estos elementos.*

Palabras clave: Túnel de viento espacial, atmósfera, órbita baja, decaimiento orbital.

1.- INTRODUCCIÓN

La basura espacial es un problema que ha ido en aumento en los últimos años a medida que se han intensificado las actividades espaciales. Se consideran desechos espaciales todos los satélites inoperativos, las últimas etapas de los cohetes de lanzamiento, los soportes y desechos liberados intencionadamente durante la separación del satélite de su vehículo de lanzamiento, los efluentes sólidos y las partículas o fragmentos procedentes de colisiones, habiendo unos 34.000 objetos en órbita según la Oficina de Desechos Espaciales de la ESA.

Existen modelos matemáticos que se utilizan para cumplir los requisitos internacionales en materia de desechos espaciales que proponen una vida orbital de 25 años. Además, los modelos matemáticos se utilizan con frecuencia para calcular el tiempo de las misiones de recuperación, tripulación y/o rescate, entre otros problemas. Sin embargo, estos modelos presentan resultados poco exactos y precisos porque combinan una teoría que no corresponde al fenómeno real, considera un único coeficiente de resistencia para diferentes geometrías y diferentes condiciones de flujo, además de una estimación de la densidad basada en modelos.

En el presente trabajo se especifican tanto los análisis de requerimientos, los objetivos de misión, el diseño de la carga útil y la viabilidad técnica referentes al diseño propio de la carga, los antecedentes, la metodología utilizada para el diseño y los resultados obtenidos en el primer prototipo del Túnel de Viento Espacial.

2.- METODOLOGÍA

Se definieron tres etapas en el plan de acción: diseño conceptual; definición y caracterización; y por último la etapa de configuración.

Para satisfacer el primer paso, mantuvimos reuniones periódicas para concretar de la idea principal del proyecto. El experimento se basa en un capacitor de placas paralelas que obtendrá la medida de la densidad de flujo total presente en una órbita LEO, y como soporte para validar los resultados, un espectrómetro de masas que permite medir la densidad del flujo de iones. Ambos modelos comparten los datos obtenidos para verificar el rendimiento esperado, confirmar datos cuantitativos, detectar y/o

F. Alfaro Rodríguez; A. Guilera; C. Miquelarena; F. Teryda; S. Lorenzo; M. Andriano; M.F. Rodríguez.

diferenciar fenómenos implicados en la ionosfera. El conjunto de instrumentos conforma un Túnel de Viento Espacial, siendo el espectrómetro de masa quien le da forma y trabaja de forma similar a un túnel de viento. El equipo decidió centrarse en el desarrollo del capacitor para validar su viabilidad, quedando el espectrómetro de masas fuera del alcance por el momento.

Dado el primer paso por finalizado, en el segundo había que caracterizar las variables de medición, tanto las de entrada como las de salida; con ello se definió el funcionamiento del túnel de viento y la arquitectura de la misión. Una vez que se tuvo claro el funcionamiento, se realizaron simulaciones para corroborar la deformación de los materiales. Cuando se obtuvieron valores razonables en las simulaciones, se realizó el primer prototipo para validar y verificar las simulaciones, completándose la segunda etapa del plan de acción. Para finalizar las etapas, se procedió a rediseñar el prototipo con mejores materiales y poder probarlo con condiciones más cercanas a las solicitadas en el entorno espacial.

Para demostrar la viabilidad del concepto, había que responder a dos preguntas:

1. ¿Se puede construir un capacitor utilizando una fina película de mylar como placa conductora? Probamos la conductividad eléctrica de varias películas de mylar. Descubrimos que el mylar comercial disponible con una capa de aluminio depositada por vapor no es conductor de electricidad y, por tanto, no es útil para el capacitor. Una película de mylar de calidad espacial que se utiliza para construir mantas térmicas cumple con los requisitos y efectivamente, es conductora eléctrica.
2. ¿Se pueden medir cambios significativos en la capacitancia debido a las pequeñas deformaciones de la película de mylar provocadas por las fuerzas atmosféricas de una órbita LEO? Empezamos desarrollando un modelo CAD para el diseño preliminar del prototipo, y luego procedimos a construir un modelo a escala. El diseño preliminar consiste en un armazón desarrollado con tecnología FDM (Modelado por Deposición Fundida por sus siglas en inglés) en impresión 3D con una placa plana de acero separada 5 mm de una película de mylar tensada. El dispositivo está perfectamente sellado y se puede hacer un ligero vacío en el espacio entre las placas. Esta pequeña presión deforma la película de mylar y se puede medir un cambio en la capacitancia entre la placa y la película. Esta prueba midió el cambio de capacitancia en función del cambio de presión sobre la película, útil para comparar y validar el modelo matemático del concepto comprobando el rendimiento esperado del dispositivo.

2.1.- PRINCIPIOS FÍSICOS Y FUNCIONALES

2.1.1.- CAPACITOR

El dispositivo diseñado se basa en el principio físico de un capacitor para detectar deformaciones en una fina película conductora de aluminio. La deformación de esta membrana dependerá de las fuerzas ejercidas sobre su cara, esencialmente las debidas a la resistencia atmosférica. A partir de modelos empíricos, se estima que la fuerza ejercida sobre una placa de un metro cuadrado en el espacio a velocidades orbitales es sólo de unos 60 miligramos. Estas débiles fuerzas son suficientes para deformar la lámina de tal manera que es posible detectar un cambio de capacitancia entre las placas del condensador formadas por la lámina y una placa metálica situada detrás de ella.

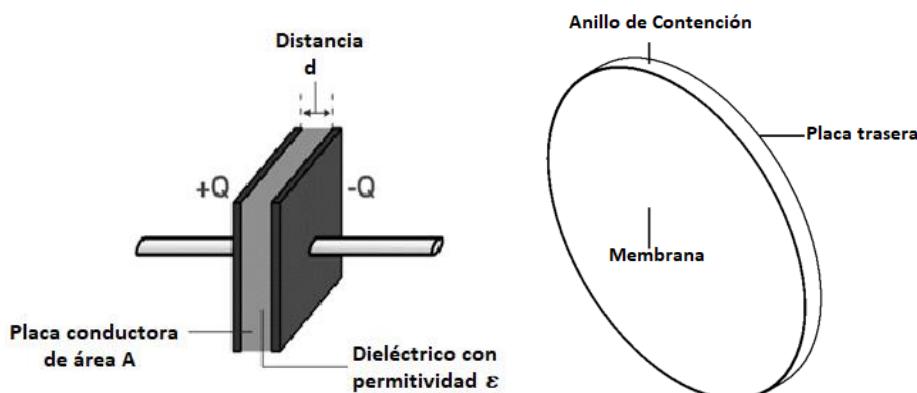


Figura 1. Modelo de capacitor y diseño de experimento respectivamente.

F. Alfaro Rodríguez; A. Guilera; C. Miquelarena; F. Teryda; S. Lorenzo; M. Andriano; M.F. Rodríguez.

El desplazamiento de la película de aluminio (Mylar) se puede estudiar suponiendo una distribución uniforme de la carga sobre el dispositivo, teniendo el siguiente modelo aproximado:

$$\delta = 0.662 * R * \sqrt{\frac{p * R}{E * t}} * \left[1 - 0.09 * \left(\frac{R}{t}\right)^2 - 0.1 * \left(\frac{R}{t}\right)^5 \right] \quad (1)$$

Donde p es el valor de carga uniforme, R el radio de la placa, t el espesor del Mylar y E su módulo elástico. Usando este principio, es posible relacionar la carga medida entre las placas del capacitor, con la deformación de una de las placas (membrana deformable), que a su vez se relaciona con la fuerza ejercida sobre la cara del dispositivo. Este experimento permite medir *in situ* los efectos de arrastre sobre un cuerpo en el espacio.

Como experimento principal, no se encontraron desarrollos o implementación de este en el área de aplicación en el que se pretende trabajar. [1]

2.1.2.- ESPECTRÓMETRO DE MASAS

El espectrómetro de masa se basa en la obtención de iones mediante moléculas orgánicas en fase gaseosa. Una vez recolectados los iones, son separados de acuerdo con su masa y carga eléctrica, son identificados por un sistema eléctrico. Un espectrómetro de masa de sección magnética usa un campo magnético o eléctrico para afectar la trayectoria de las partículas cargadas. La fuerza ejercida por esos campos sigue la Ley de Lorentz:

$$\bar{F} = q(\bar{E} + \bar{v} \times \bar{B}) \quad (2)$$

d

donde q es la carga de la partícula, E el campo eléctrico inducido sobre la partícula, v la velocidad de la partícula y B el campo magnético aplicado.

El principio físico trata de la aplicación de un campo magnético que perturba la velocidad de la partícula en dirección, pero no en magnitud. La fuerza ejercida por el campo magnético está dada por la Segunda Ley de Newton:

$$\bar{F} = q\bar{v} \times \bar{B} = ma_c = m\frac{v^2}{R} \quad (3)$$

Siendo m la masa de la partícula y R el radio descripto por el cambio de dirección cuando se aplica el campo magnético

El radio descripto por cada partícula que atraviesa la sección magnética depende de la relación de m/q , que se determina midiendo el radio de la trayectoria circular. El valor del radio viene medido de la señal producida por la partícula sobre una placa.

$$R = \frac{mv}{qB} \quad (4)$$

La velocidad de la partícula es:

$$v = \frac{E}{B} \Rightarrow \frac{m}{q} = \frac{RB^2}{E} \quad (5)$$

F. Alfaro Rodríguez; A. Guilera; C. Miquelarena; F. Teryda; S. Lorenzo; M. Andriano; M.F. Rodríguez.

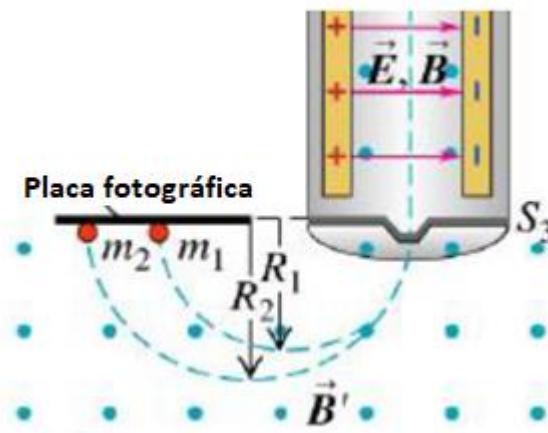


Figura 2. Diagrama del espectrómetro de masas.

Con la recolección de datos de masa/carga, es posible calcular la densidad atmosférica:

$$\delta = \frac{m}{vol} = \frac{qRB^2}{Evol} \quad (6)$$

Donde la velocidad será la de vuelo del Host (satélite o nave que lleve el experimento en el espacio). Teniendo la densidad atmosférica, se puede calcular la presión dinámica y compararla con los resultados del capacitor. Con esto, se puede diferenciar la presión dinámica de otras perturbaciones que puede llegar a medir el capacitor, como el viento solar.

$$P = \frac{1}{2} \delta v^2 \quad (7)$$

Como experimento de apoyo a las mediciones del capacitor, existen antecedentes de espectrómetros de gran tamaño, como el ROSINA/RTOF, que han sido capaces de reducirse a una unidad de Cubesat, como el CubeSatTOF [2]. Se han utilizado diversas técnicas para la detección e identificación de partículas, como láseres y espejos de iones.[3][4]

2.2.- VIABILIDAD TÉCNICA

Para diseñar las dimensiones generales del capacitor, se supone el caso de mayor carga para evitar deformaciones excesivas de la membrana y, por lo tanto, la saturación del dispositivo. La distancia entre la membrana y la placa fija del capacitor está definida arbitrariamente como cinco veces el máximo desplazamiento de la membrana, para prevenir la saturación del capacitor ante alguna posible perturbación no considerada.

La órbita de interés es de 340km, con una velocidad orbital de 7700 m/s. para estimar la magnitud de la presión aerodinámica ejercida sobre un cuerpo, se considera un coeficiente de resistencia de 2,2.

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 C_D S \quad (9)$$

donde ρ es la densidad atmosférica, V la velocidad de vuelo, C_D en coeficiente de resistencia y S la superficie de referencia que se usa para calcular la resistencia.

Es importante destacar que la ecuación 9 es solo válida para flujo en medio continuo. La capa atmosférica alrededor de un cuerpo en la órbita mencionada no debería de considerarse un flujo continuo, pero este método es el único utilizado actualmente para estimar fácilmente la fuerza aerodinámica en el espacio, además, dicha fuerza se considera uniformemente distribuida.

Bajo estas condiciones, cuanto mayor sea la membrana, mayor será el desplazamiento, por lo que la distancia sugerida entre placas del capacitor es mayor.

F. Alfaro Rodríguez; A. Guilera; C. Miquelarena; F. Teryda; S. Lorenzo; M. Andriano; M.F. Rodríguez.

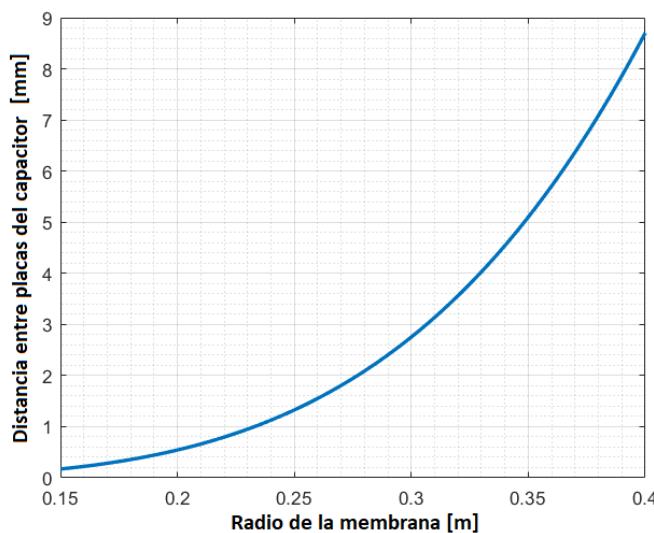


Figura 3. Distancia entre placas del capacitor vs Radio de la membrana.

Por otro lado, cuanto mayor sea la distancia entre placas, menor será la variación de capacitancia a un mismo desplazamiento, por lo tanto, hay un equilibrio entre la mayor deformación de la membrana por una presión debido a su mayor tamaño, y la menor variación de capacitancia de acuerdo con la mayor distancia entre placas. Teniendo en cuenta ambos efectos, se obtiene el siguiente gráfico:

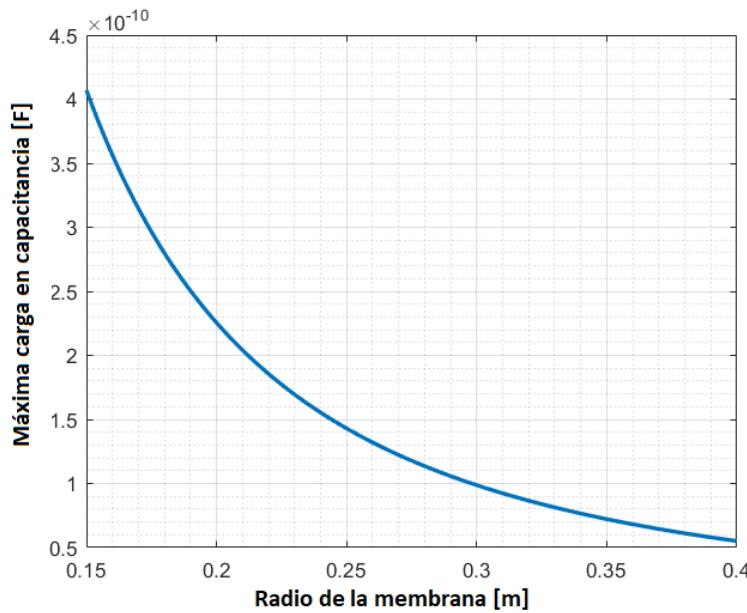


Figura 4. Carga máxima en capacitor vs Radio de la membrana

El gráfico muestra la máxima variación de capacitancia posible para un dado tamaño de membrana a una misma presión ejercida sobre esa cara del capacitor. La diferencia de capacitancia entre las placas deformadas y no deformadas se estimó discretizando la superficie de la membrana en diferenciales de placa plana y calculando la capacitancia de cada uno según la ecuación 1, considerando el vacío como medio dieléctrico.

Se desea maximizar el cambio de capacitancia con el dispositivo para permitir mediciones más precisas de la deformación de la membrana. Se busca tener un capacitor lo más chico posible y con la distancia más cercana entre placas. Teniendo un límite viable de construcción y manipulación, la menor distancia entre placas se estima de 1,35 mm, con un radio de 25 cm.

La figura 5 muestra otro resultado extremadamente importante, los cambios esperados en la capacitancia están dentro de un rango posible de medir. Se observa la relación entre la presión media

F. Alfaro Rodríguez; A. Guilera; C. Miquelarena; F. Teryda; S. Lorenzo; M. Andriano; M.F. Rodríguez.

sobre la membrana y la variación de capacitancia medida en el dispositivo para las dimensiones propuestas y su respuesta de comportamiento esperada.

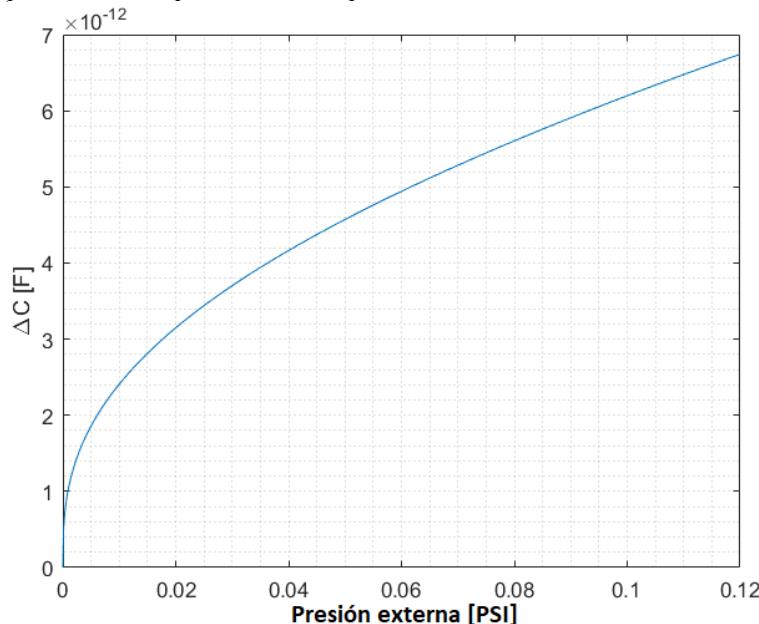


Figura 5. Carga de capacitancia vs Presión externa

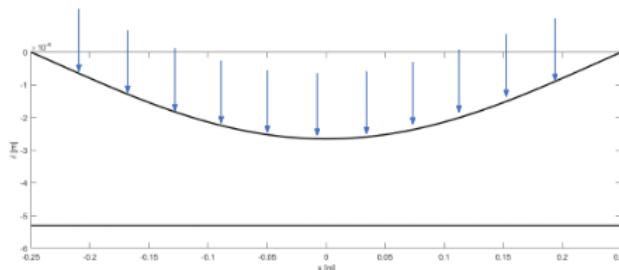


Figura 6. Deformación de la membrana comparado con la de la placa rígida.

La magnitud de la deformación de la membrana depende de las propiedades elásticas del material, pero también depende de la temperatura. Para tener un modelo real, es necesario caracterizar los cambios en las propiedades de los materiales a usar por la variación de temperatura que hay en el espacio. Probablemente sea necesario implementar un sensor térmico y realizar un análisis térmico del instrumental.

2.3.- PROTOTIPO

Para validar los resultados del modelo teórico, se diseñó un prototipo. Los objetivos que debía cumplir son los siguientes:

- Probar si es posible construir un capacitor con finas capas de Mylar aluminizado.
- Probar si se mide un cambio notable en la capacitancia cuando el Mylar se deformase.
- Evaluar la precisión del modelo matemático.

En primera instancia, comprobamos que el Mylar era conductor eléctrico, requisito primordial para ser utilizado. Descubrimos que el Mylar comercial conocido como “mantas de supervivencia” no eran conductoras eléctricas, por lo que accedimos a Mylar de uso espacial en mantas térmicas.

Una vez obtenido el material para la membrana, se diseñó un prototipo en CAD. Un marco rígido permite tensar la fina película de Mylar y colocar una placa a una distancia fija de la membrana. El volumen de aire entre placas quedaría herméticamente sellado, por lo que se puede hacer vacío para deformar la membrana. Si se conoce la presión dentro de ese volumen entre placas y el valor de

F. Alfaro Rodríguez; A. Guilera; C. Miquelarena; F. Teryda; S. Lorenzo; M. Andriano; M.F. Rodríguez.

capacitancia, el modelo matemático que predice la presión aerodinámica ejercida sobre la membrana queda validado.

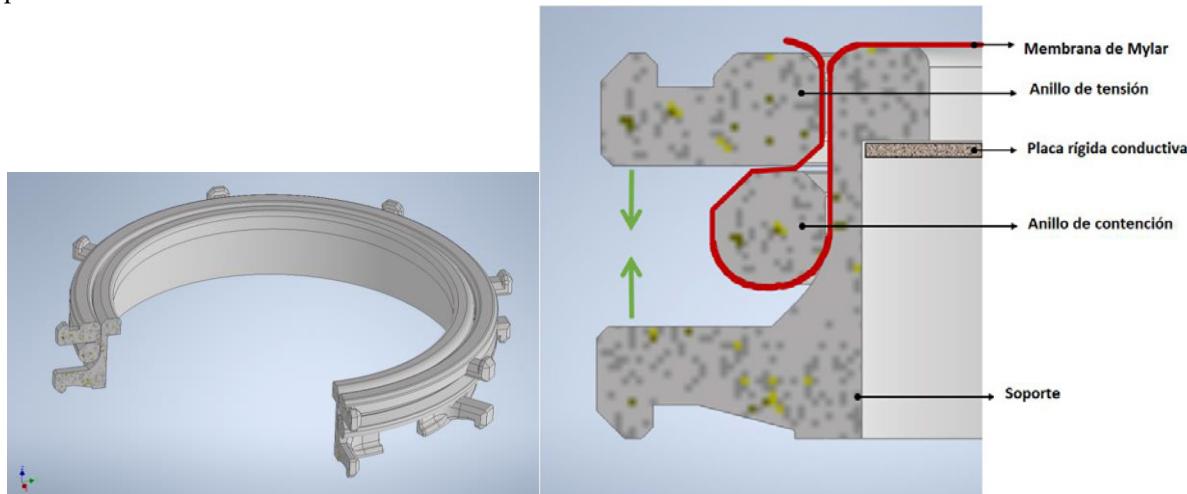


Figura 7. Corte de la sección en modelo 3D y vista detallada con descripción de componentes respectivamente.

El marco se imprimió en 3D y la placa rígida de acero se mecanizó en CNC (Control numérico por Computadora).



Figura 8. Ensamble de piezas, Mylar, estructura impresa en 3D y placa rígida sujetas con goma elástica.

Se diseñó un sistema neumático para aspirar el aire entre placas y recrear un vacío bajo. Para ello, se utilizó un sistema de mangueras con válvula de retención y una jeringa. En el otro extremo, se conectó un manómetro de columna de alcohol para medir la diferencia de presión entre membrana y placa. Con una pinza digital se midió la variación de capacitancia según la deformación de la membrana provocada por el vacío interno.

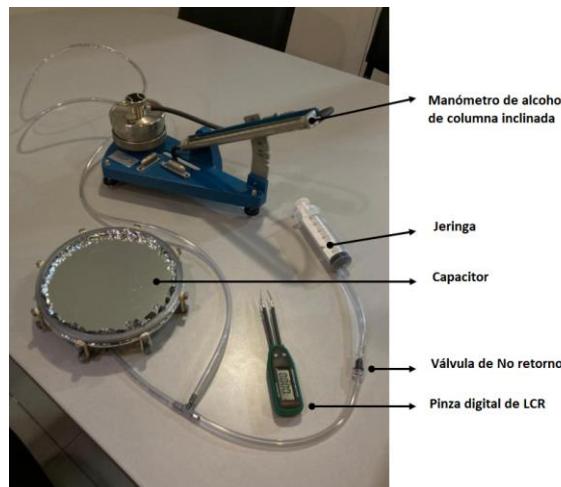


Figura 9. Elementos e instrumentos usados durante el ensayo de vacío.

3.- RESULTADOS Y DISCUSIÓN

F. Alfaro Rodríguez; A. Guilera; C. Miquelarena; F. Teryda; S. Lorenzo; M. Andriano; M.F. Rodríguez.

Fuimos capaces de validar el modelo del capacitor y caracterizar los materiales finales que se necesitan para crear un segundo prototipo. Encontramos una relación entre la información que brinda el capacitor y el desplazamiento de la película deformable. Fue posible asociar este desplazamiento con la presión atmosférica y, por consiguiente, con la fuerza aerodinámica.

El modelo estima menores cambios de capacitancia entre placas para una presión determinada, comparado con los resultados experimentales. Los resultados son muy prometedores, siendo que se fue conservativo al momento de emplear desarrollar el modelo y esto facilitaría la medición de cambios notables en la deformación de la membrana, pudieron diseñar un dispositivo más pequeño.

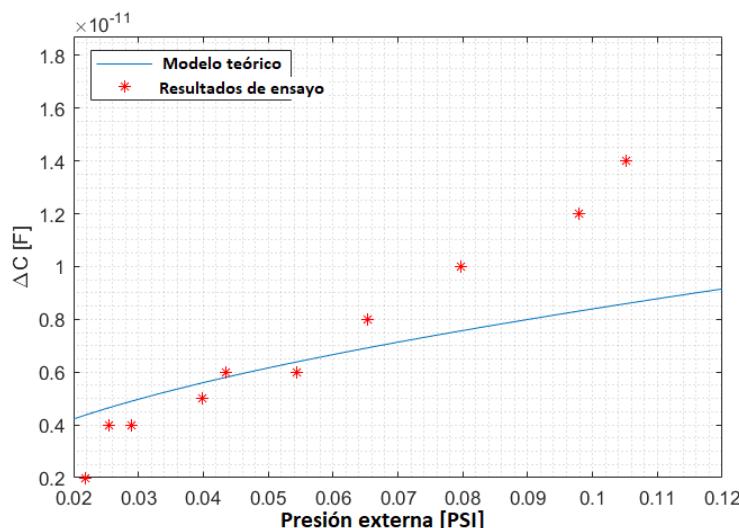


Figura 10. Modelo teórico vs resultados del ensayo.

Actualmente, nos encontramos diseñando un nuevo prototipo, basado en la mejora de la última versión del capacitor. Esto quiere decir que nos propusimos mejorar la precisión del diseño y la configuración general del segundo modelo de ingeniería, seleccionando materiales con mejores características, mientras buscamos implementar una nueva técnica de manejo y ensamble con el Mylar.

A su vez, estamos preparando ensayos para caracterizar las propiedades mecánicas de la película de Mylar, en especial el estudio de la variación de sus propiedades en función de la temperatura.

También se está planificando el sistema de comunicaciones y la interface con una estructura de acople a un Host, donde aparecen nuevos problemas a resolver.

Por otro lado, esperamos poder iniciar un diseño del espectrómetro de masas, incluyendo los ensayos y evaluaciones necesarios para su validación y verificación, concluyendo así con un prototipo final del Túnel de Viento Espacial.

4.- REFERENCIAS

1. **DISEÑO DE UN SENSOR PARA CAMPO ELÉCTRICO CON EL FIN DE IDENTIFICAR UNA DESCARGA ATMOSFÉRICA** Guanoluisa Arciniega Walter David, S. C. (2020). Latacunga-Ecuador: Universidad Técnica de Cotopaxi, Facultad de Ciencias de la Ingeniería y Aplicadas.
2. **CubeSatTOF: Planetary Atmospheres Analyzed with a 1U High-Performance Time-Of-Flight Mass Spectrometer.** Rico Fausch, P. W. (2020). University of Bern, Physics Institute.
3. **Design and performance of an atmospheric pressure sampling interface for ion-trap/time-of-flight mass spectrometry.** Patrick D. Setz, T. A. (2006). Department of Chemistry and Applied Biosciences, ETH Zurich, 8093 Zurich, Switzerland.
4. **Mass spectrometric analysis in planetary science: Investigation of the surface and the atmosphere.** Solar System Research, vol 46, No. 6. Wurz, P. A. (2012).

FABRICACIÓN DE GAJOS PARA TANQUES ESTRUCTURALES DE PRIMERA ETAPA PARA LANZADOR TRONADOR II

D. Maenza^a, S. Maciel^a, C. Oliva^a

^a FAdeA S.A. Fábrica Argentina de Aviones, División Ingeniería de Fabricación, Córdoba, Argentina.
Email: maenzad@fadeasa.com.ar

RESUMEN

En el año 2015, la Facultad de Ingeniería de la Universidad de La Plata se contactó con nuestra empresa solicitándonos la factibilidad de fabricación de gajos de casquete semi elíptico, en nuestras instalaciones con el proceso de Strech Forming, ya que FAdeA posee una máquina para tal fin, única de ese tipo en Argentina. Los trabajos fueron concluidos a través de la empresa Veng en el 2022. Estos casquitos serían soldados para construir tanques de combustible, para el proyecto Tronador II. El Strech Forming (conformado por estirado) es un proceso de conformado de chapas de metal que simultáneamente estira y dobla el material sobre una geometría mecanizada, llamada matriz o molde de estirado. Los moldes suelen ser metálicos y terminados por mecanizado, para formar una pieza con uno o varios radios de curvatura diferentes. Este proceso produce piezas perfectamente curvadas con contornos suaves y sin arrugas.

Palabras clave: strech forming, conformado, solubilizado, envejecido en caliente, contorneado.

INTRODUCCIÓN

La información enviada por el cliente consistió en planos de las piezas a conformar con sus respectivas dimensiones, aleación y estado del material a proveer, como así también el estado final del material. Para alcanzar resultados óptimos del proceso de Strech Forming (conformado por estirado), es necesario realizarle al material diferentes tratamientos térmicos (recocido, solubilizado, envejecido en caliente), para alcanzar las propiedades mecánicas requeridas en diseño; siempre teniendo en cuenta que para la industria aeronáutica, el material por excelencia son las aleaciones de aluminio.

METODOLOGÍA

REQUISITOS TÉCNICOS

El material y estado solicitado por el cliente para la fabricación de gajos fue el aluminio 2219 en estado T6, con un espesor con espesores de 2,4 mm a 3,2 mm.

En la **figura 1** se presentan los planos de los gajos con sus respectivas dimensiones y tolerancias.

D. Maenza, S. Maciel, C. Oliva

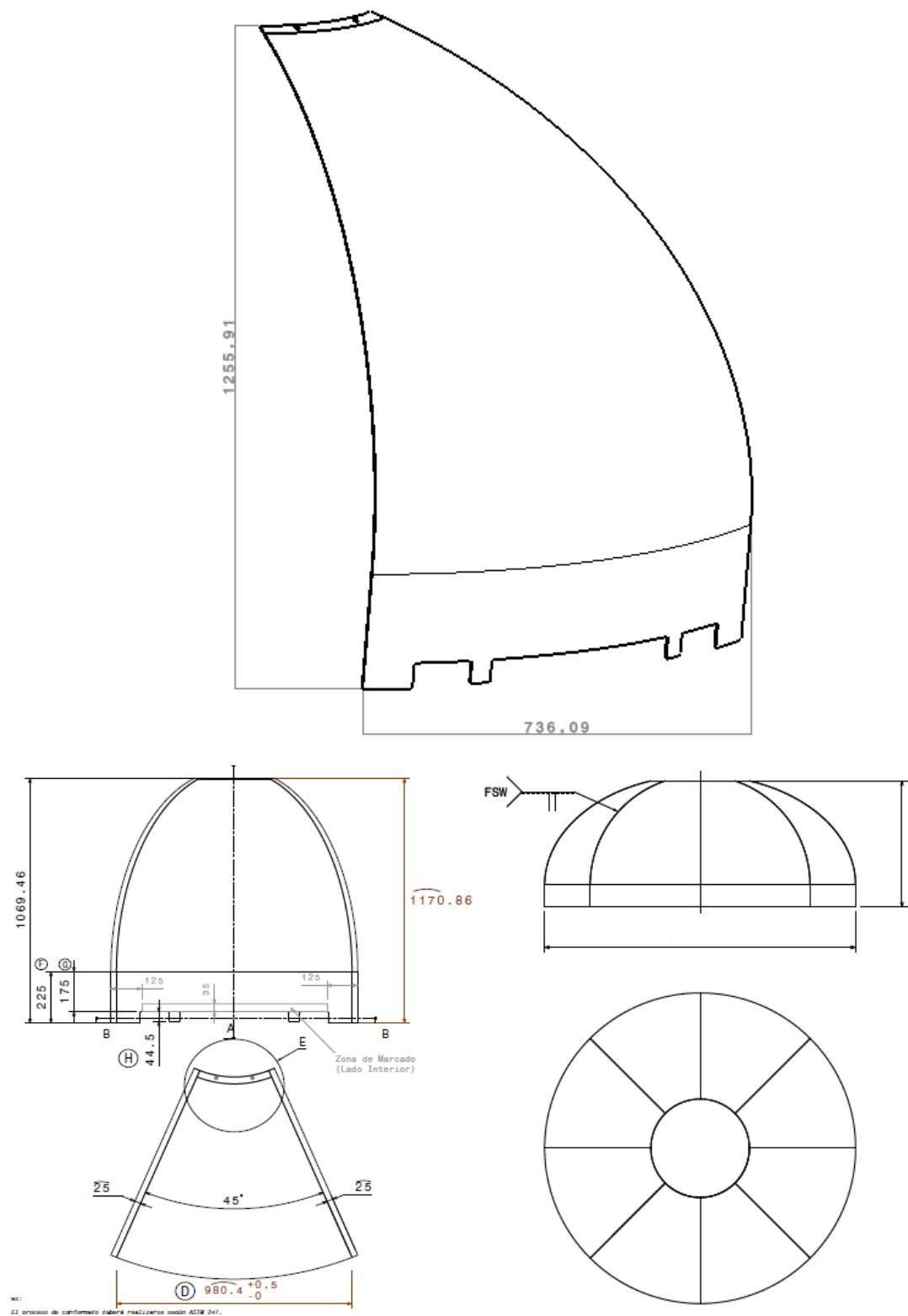


Figura 1. Planos y dimensiones de gajos conformados.

FABRICACIÓN DE UTILAJES

Con los datos y requisitos técnicos recibidos se desarrollaron especificaciones técnicas para tercerizar el diseño y fabricación de herramientales necesarios para la producción de los gajos (utilaje de estirado y de contorneado).

D. Maenza, S. Maciel, C. Oliva

El molde de estirado fue fabricado en fundición gris y el de contorneado en fundición de aluminio, ver **figura 2**.

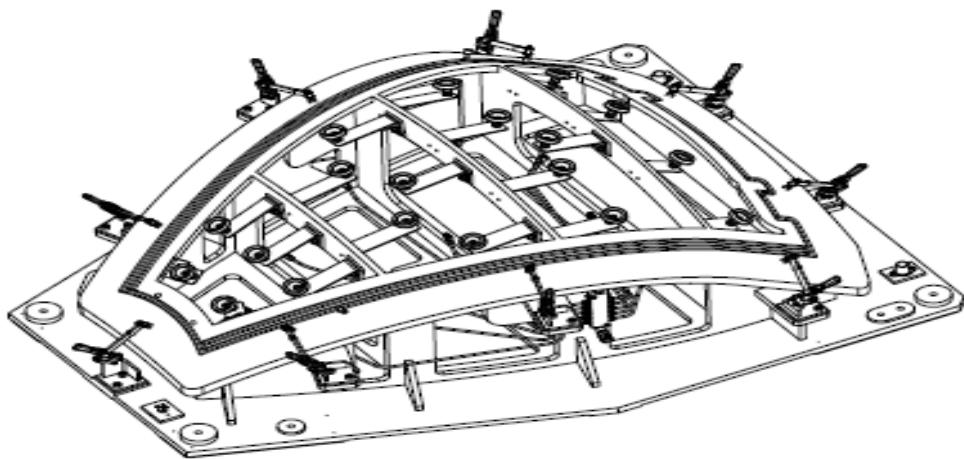


Figura 2. Utilaje de contorneado CNC.

TRATAMIENTO TÉRMICO DE RECOCIDO TOTAL

El material suministrado por el cliente fue aluminio 2219 en estado T851, en dicho estado el material no es factible de conformar sin que sufra grietas y fisuras con la consiguiente rotura del material.

Para poder ser conformada la pieza se realizó un tratamiento térmico de recocido total para obtener el material en estado “O”, el cual adquiere una mayor ductibilidad y así poder lograr la forma solicitada ya que la misma es compleja al poseer doble curvatura. En la **figura 3** se muestra la disposición de las chapas de aluminio 2219 en estado T851 en el canasto del horno de aire circulante previo al tratamiento térmico de recocido total.



Figura 3. Disposición de chapas de aluminio 2219-T851 previo a recocido total.

STRECH FORMING (CONFORMADO POR ESTIRADO) – TRATAMIENTO TÉRMICO DE RECOCIDO PARCIAL

Para realizar el proceso de strech forming (conformado por estirado) primero se coloca el molde sobre la bancada, se limpia y se coloca aceite lubricante sobre la superficie de contacto para lograr un mejor deslizamiento del material en el molde (reducción del coeficiente de rozamiento), luego se coloca sobre el molde el corte de la chapa (blank) y se sujetta con las mordazas laterales, ver **figura 4**.

D. Maenza, S. Maciel, C. Oliva

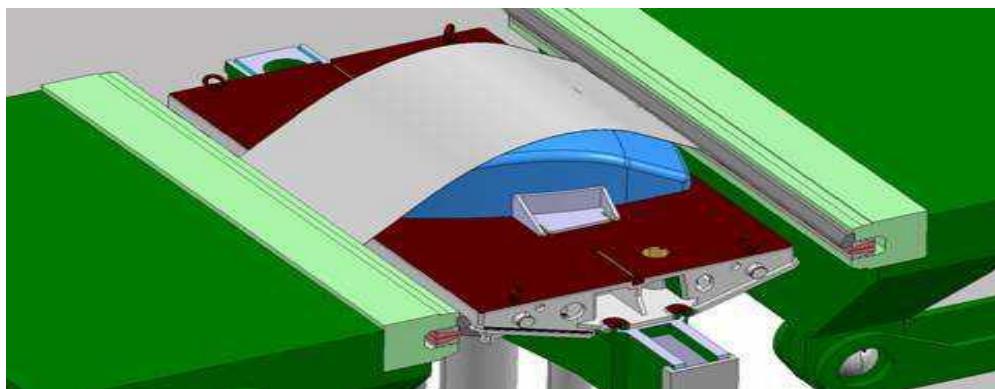


Figura 4. Disposición de corte de material (chapa) sobre molde.

En la siguiente operación se estira el material con dichas mordazas, quienes pivotan sobre su eje ejerciendo una fuerza determinada (fuerza de tracción). A la vez que sucede esto, la bancada que tiene el molde se eleva, generando una presión vertical hacia arriba, hasta que la chapa logre copiar toda la forma del molde, ver **figura 5**.

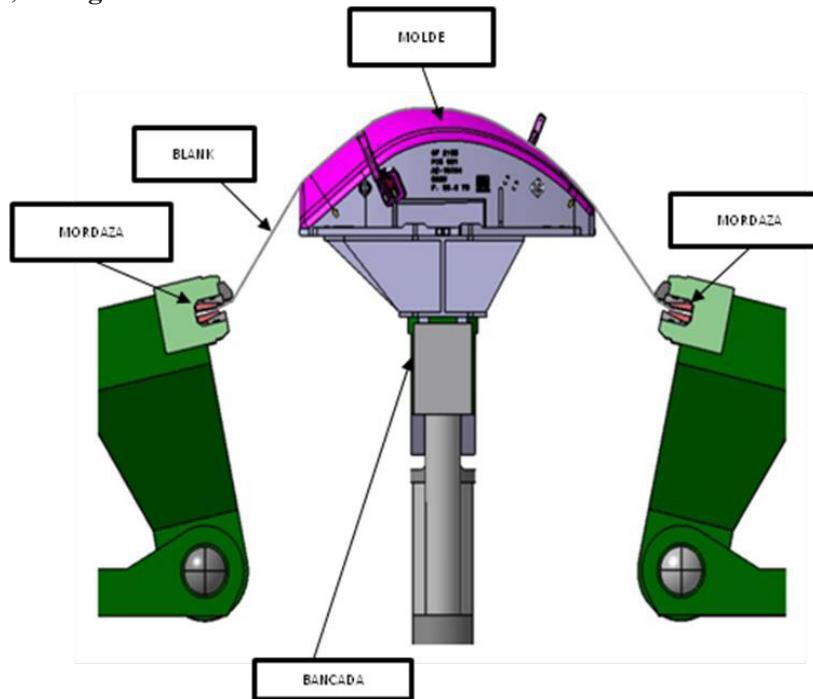


Figura 5. Estiramiento del material (chapa) sobre el molde.

La máquina conformadora posee una presión máxima de 250 Tn, la presión utilizada en el conformado fue de 120 Tn por estirado, con un porcentaje de estiramiento máximo de 3 % por estirado.

El proceso de strech forming se realiza en varios pasos hasta lograr la forma final de la pieza intercalando en cada paso con el tratamiento térmico de recocido parcial, el cual le confiere al material una ductibilidad parcial que tiene como efecto eliminar el endurecimiento por arietud de la pieza y lograr el conformado sin fisuras ni grietas.

STRECH FORMING (CONFORMADO POR ESTIRADO) – TRATAMIENTO TÉRMICO DE SOLUBILIZADO

Una vez lograda la forma final de la pieza, se debe realizar el tratamiento térmico de solubilizado que consiste en calentar la pieza a elevada temperatura y enfriar bruscamente en agua. En la **figura 6** se

muestra la disposición de una pieza conformada en el canasto del horno de aire circulante previo al tratamiento térmico de solubilizado.



Figura 6. Disposición de pieza conformada previo a tratamiento térmico de solubilizado.

Luego del tratamiento térmico de solubilizado la pieza debe ser colocada nuevamente en el molde y ser conformada para calibrar la forma final de la misma, en esta etapa la pieza está en un estado intermedio denominado condición "W".

Se repite el proceso de conformado hasta que la chapa logre nuevamente copiar toda la forma del molde. Este "copiado de la forma" se traduce en haber superado el límite elástico de la curva tensión-deformación, ver **figura 7**.

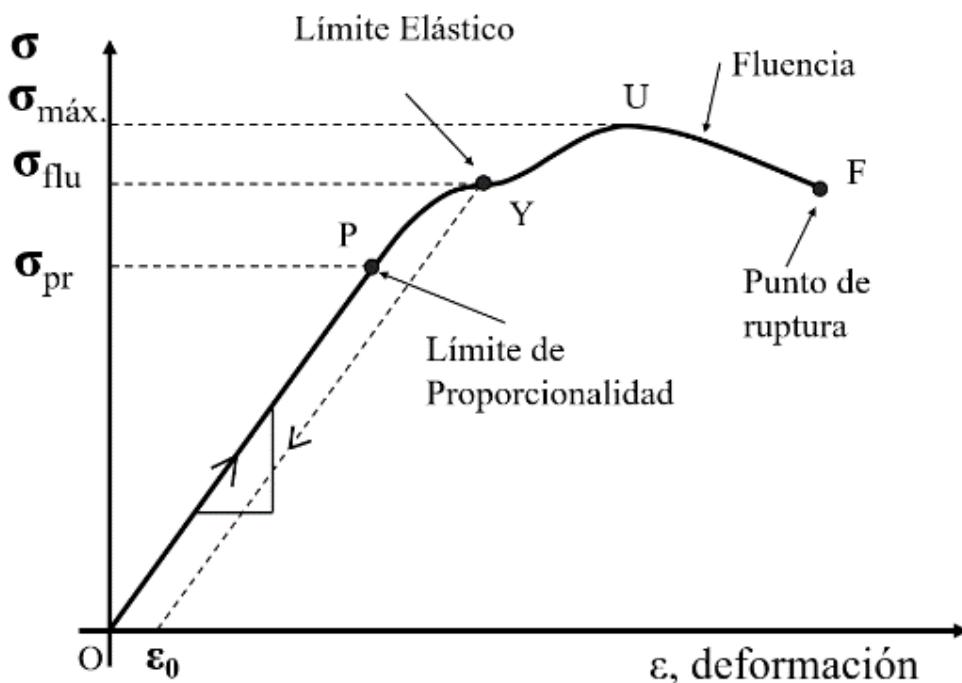


Figura 7. Curva tensión - deformación.

El proceso de conformado por estirado con el material solubilizado (condición W) presenta una gran ventaja respecto de otros procesos de conformado convencionales ya que cuando se realiza adecuadamente y con el rango de deformación plástica adecuado, permite eliminar completamente los efectos del springback (la pieza no presenta recuperación elástica al retirarla del molde a la vez que el nivel de tensiones residuales es muy bajo) y aumentar su resistencia mecánica. Estas condiciones permiten que luego del conformado se realicen procesos de contorneado ó fresados químicos sin alteraciones geométricas.

PROCESO DE CONTORNEADO POR CNC

Para el proceso de contorneado se utilizó una máquina CNC de 5 ejes continuos de 24.000 RPM y un avance máximo en vacío de 30.000 mm/min.

El procedimiento se realizó de la siguiente manera:

- Se coloca el utilaje en la máquina en la ubicación específica.
- Se alinea el dispositivo con los ejes de la máquina y se toma el lugar de referencia (Cero Programa) en una espina sobre el utilaje.
- Se abren los clamps o sujetaciones y se coloca la chapa de acuerdo a su forma y localizada con 2 espinas laterales que se generaron al estirar la chapa.
- Se cierran los clamps, se conecta el circuito de vacío y a su vez para garantizar aun más el proceso se zuncha la chapa por los laterales de la misma.
- Para el mecanizado se utilizaran 3 herramientas de metal duro integral para tener un mejor acabado superficial y garantizar las tolerancias del cliente

En la **figura 8** se muestra la disposición de la pieza conformada en el utilaje de contorneado.

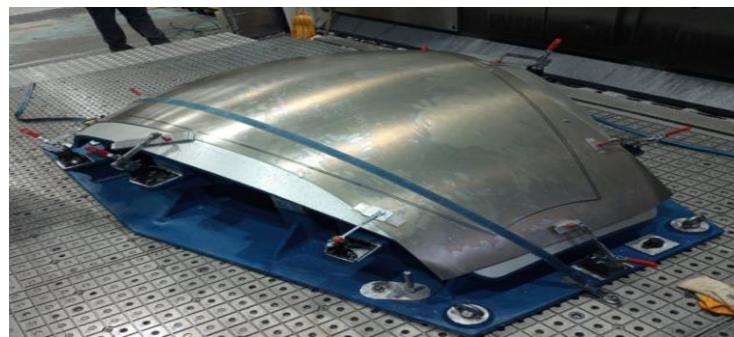


Figura 8. Disposición de pieza en utilaje de contorneado por CNC.

TRATAMIENTO TÉRMICO DE ENVEJECIDO EN CALIENTE

Como se indicó el material suministrado por el cliente fue aluminio 2219 en estado T851, pero el requisito final de la pieza debía ser en estado T6.

Para lo cual primero se realizó el tratamiento térmico de recocido para lograr eliminar el estado T851 y a su vez obtener máxima ductibilidad del material para poder conformarlo en estado “O”.

Luego de pasar por tratamiento térmico de solubilizado el material quedó en estado T42, el cual para llegar al estado T6 se sometió al tratamiento térmico de envejecido en caliente para suministrarle a la pieza la resistencia mecánica necesaria. En la **figura 9** se muestra la disposición de piezas.



Figura 9. Disposición de piezas conformadas y contorneadas previas a tratamiento térmico de envejecido en caliente.

En **Tabla 1** se indican los parámetros de los tratamientos térmicos utilizados en las diferentes etapas en todo el proceso de conformado.

D. Maenza, S. Maciel, C. Oliva

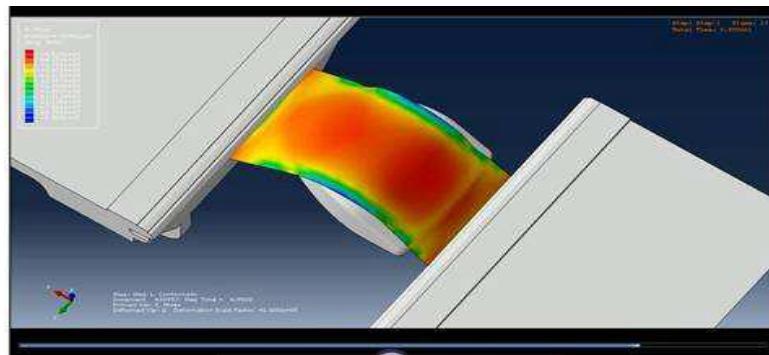
Tabla 1. Parámetros de tratamientos térmicos.

Tratamiento térmico	Temperatura [°C] ± 5	Tiempo [horas]	Estado intermedio	Estado final
Recocido total	415	2	-	O
Recocido Parcial	340	1	-	O
Solubilizado	545	0,5	Condición W	T42
Envejecido en caliente	191	36	-	T6

RESULTADOS Y DISCUSIÓN

ETAPA 1 (ANÁLISIS DE FACTIBILIDAD)

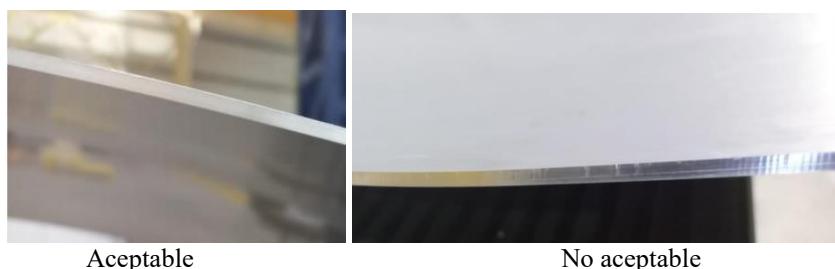
Una vez que se contó con toda la información sobre las necesidades del producto final, se analizó la fabricación a través de strech forming, en esta etapa se observó adelgazamiento y concentración "regiones de mayor curvatura". De este análisis surge que a pesar de las líneas de formas pronunciadas en varios sentidos y de la disminución de espesor, era factible la fabricación según lo especificado por el cliente. Para el análisis del proceso de conformado por estirado fue empleado el software Abaqus PAM-STAMP, fue ahí a donde se terminó de definir en acuerdo con el cliente la Especificación Técnica del producto, ver **figura 10**. Se iniciaron una serie de pruebas con el material propuesto y con formas lo más cercanas posible a la geometría pretendida y obtenida por el mismo proceso de manufactura. Una vez hallados los resultados esperados y valuada como exitosa esta etapa, se pasó a la siguiente.

**Figura 10.** Imagen de software Abaqus PAM-STAMP.

ETAPA 2 DESARROLLO DE HERRAMENTAL

Desarrollo del herramiental, se realizaron especificaciones técnicas de cada utilaje (estampado y contorneado), según los requerimientos del producto.

Esta etapa 2 del proyecto se consideró cerrada una vez concluida la producción del primer lote de "try out", que constaba de C/U 10 piezas, que deberían ser sometidas a todos los controles, así como finalmente la prueba en la integración, en instalaciones del cliente. En la **figura 11** se observan las condiciones aceptable y no aceptable en el proceso de contorneado por CNC.

**Figura 11.** Criterios de aceptación de contorneado por CNC.

ETAPA 3

Producción seriada de 30 gajos, enviados al cliente en lotes de 10 unidades. Debido al volumen y tamaño de las piezas, se decidió diseñar y fabricar facilidades para los traslados internos y modificaciones en el canasto del horno de tratamientos térmicos. Para lograr realizar el proceso de recocido a varias piezas en forma simultánea. Inicialmente cabían de a 2 piezas, pasando luego de la modificación a procesar en lotes de a 10 piezas, reduciendo considerablemente los tiempos en esta operación, ver **figura 12**.

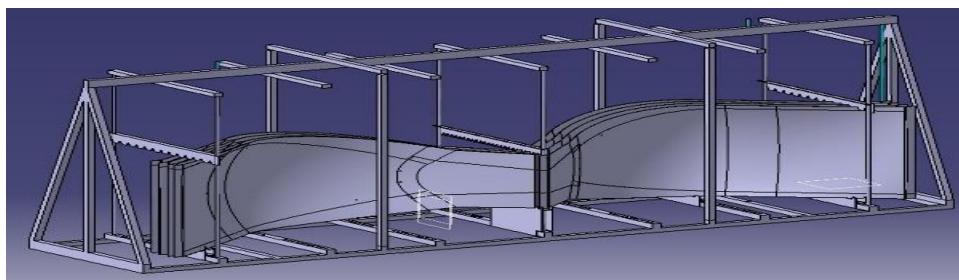


Figura 12. Modificación de canasto de horno de tratamientos térmicos.

En la **figura 13** se muestra el plano y disposición final de los c/u 8 gajos soldados por fricción entre sí para formar un casquete para el tanque de combustible.



Figura 13. Disposición final de c/u 8 gajos soldados por fricción.

CONCLUSIONES

El proceso de conformado por estirado, es un proceso de elevado costo, que implica maquinarias poco usuales, herramientales costosos y específicos para cada pieza a procesar, siempre existiendo la posibilidad de encontrar defectos clásicos de este proceso (arrugas, líneas de luders).

A pesar de dichas dificultades se ajustaron los parámetros en cada etapa del proceso de pruebas de conformado logrando fabricar y entregar 40 gajos y poner a punto el proceso para fabricar en serie la cantidad que requiriese el cliente.

REFERENCIAS

1. Norma ANSI H35.2-2017: American National Standard Dimensional Tolerances for Aluminum Mill Products (2017).

BALANCE DE MASA EN GLACIAR SPEGAZZINI A PARTIR DEL ESTUDIO DE MODELOS DIGITALES DE ELEVACIÓN

Barrios, A.3

Gari, J. M.1

Ortone Lois, A. S.1,2

Pilato, G. L.1

1 Universidad Tecnológica Nacional, Facultad Regional Haedo

París 532, Haedo (1706) Bs As

2 Centro de Sensores Remotos, Fuerza Aérea Argentina

3 Universidad de Buenos Aires, Facultad de Agronomía

abarrios@agro.uba.ar

Sesión F: Sensores Remotos

RESUMEN

El glaciar Spegazzini, con una superficie total de 126,95 km², es uno de los más grandes del Parque Nacional Los Glaciares, en la Patagonia Argentina. Con paredones de entre 80 y 135 metros de altura, muestra una vista imponente a quien lo visite. Asimismo, es considerado uno de los más estables debido a que, visualmente, su frente y laterales no muestran cambios desde hace décadas. En este trabajo, se manifiesta que la estabilidad visual de su frente y superficie observadas mediante imágenes satelitales no son suficientes para conocer el estado de un glaciar, y se vuelve necesario acudir a otras herramientas de estudio, como el análisis volumétrico. Se realizaron balances de masa por el método geodésico entre dos Modelos Digitales de Elevación de distintas fechas, desarrollando una metodología de análisis y generando a su vez las correcciones necesarias para poder compararlos correctamente en iguales sistemas de referencia vertical y horizontal. Para el período 2000-2014, el balance de masa obtenido fue de -2,03 m.a.e (metros de agua equivalentes) para el área de ablación y de -5,43 m.a.e para el área de acumulación, totalizando -7,47 m.a.e de pérdida estimada en volumen.

PALABRAS CLAVE: SAR - CHPS - Retroceso de Glaciares - Recursos Naturales - Estudio Multitemporal

INTRODUCCIÓN

El monitoreo de glaciares es esencial para estimar futuros cambios en la morfología, así como también comprender su comportamiento no solo en el presente sino a futuro. Los datos precisos y espacialmente detallados sobre los cambios en el área y el volumen de los glaciares y sobre el balance de masa (BM) en particular son esenciales para establecer relaciones confiables entre las señales climáticas y los registros de los glaciares a fin de reconstruir el clima pasado y desarrollar herramientas de predicción precisas de la respuesta de los glaciares al cambio climático [1]. En este sentido, se define al BM como el cambio en la masa de un glaciar, o parte de él, durante un período determinado de tiempo [2]. Tradicionalmente, este es evaluado con métodos glaciológicos directos que consisten en tomar mediciones en terreno determinando así su condición de equilibrio [3]. Dado que el área de estudio, salvo algunas excepciones, no cuenta con este tipo de mediciones, resulta esencial realizar alguna aproximación al BM de los glaciares que ocupan esta región de importancia natural, hídrica y paisajística. Es aquí donde toman relevancia las técnicas de estudio basadas en sensores remotos, que permiten recolectar información en sitios de difícil acceso como este, abarcando una gran superficie de análisis y disminuyendo los costos tanto de tiempo como de recursos económicos.

El Campo de Hielo Continental Patagónico (CHCP) con sus 20.100 km² es el área glaciaria más extensa fuera de la Antártida. Se extiende en dirección N/S entre los paralelos 46° y 51° 30', abarcando desde el Pacífico hasta los grandes lagos patagónicos australes. El CHCP se divide en dos

sectores, el Campo de Hielo Patagónico Norte y Sur. Esas dos grandes áreas poseen hacia el Norte 7600 km² y hacia el Sur 12500 km². Comprenden una gran cantidad de glaciares distribuidos en 48 cuencas, siendo los más importantes del tipo Andino ó de valle, donde la unión de sus lenguas forma cada uno de los glaciares compuestos. Estos descienden desde una altitud máxima de 3600 m desde la Cordillera de los Andes, divisoria de aguas en dirección Este hacia territorio argentino, terminando sus frentes en lagos glaciarios como los lagos Argentino y Viedma y hacia el Oeste en territorio chileno, desembocando en fiordos marinos. La gran mayoría de estos glaciares se encuentran en un proceso de franco retroceso, especialmente desde 1990 [4].

El área de estudio (Figura 1) comprende la zona sur del CHCP, abarcando parte del Parque Nacional Los Glaciares. Allí se encuentra el Glaciar Spegazzini con una superficie total de 126,95 km², lo cual convierte a este glaciar en uno de los más grandes de la zona. En la extremidad occidental del brazo Sur del lago Argentino se abre, entre la península Avellaneda y el macizo del monte Heim, el fiordo Spegazzini. Este imponente glaciar, de tipo valle compuesto se ubica en el sector SO del brazo homónimo del lago Argentino. Está formado por otras tres corrientes de hielo, que tienen su centro de alimentación en las proximidades de los montes Peineta, Heim y Mayo [5] y es uno de los glaciares límitrofes entre Argentina y Chile. La Zona de Ablación se ubica en la Argentina en el departamento Lago Argentino, provincia de Santa Cruz (Parque Nacional Los Glaciares) y su nacimiento se encuentra en la provincia de Última Esperanza, región de Magallanes (Parque Nacional O'Higgins), Chile. Entre los años 1968 y 2010 el frente solo retrocedió 150 metros siendo, hasta ese momento, el más estable del Parque y el único que no sufrió grandes cambios en el último siglo [6]. Sin embargo, en los últimos años y a través de la observación de marcas en las paredes rocosas laterales, pudo advertirse que si bien el frente no retrocedió, sí se determinó una disminución en el volumen.

Los objetivos del presente trabajo se centran en:

- estudiar las variaciones dinámicas del Glaciar Spegazzini en función de su Balance de Masa para el período comprendido entre los años 2000 y 2014, obtenido a partir de DEMs
- desarrollar y evaluar una metodología para el estudio del Balance de Masa por medio del del método geodésico a partir de DEMs

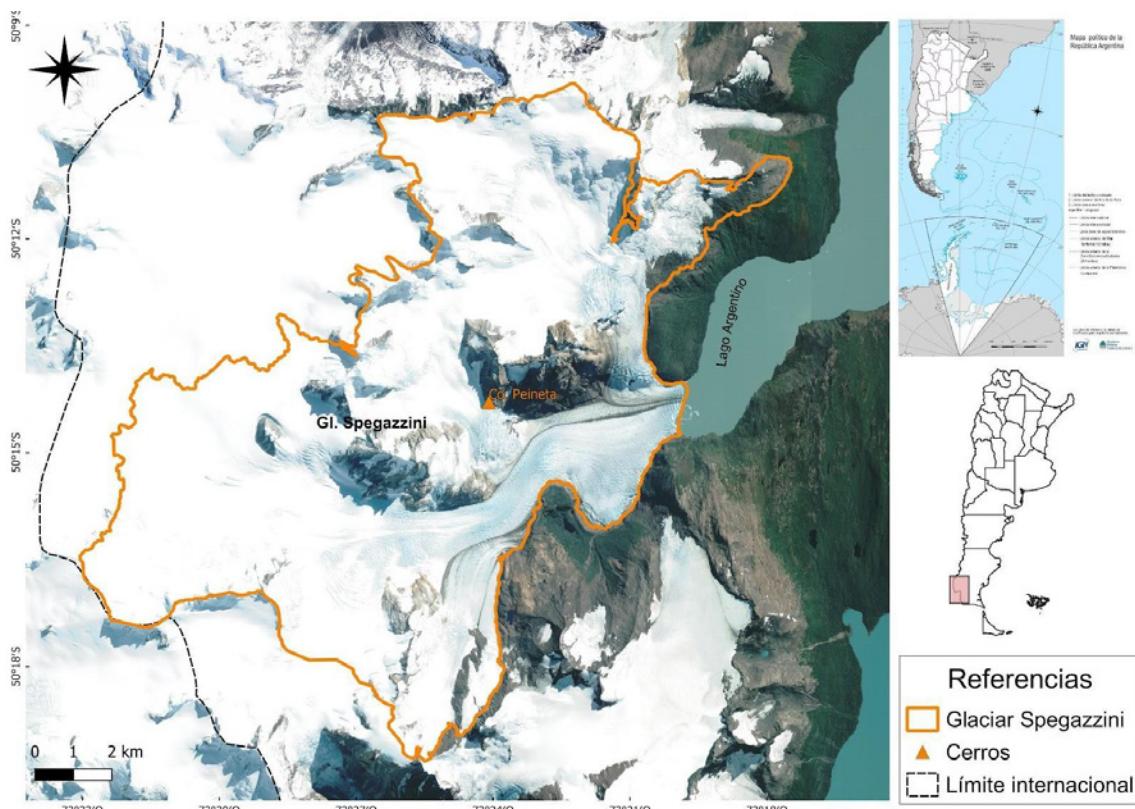


Fig. 1. Área de estudio.

Lugar de encuentro habitual en los recorridos turísticos que desean mostrar al glaciar más alto del Parque, el glaciar deposita sus aguas y detritos sobre el canal Spegazzini, al igual que el cercano glaciar Seco (conocido también como Totalizador, por hallarse en él un pluvionivómetro totalizador instalado por el Instituto Nacional del Hielo Continental Patagónico (INHCP), dirigido en ese momento por el Ing. Mario Bertone).

El 5 de enero de 1932, el Padre de Agostini junto al Dr. Feruglio y los guías Croux y Bron, alcanzaban la cumbre del cerro Mayo, (m. 2.438) que por su altura y posición, domina un gran trecho de la vertiente oriental de la Cordillera, próxima al lago Argentino [5]. Desde esa cima, De Agostini divisó el glaciar y le dió el nombre del botánico y micólogo ítalo-argentino Carlos Luis Spegazzini. Quizás elegido por su incansable trabajo de campo, según lo describe el relato de su amigo Silvio Dassy:

"(...) No solamente de plantas hablaba Spegazzini, el vasto campo de las ciencias naturales no tenía para él rincones inexplorados y el relato de sus viajes de estudio y de exploración por toda la República, la mayoría de los cuales remontaba a épocas en que el viajar resultaba todavía peligroso, era de un cautivante interés. (...) había asistido y cooperado al maravilloso desarrollo de este país y nadie más autorizado que él, para relatar la evolución de ese progreso incesante, en el largo sucederse de los años de su vida [7]."



Fig. 2. Lago Argentino, Fiordo y ventisquero Spegazzini, Alberto M. De Agostini. 1932. [5]

METODOLOGÍA

Habitualmente, con imágenes de sensores ópticos se realiza el seguimiento de la dinámica en los glaciares, relevando el retroceso superficial, el movimiento de las morenas y caudales de las cuencas hídricas. El uso de imágenes radar no sólo aporta información a la región de forma casi ininterrumpida debido a que prácticamente no es dependiente de la climatología, sino que a su vez ofrece la posibilidad de combinarlas de a pares y generar DEMs de una fecha específica. De ésta manera, se generan DEMs y hermanan resultados de modelos disponibles de forma gratuita en fechas diferentes para realizar el BM.

Para observar la variación del relieve, mejorar la percepción de la morfología del territorio e información de soporte para las campañas, se generan mapas de Sombras o Hillshade, de Orientación, Pendiente y puntos de control, entre otros.

Se adquieren imágenes y modelos de elevación de acuerdo a la siguiente tabla:

Producto	Satélite	Fecha	Sistema de referencia	Resolución espacial	Resolución temporal	Precisión
DEM[25]	SRTM V 3.0	02.2000	Geodésico WGS84 con alturas geoidales referidas al geoide EGM96[20,21]	30m en el ecuador. Pixel rectangular de ~31 x 62 m [22]	-	Precisión horizontal de 20 m y vertical <16m [21]
DEM[26]	ASTER AST14DEM	03/01/2005	Geodésico WGS84 con alturas geoidales referidas al geoide EGM96	1 arcsec o 30 m en el ecuador. Pixel cuadrado de 30 m [22]	-	Precisión horizontal de 7 m y vertical de 16 m [22], [23]
DEM[27]	TanDEM-X	2009-2014	WGS84 con alturas elipsoidales WGS84	3 arcsec o 90 m[24]. Pixel rectangular de 11.7 x 12.6 m (cuadrado de 0.4 arcsec en el Ecuador)	-	Precisión vertical y horizontal menor a 10 m
Imagen Óptica	Landsat 5	12/03/2001	WGS84	30 m	16 días	Precisión horizontal de 30 m y vertical ~15 m

Se realizó una transformación de superficie de referencia vertical elipsoidal WGS84 a ortométrica con geoide EGM96 utilizando Geographic Calculator. Como consecuencia de esto, el píxel de TanDEM obtuvo un tamaño de 9.4 m por 14.7 m y, de esta manera, las referencias verticales de las superficies se homogeneizaron.

Se emplearon Shapes actualizados provenientes del Global Land Ice Measurements from Space [8] con el objetivo de obtener el área total del glaciar. Asimismo, se procedió a la determinación de la línea de nieve (ALN) a partir de una imagen Landsat 5 correspondiente al año 2001, la cual fue seleccionada por ser la más cercana al DEM SRTM de febrero del año 2000.

De esta forma se pudo diferenciar la ubicación de la línea de nieve de fin del verano y su altura (ALN: Altitud de la Línea de Nieve), la cual es el límite inferior de la zona de acumulación y por ende donde empieza la zona de ablación. Se considera que la ALN está directamente relacionada a las variaciones del balance de masas de un glaciar y puede utilizarse para sustituir la línea de equilibrio (ELA) en glaciares templados [9].

Se optó por utilizar una imagen adquirida en época estival con el fin de diferenciar la línea de nieve. El uso de imágenes SAR fue desestimado por no contar con disponibilidad de éstas sobre la totalidad del área de ablación.

Se utilizó la imagen Landsat para la generación del índice de nieve NDSI y la combinación Falso Color Compuesto Estándar (FCCS) con el fin de marcar la ALN.

Se calculó entonces el índice NDSI (1) (Normalized Difference Snow Index) sobre las imágenes, el cual ayuda a separar nieve y hielo de áreas más oscuras como roca y suelo (9; 10), siendo

$$NDSI = \frac{(VIS-SWIR)}{(VIS+SWIR)} \quad (1)$$

Asimismo, se procedió a la división del polígono que representa el área glaciar en dos zonas: ablación y acumulación. Para tal fin, se utilizó el software libre QGIS [11] y se realizó una extracción por máscara en cada DEM, tomando como referencia la máscara correspondiente a cada polígono del glaciar. De esta forma, se obtuvieron seis imágenes, correspondientes a los dos tipos de zona (ablación y acumulación) en cada uno de los tres DEMs utilizados. En el caso del DEM derivado del producto ASTER (Advanced Spaceborne Thermal Emission and Reflection Radiometer), es necesario atender a las zonas donde haya influencia de nubes, ya que éstas incorporan datos erróneos en las alturas, debido a la técnica estereoscópica necesaria para generar el producto. Una vez obtenidas las imágenes, las mismas se re escalaron para llevar el tamaño de píxel al del SRTM utilizando la aplicación SNAP [12].

De esta manera, se calculó el balance de masa específico, que es equivalente a la sumatoria resultante de la acumulación y la ablación en cualquier momento a partir de la superficie del verano anterior o “ss” (summer surface por sus siglas en inglés). El balance de masa específico es aquí referido para un punto cualquiera del glaciar, como por ejemplo una baliza. Esta medición “discreta” se simboliza con letra minúscula y se expresa con una sencilla ecuación (Ecuación 1).

$$b = c + a \quad (1)$$

Donde b es el balance de masa específico, c es la acumulación y a es la ablación, todos medidos en cualquier punto del glaciar y expresados en volumen equivalente de agua.

Para obtener el balance específico, ya sea anual o estacional, se lo debe integrar a toda la superficie del glaciar. De esta forma se obtiene el balance anual total. Este último corresponde al volumen equivalente de masa total durante un año hidrológico [13].

Se procedió entonces a calcular el volumen entre dos DEMs para cada período en cuestión mediante la Ecuación 2:

$$\Sigma [(Z-Z') * X * Y] = \text{Volumen Equivalente} \quad (2)$$

donde Z es la altura del primer DEM, Z' altura del segundo DEM y $X*Y$ superficie del píxel [14].

Se aplicó entonces matemática de bandas para acumulación y ablación por separado, obteniendo 4 bandas resultantes (2014-2005 y 2005-2000).

Observamos las alturas máximas y mínimas en los histogramas de cada DEM. Parte del trabajo se realizó usando planillas de cálculo, procesando los píxeles exportados para cada resta y área, y utilizando boxplot para corroborar los outliers (píxeles con errores de alturas inherentes a cada DEM). Es necesario filtrar los datos en una tabla de excel, distinguirlos con un boxplot, eliminarlos y luego recalcular el área de las máscaras según los píxeles resultantes, para asegurarnos que el área total del polígono se encuentre debidamente depurada de errores altimétricos.

Identificada la ALN se procedió a calcular la diferencia de espesor producida en la zona sobre y bajo la misma, en base a los DEMs disponibles y las ecuaciones planteadas.

Para obtener el balance de masa en equivalente de agua, que es una unidad de medida utilizada para expresar el volumen de hielo equivalente a un metro cúbico de agua, es necesario conocer la densidad del hielo y de la nieve. En el caso del hielo, se considera que su densidad es constante (900 kg m^{-3}) en toda la superficie de la zona de ablación del glaciar [15][16]. En el caso de la nieve se optó por usar un promedio, dada la dificultad de realizar mediciones directas, en 400 kg m^{-3} [17][18][19]. Los balances de masa también pueden ser expresados en $\text{m}^3 \text{ a.e.}$ ($1 \text{ m}^3 \text{ a.e.} = 1 \text{ m.a.e.}$ distribuido uniformemente en 1 m^2) o $\text{km}^3 \text{ a.e.}$

Se plantean, al mismo tiempo, las siguientes relaciones equivalentes, para tomar conocimiento de otras formas de expresar los mismos resultados:

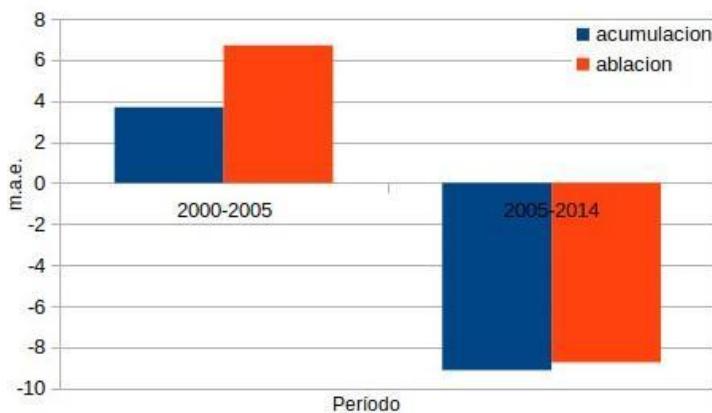
$$1 \text{ km}^3 \text{ a.e.} \text{ es numéricamente idéntico a } 1 \text{ Gt.}$$

$$1 \text{ m. a. e.} = 1000 \text{ kg m}^{-2} / \rho_{\text{agua}}$$

RESULTADOS Y DISCUSIÓN

Se presentan los cambios de masa en el Glaciar Spegazzini entre el 2000 y 2014 utilizando series de tiempo de DEMs derivados de imágenes estéreo ASTER e interferometría radar SRTM y TanDEM. Entre los años 2000-2005 el balance del glaciar fue positivo y de menor magnitud que el balance entre los años 2005-2014, siendo este último negativo. El balance de masa total durante todo este período para los Glaciares Escondidos fue de -0,53 m.a.e.a-1 (donde m.a.e.a-1 es metros de agua equivalente por año); siendo -0,14 m.a.e.a-1 para el área de ablación y de -0,39 m.a.e.a-1 para el área de acumulación. La precisión de los resultados está determinada por las detalladas en la Tabla 1.

Balance de masa neto equivalente en agua



Balance de masa total 2000-2014

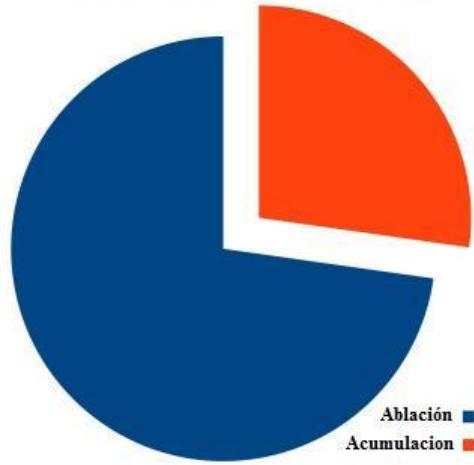


Figura 3 y 4. Balance de masa por períodos, en el área de acumulación y ablación

Del área total del polígono se consideró un porcentaje menor debido a la depuración por errores en las alturas. El procedimiento de filtrarlos en una hoja de cálculos, distinguirlos con un boxplot, eliminarlos y luego recalcular el área de las máscaras según los píxeles resultantes indicó una reducción del 11.5 % sobre el área de acumulación y un 2.5 % sobre el área de ablación.

Para calcular los cambios de elevación de la superficie, es necesario trabajar con varios DEMs con el fin de obtener la mayor cantidad de datos altimétricos posibles. Es importante considerar la corrección de nubes y sombras para los datos derivados de DEMs estereoscópicos como ASTER en el análisis geoespacial y la validación de la información a través de otros medios, como LiDAR o puntos topográficos terrestres como medida para minimizar los errores en los datos de elevación.

Comparado con el Glaciar Perito Moreno perteneciente a la misma cuenca, la tasa de adelgazamiento

anual (período 2000-2014) para el área de acumulación fue de aproximadamente 0,5 metros y 0,23 metros para la de ablación. Mediciones posteriores mostraron un engrosamiento promedio de 1,4 m a-1 en ocho puntos en el período 1999–2002[28].

Resulta interesante expresar la contribución que puede tener un glaciar al aumento del nivel del mar. En este caso Spegazzini es un glaciar muy pequeño como para tener gran influencia, sin embargo, podemos decir que, entre los años de estudio, éste aportó 0.00068 mm de agua. Esto conlleva a la reflexión acerca de la suma de todas las masas de hielo que se encuentran en constante retroceso desde hace varios años y la relación que existe con el nivel medio del mar y las consecuencias de su aumento.

De los resultados obtenidos en el balance de masa entre los años 2005-2014 observamos que este glaciar del tipo valle compuesto, único en equilibrio en el Parque Nacional Los Glaciares ha comenzado a perder masa, aunque el retroceso de su frente que termina en el lago Argentino no muestra cambios visualmente notorios.

El índice de nieve permite diferenciar las zonas de ablación y acumulación de manera efectiva, aunque aun así se tuvo que corregir por interpretación visual. Es éste el caso entre tantos otros, donde la mano humana es aún necesaria para corregir procesamientos, convirtiéndolos en semiautomáticos e incluso manuales.

Se debate si las estimaciones usando retrocesos o avances lineales de superficie hubieran dado resultados más certeros que aquellos provenientes de la utilización de una imagen óptica posterior a la SRTM, debido a las potenciales diferencias provocadas por el desfase de tiempo entre imágenes.

Necesariamente las referencias de alturas entre DEMs deben ser normalizadas a un mismo sistema de información altimétrica. Esto no siempre resulta sencillo debido a que muchas veces no se cuenta con la información correcta de origen.

Al trabajar con distintos DEMs se deben unificar los tamaños de pixel, perdiendo de esta forma resolución espacial en algunos de ellos, así como también se eliminaron los valores extremos de alturas debido a errores en la adquisición de información. Además, el DEM SRTM presenta voids o espacios sin información que reducen aún más el área a considerar. En este caso, preferimos no usar la versión void filled para hacer uso exclusivamente de los datos originales con el menor pos proceso posible.

Uno de los problemas que se han presentado en los DEM derivados de datos del sensor ASTER es el error en los datos de elevación debido a la presencia de nubes y sombras en las imágenes utilizadas para su creación. Este sensor opera en el espectro visible e infrarrojo cercano y utiliza tecnología de estereoscopía para la creación de los modelos. En consecuencia, las nubes y las sombras pueden dificultar la detección de los puntos clave utilizados para crear el DEM, lo que puede derivar en una menor precisión y errores en los datos de elevación. Además, su resolución vertical es de 30 metros, lo que significa que los DEMs creados a partir de sus datos pueden tener una menor precisión en áreas con una topografía compleja o con cambios abruptos en la elevación.

Otro punto de vista derivado de los resultados anteriores es la presión que ejercen los glaciares sobre el área en la que se encuentran. De esta manera:

$$\begin{aligned} \text{Presión} &= \text{densidad del fluido} \times \text{gravedad} \times 7,47 \text{ metros de agua equivalentes} \\ &= 73,5352 \text{ kPa ó } \sim 0,725 \text{ atm (aproximadamente)} \end{aligned}$$

Si bien en este cálculo idealizamos que toda la presión se ejerce sobre un único punto, la idea de exponer el cálculo y su resultado (0,725 atm) es discutir la injerencia del retroceso volumétrico a una masa mucho mayor, como lo es el CHPS y su contribución a un muy probable rebote isostático.

CONCLUSIONES

En consonancia con todos los glaciares del Campo de Hielo Patagónico Sur (CHPS) que están en franco retroceso y conforme a lo advertido visualmente respecto a su volumen, es esperable que este glaciar indique una pérdida de masa.

Debido a la baja distribución de puntos de control sobre el área de estudio, resulta fundamental contar con datos de alta precisión que permitan realizar el seguimiento.

Queda evidenciado en este trabajo, que el uso de metodologías apoyadas en información aportada por sensores ópticos y de radar, permiten obtener productos de alto valor agregado, para monitorear el comportamiento de los principales glaciares del CHPS y estudiar su dinámica tan variable en estos años por el efecto del calentamiento global.

Resulta interesante realizar en trabajos futuros el seguimiento del balance de masa anualmente en conjunto con un análisis de indicadores ambientales como las variaciones y anomalías climáticas. En particular los eventos El Niño Oscilación Sur (ENSO por sus siglas en inglés) y fluctuaciones de precipitación en forma de nieve y temperaturas, las cuales se han profundizado como consecuencia del cambio climático.

ABREVIATURAS

ALN: altura de línea de nieve

ELA: línea de equilibrio

DEM: Modelo digital de elevación (digital elevation model por sus siglas en inglés)

ENSO: El Niño Oscilación Sur

FCCS: Falso Color Compuesto Estándar

LiDAR: Light Detection and Ranging o Laser Imaging Detection and Ranging por sus siglas en inglés

NDSI: Índice diferencial normalizado de nieve (Normalized Difference Snow Index por sus siglas en inglés)

SAR: Radar de apertura sintética (Synthetic aperture radar por sus siglas en inglés)

SNAP: Sentinel application platform por sus siglas en inglés

SRTM: Shuttle Radar Topography Mission

REFERENCIAS

1. Abdel Jaber, W., Rott, H., Floricioiu, D., Wuite, J., and Miranda, N. (2019) Heterogeneous spatial and temporal pattern of surface elevation change and mass balance of the Patagonian ice fields between 2000 and 2016, *The Cryosphere*, 13, 2511–2535, <https://doi.org/10.5194/tc-13-2511-2019>
2. Cogley, J.G., R. Hock, L.A. Rasmussen, A.A. Arendt, A. Bauder, R.J. Braithwaite, P. Jansson, G. Kaser, M. Möller, L. Nicholson and M. Zemp, (2011), Glossary of Glacier Mass Balance and Related Terms, IHP-VII Technical Documents in Hydrology No. 86, IACS Contribution No. 2, UNESCO-IHP, Paris
3. RACOVITEANU, A., WILLIAMS, M. Y BARRY, R. (2008) Optical Remote Sensing of Glacier Characteristics: A Review with focus on the Himalaya. *Sensors* 2008, 8, 3355-3383; DOI: 10.3390/s8053355.
4. Ortone A., Barrios A., Macote E., Pilato G., Gari G. (2020), Estudio multitemporal de la zona de Glaciares Escondidos con imágenes satelitales
5. Revista "Geográfica Americana", Septiembre 1937, Vol VIII Nro 48. Disponible en Biblioteca "Cnl Manuel José Olascoaga" Departamento Biblioteca y Museo Instituto Geográfico Nacional a la fecha.
6. Glaciar Spegazzini. (02.01.2023) Recuperado de: glaciarium.com/es/2022/12/22/glaciar-spegazzini
7. Giacchino A. (1996) Breve biografía del botánico Carlos Luis Spegazzini (1838-1926)
8. GLIMS and NSIDC (2005, updated 2018): Global Land Ice Measurements from Space glacier database. Compiled and made available by the international GLIMS community and the National Snow and Ice Data Center, Boulder CO, U.S.A. DOI:10.7265/N5V98602
9. Rabatel, A., Dedieu, J., Thibert, E., Letréguilly, A. y Vincent, C., 2008. "25 years (1981-2005) of equilibrium-line altitude and mass-balance reconstruction on Glacier Blanc, French Alps, using remote-sensing methods and meteorological data". *Journal of Glaciology*, Vol. 54, No. 185.
10. Shrinidhi, A. y Kabindra, J., 2012. "Remote Sensing of Cryosphere". Mississippi State

- University. DOI: 10.5772/35194. USA
11. QGIS Development Team, (2023). QGIS Geographic Information System. Open Source Geospatial Foundation Project
 12. SNAP - ESA Sentinel Application Platform (Version 9), Recuperado de: <http://step.esa.int>
 13. Rivera, A., F. Bown, F. Napoleoni, C. Muñoz & M. Vuille (2016), Balance de masa glaciar. Ediciones CECs, Valdivia, Chile.
 14. Pilato, G., Ortone, A., Barrios, A., Saavedra, S., Macote, E. (2022). Tecnología espacial aplicada a glaciares patagónicos y su comportamiento como indicadores ambientales. Revista Cartográfica, 104, pp. 133-163. Artículos ISSN (impresa) 0080-2085 | ISSN (en línea) 2663-3981. DOI: <https://doi.org/10.35424/rcarto.i104.1049>
 15. Oerlemans, J. (2001). Glaciers and Climate Change. CRC Press.
 16. Rabatel, A., Dedieu, J., Thibert, E., Letréguilly, A. & Vincent, C., (2008). 25 years (1981-2005) of equilibrium-line altitude and mass-balance reconstruction on Glacier Blanc, French Alps, using remote-sensing methods and meteorological data. Journal of Glaciology, 54 (185), 307-314 <https://doi.org/10.3189/002214308784886063>
 17. Paterson, W. S. B. (1994). The Physics of Glaciers, 3rd ed.; Pergamon: Oxford.
 18. Racoviteanu, A., Williams, M., & Barry, R. (2008). Optical Remote Sensing of Glacier Characteristics: A Review with Focus on the Himalaya. Sensors 2008, 8 (5), 3355-3383. <https://doi.org/10.3390/s8053355>
 19. Rau, F., Braun, M., Friedrich, M., Weber, F., Gossmann, H. (2000). Radar glacier zones and their boundaries as indicators of glacier mass balance and climatic variability. Proceedings of EARSeL-SIG-Workshop Land Ice and Snow, 16-17 junio Dresden/FRG
 20. Hancock, G. R., Martinez, C., Evans, K. G., & Moliere, D. R. (2006). A comparison of SRTM and high-resolution digital elevation models and their use in catchment geomorphology and hydrology: Australian examples. Earth Surface Processes and Landforms, 31(11), 1394–1412. doi:10.1002/esp.1335
 21. Jarvis A., HI Reuter, A. Nelson, E. Guevara, 2008, Hole-filled seamless SRTM data V4, Centro Internacional de Agricultura Tropical (CIAT)
 22. Hayakawa, Y. S., Oguchi, T., & Lin, Z. (2008). Comparison of new and existing global digital elevation models: ASTER G-DEM and SRTM-3. Geophysical Research Letters, 35(17).
 23. Jet Propulsion Laboratory (2001). ASTER Higher-Level Product User Guide (Version 2), Advanced Spaceborne Thermal Emission and Reflection Radiometer.
 24. Hawker, L., Neal, J., & Bates, P. (2019). Accuracy assessment of the TanDEM-X 90 Digital Elevation Model for selected floodplain sites. Remote Sensing of Environment, 232, 111319. doi:10.1016/j.rse.2019.111319
 25. The Shuttle Radar Topography Mission (2015). Collection User Guide. Recuperado de https://lpdaac.usgs.gov/documents/179/SRTM_User_Guide_V3.pdf
 26. USGS LP DAAC. (2017). AST14 User Guide (Version 3). Recuperado de https://lpdaac.usgs.gov/documents/80/AST14_User_Guide_V3.pdf?_ga=2.183679075.49573725.2.1675941414-1117028534.1674042904 (p. 27)
 27. TanDEM-X Ground Segment - Dem Product Specification Document(2013). Recuperado de TD-GS-PS-0021_DEM-Product-Specification_v3.1.pdf
 28. Skvarca, P., Naruse, R. and De Angelis, H. 2004 Recent thickening trend of Glaciar Perito Moreno, southern Patagonia. Bull. Glaciol. Res., 21, 21–45. Google Scholar

ENSAYOS DE CARACTERIZACIÓN DE PINTURA PARA USO EN UN VEHÍCULO LANZADOR

G. Suarez^a, N. Mattioli^a, E. Mikkelson^a, H. Vilaseca^b, S. Feldman^b

^a Centro Tecnológico Aeroespacial (CTA), Universidad Nacional de La Plata (UNLP) - Av. 7 776, La Plata, Buenos Aires (CP: 1900), Argentina.

^b Vehículos Espaciales de Nueva Generación (VENG) – Av. Paseo Colón 505, CABA (CP: 1063), Argentina.

Correo electrónico: sfeldman@veng.com.ar

RESUMEN

El recubrimiento de un vehículo lanzador desempeña múltiples funciones, pero dos de ellas destacan en particular: la protección contra la corrosión de los materiales que conforman la estructura del vehículo, y el control térmico durante el tiempo de rampa en el PAD de lanzamiento.

Con el objetivo de seleccionar el recubrimiento más adecuado, se lleva a cabo una campaña de ensayos. En esta etapa, se busca asegurar la compatibilidad con los diversos sustratos, evaluar la adhesividad, medir la resistencia a la corrosión mediante pruebas de niebla salina, analizar la compatibilidad química con líquidos que pueden interactuar (como el oxígeno líquido y el RPI) y comprobar la resistencia a las temperaturas de exposición mediante ciclos térmicos.

Posteriormente, se procede a implementar procedimientos e instalaciones lo más simples y económicos posibles para llevar a cabo la aplicación del recubrimiento en los distintos módulos que componen el vehículo. Este enfoque se adopta con el objetivo de optimizar los recursos y garantizar la eficacia del proceso de recubrimiento.

De esta manera, se logra avanzar en la selección y aplicación del recubrimiento más idóneo para cumplir con los requisitos de protección contra la corrosión y control térmico en el vehículo lanzador.

Palabras clave: vehículo lanzador, protección a la corrosión, control térmico, pintura, recubrimiento

INTRODUCCIÓN

Para controlar los intercambios de calor que ocurren en los sistemas espaciales y garantizar su correcto funcionamiento, se emplean diversas estrategias. Uno de los métodos utilizados para implementar un sistema de protección térmica en un vehículo lanzador implica el uso de un conjunto de recubrimientos y pinturas que cumplen con requisitos técnicos específicos. Estos recubrimientos y pinturas, en esencia, evitan que las diferentes secciones del vehículo superen ciertas cargas térmicas que podrían ocasionar problemas estructurales y/o afectar el funcionamiento adecuado de los componentes.

Dependiendo del régimen de vuelo y la geometría de la cofia, los valores de temperatura en la punta pueden alcanzar aproximadamente los 700°C, mientras que en el fuselaje se mantienen alrededor de los 100°C. Por otro lado, las temperaturas en los tanques de líquidos criogénicos se encuentran en un rango de cercano a -180°C.

Se pueden observar ejemplos de pinturas de control térmico en diferentes lanzadores (**¡Error! No se encuentra el origen de la referencia.**). Estas pinturas se aplican en áreas pintadas de blanco y negro para lograr las temperaturas de equilibrio deseadas en el diseño. Con la excepción de los logotipos y emblemas, la mayoría de los vehículos lanzadores se recubren con pinturas blancas. Esta elección se basa en consideraciones térmicas y de transferencia de calor. La pintura blanca refleja la mayor cantidad de radiación incidente, actuando como un regulador térmico y generando incrementos de temperatura más bajos en esas secciones.



Figura 1. Ejemplos de vehículos con secciones blancas y negras.

Fuente: Arianespace | NASA

Los recubrimientos y materiales superficiales con características específicas de absorción y emisión de calor se utilizan comúnmente como técnicas pasivas de control térmico y son útiles para mantener las temperaturas del vehículo lanzador dentro de límites aceptables. Estos recubrimientos deben cumplir

con diversos requisitos técnicos y de compatibilidad, incluida la compatibilidad con el sustrato en términos físicos y químicos. Para cumplir con estos requisitos, se buscaron diferentes proveedores que ofrecieran productos que cumplan las demandas técnicas. La falta de implementación de un sistema de control y protección térmica efectivo para las partes del vehículo lanzador puede ocasionar fallas estructurales y/o operativas.

La **!Error! No se encuentra el origen de la referencia.** proporciona un resumen de los requisitos técnicos que deben cumplir los recubrimientos utilizados en diferentes secciones del vehículo lanzador, como la zona de la cofia (zona superior), la zona del fuselaje, los tanques (zonas media e inferior) y la zona de la antena (zona media). Las principales características que deben tener las pinturas incluyen la compatibilidad con el sustrato, resistencia térmica en diferentes rangos de temperatura y ser de color blanco.

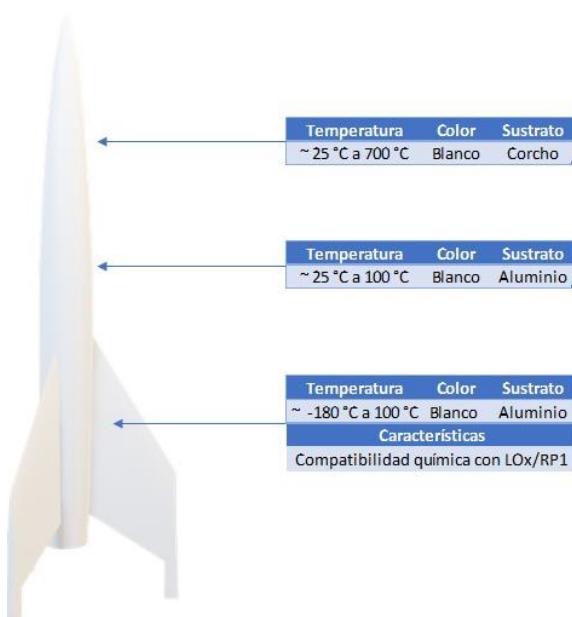


Figura 2. Resumen de los requerimientos técnicos del recubrimiento.

MATERIALES Y MÉTODOS

En la Tabla 1, se mencionan los proveedores de recubrimientos y pinturas, a nivel nacional e internacional, los productos ofrecidos y/o recomendados por cada uno, en función de las especificaciones técnicas requeridas.

Tabla 1. Proveedores seleccionados y sus principales características.

Origen	Proveedor	Ventajas
Internacional	P1	<ul style="list-style-type: none"> · Gran variedad en productos disponibles (recubrimientos, pinturas y primer). · Productos calificados para la industria aeroespacial. · Capacidad de brindar información técnica y responder cualquier inquietud.
Nacional	P2	<ul style="list-style-type: none"> · Productos calificados para la industria aeronáutica y aviónica. · Muchos años de experiencia en el rubro. · Capacidad de brindar información y responder cualquier inquietud.
Nacional	P3	<ul style="list-style-type: none"> · Gran variedad de productos destinados a la industria química, petroquímica, de óil y gas.

Luego de conversar con los responsables técnicos de cada proveedor, los tipos de pinturas recomendados fueron:

1. Epoxy aeronáutico: es un tipo de resina termo endurecible con estándares de la industria aeroespacial
2. Poliuretano aeronáutico: polímero de alta resistencia que cumple con los estándares aeroespaciales
3. Epoxy industrial: resina termo endurecible para recubrir estructuras con fines fabriles
4. Orgánico: compuesta por distintos materiales de origen orgánico

METODOLOGÍA

A partir de los datos presentados anteriormente, se construyeron diferentes probetas, las mismas están formadas por el sustrato (aluminio y/o corcho) y sobre él, se recubrieron con los distintos tipos de pinturas. Luego se verificó la calidad de estos para poder descartar las pinturas que no cumplen con los requerimientos seleccionados previamente.

Para aplicar la pintura se utiliza una cámara de pintado, ligeramente presurizada, con temperatura y humedad controlada. El personal especializado utiliza técnicas convencionales de aplicación de pintura con pistolas de alta presión. Todo esto para poder garantizar una correcta aplicación del producto y su posterior curado.

En lo referente a la verificación de la calidad de la pintura para conocer si las mismas cumplen requerimientos técnicos elegidos, se utilizaron los criterios de clasificación indicados en las distintas normas internacionales utilizadas. En la mayoría de los casos se clasifica en “Aprobado” o “No aprobado”.

ESQUEMAS DE PINTADO Y TIPOS DE RECUBRIMIENTOS

Después de revisar la información provista por los distintos fabricantes de las pinturas, sobre las mejores combinaciones de los distintos tipos de recubrimientos, se desarrollan 7 esquemas de pintado (4 para el sustrato de aluminio y 3 para el sustrato de corcho) que se presentan en la Tabla 3 y **¡Error! No se encuentra el origen de la referencia.** La calidad de cada esquema de pintado se verifica mediante distintos ensayos que se describen en la **¡Error! No se encuentra el origen de la referencia.**, con el fin de poder identificar cuál se encuentra más alineada con los requerimientos técnicos solicitados.

Tabla 3. Esquema de pintado de los recubrimientos utilizados (Aluminio).

Ref.	Marca	Tipo	Nº de manos
I	P2	Epoxy aeronáutico	2
II	P2	Poliuretánico aeronáutico	2
III	P3	Epoxy industrial	2
IV	P1	Orgánico	2

Tabla 2. Esquemas de pintado de los recubrimientos utilizados (Corcho).

Ref.	Marca	Tipo	Nº de manos
V	P2	Poliuretánico aeronáutico	2
VI	P2	Poliuretánico aeronáutico	1
VII	P1	Orgánico	2

Es menester considerar la masa que agrega el recubrimiento al vehículo lanzador una vez aplicado. Esto se evidencia con la densidad superficial [g/m²], que se calcula en base a las diferencias de pesos (antes y después de pintar) y las medidas de las superficies de cada probeta por cada esquema de pintado utilizado. De esa manera obtendremos una referencia de la cantidad de masa que nos agrega cada esquema de pintado por metro cuadrado de superficie pintada. Con los datos recaudados se llega a los siguientes resultados informados en la Tabla 4.

Tabla 4. Densidad superficial promedio por tipo de sustrato y esquema de pintado.

Aluminio		Corcho	
Esquema de pintado	Densidad superficial promedio (g/m ²)	Esquema de pintado	Densidad superficial promedio (g/m ²)
P2 I	159 ± 16	P2 V	284 ± 18
P2 II	165 ± 9	P2 VI	143 ± 14
P3 III	306 ± 16	P1 VII	No disponible
P1 IV	No disponible		

Para garantizar una correcta performance de los recubrimientos seleccionados como posibles candidatos para usar en el vehículo lanzador, se realiza una serie de ensayos y verificaciones cuyo objetivo es asegurar que estos cumplan con los requerimientos técnicos mencionados anteriormente. Se toman como referencias y criterios de clasificación distintas normas internacionales (ej. ISO, IRAM, etc.) correspondientes a cada ensayo. En la siguiente tabla, se mencionan los ensayos llevados a cabo, las normas utilizadas para cada uno de ellos, y sobre qué sustratos fueron evaluados.

Tabla 5. Resumen de ensayos, normas y sustratos.

Ensayos	Normas	Sustratos ensayados
Adhesividad	ISO 2409	Aluminio 2219 Aluminio 6061 Corcho fenólico
Niebla Salina	ISO 9227	Aluminio 2219 Aluminio 6061
Ciclado Térmico (entre -180 °C / 25 °C)	ISO 14188	Aluminio 2219 Aluminio 6061
Compatibilidad Química frente a agente combustible (Líquido I)	ISO 2812 – 1	Aluminio 2219 Aluminio 6061
Compatibilidad Química frente a agente comburente (Líquido II)	ISO 2812 – 1	Aluminio 2219 Aluminio 6061
Compatibilidad Química frente a un alcohol secundario (Líquido III)	ISO 2812 – 1	Aluminio 2219 Aluminio 6061

ENSAYO DE ADHESIVIDAD

El objetivo es evaluar la resistencia de un recubrimiento a la separación del sustrato cuando se realiza, sobre el mismo, un corte que llega hasta la superficie de la probeta. De manera simplificada, la norma ISO 2409 propone realizar un patrón conformado por seis cortes paralelos en el revestimiento y otros seis cortes perpendiculares a los primeros, penetrando hasta el sustrato. La norma indica que la separación de los cortes en cada dirección debe ser igual y dependerá del espesor del revestimiento y del tipo de sustrato. Luego, se eliminan las partículas sueltas mediante una limpieza con pincel realizada de manera manual, el corte se inspecciona visualmente y se califica según lo indicado en la norma. En la Figura 3 se observa una probeta pintada con el ensayo realizado.

De todas las probetas ensayadas, no se percibe desprendimiento alguno de partículas de pintura para ningún esquema de pintado. En consecuencia, se determina que ninguna de las opciones nacionales e internacionales candidatas posee falla respecto a la adhesividad del recubrimiento en su correspondiente sustrato.

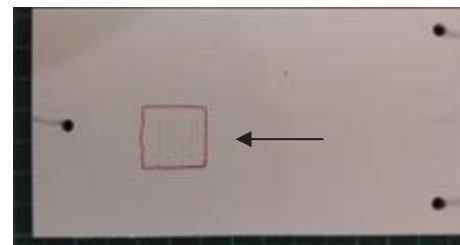


Figura 3. Probetas con recubrimiento blanco con el ensayo de adhesividad realizado. Observar el cuadriculado y sus desprendimientos

ENSAYO DE NIEBLA SALINA

El ensayo de niebla salina tiene por objetivo verificar la resistencia a la corrosión adicional brindada por el recubrimiento. Es un ensayo particularmente útil para un análisis simple de discontinuidades, tales como poros y otros defectos en el recubrimiento.

Una cámara de niebla salina es un equipo de laboratorio planteado para realizar ensayos de corrosión de forma acelerada, el cual proporciona una atmósfera corrosiva formada por una niebla salina, controlando las variables que intervienen en el proceso (tipo de solución y concentración, temperaturas y presiones de operación, modo de pulverización, entre otras).

Para llevar a cabo el ensayo, se toma como referencia la norma ISO 9227, la cual especifica y detalla aquellas cuestiones relacionadas, mencionadas anteriormente.

En un primer paso, se limpian las probetas con alcohol isopropílico y paños de limpieza, se recubren bordes y agujeros con goma butílica, y se realiza una incisión, en forma de T, en una de las caras (Figura 4).



Figura 5. Probetas en el interior de la cámara de niebla salina.

Las probetas se introducen en una cámara de niebla salina, sobre las cuales se atomiza una solución de cloruro de sodio (NaCl), grado analítico, de concentración determinada, durante tiempo determinado (**!Error! No se encuentra el origen de la referencia.**).

Finalizado dicho período, se retiran las probetas, se enjuagan con agua corriente para eliminar restos de solución, y ser inspeccionadas visualmente. De este modo, se determina si la exposición a un entorno salino afecta negativamente la adherencia de los distintos esquemas de recubrimientos utilizados sobre sustratos metálicos.

Se ensaya un total de seis probetas metálicas, tres de aluminio 2219 y tres de aluminio 6061, pintadas previamente con los esquemas de pintado I, II y III.

Por un lado, las probetas de aluminio 2219 se vieron más afectadas que las probetas de aluminio 6061, observándose formación de ampollas en puntos contiguos en donde se practicaron las incisiones. En la Figura 5, Figura 6 y Figura 7, se observa que el recubrimiento II es el que presenta un mayor grado de desprendimiento.



Figura 5. Aluminio 2219. Esquema de Pintado I.



Figura 6. Aluminio 2219. Esquema de Pintado II.

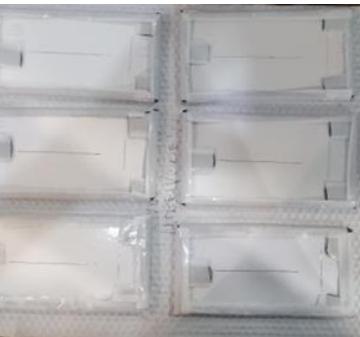


Figura 4. Incisión, en forma de T, sobre una de las caras de las probetas. Previo a introducirlas en la cámara de niebla salina.



Figura 7. Aluminio 2219. Esquema de Pintado III.

Por otro lado, como se puede ver en las siguientes figuras, la probeta de aluminio 6061 recubierta con esquema de pintura II es la única que presenta formación de ampollas y desprendimiento del recubrimiento en zonas adyacentes a las incisiones. Los otros esquemas de recubrimientos no presentan desperfectos.



Figura 8. Aluminio 6061.
 Esquema de Pintado I.



Figura 9. Aluminio 6061.
 Esquema de pintado II.



Figura 10. Aluminio 6061.
 Esquema de pintado III.

ENSAYO DE COMPATIBILIDAD QUÍMICA FRENTE A AGENTES COMBUSTIBLE (LÍQUIDO I) Y COMBURENTE (LÍQUIDO II)

El ensayo de compatibilidad química frente los líquidos I y II tiene por objetivo corroborar la compatibilidad y la resistencia química de los distintos esquemas de recubrimientos utilizados sobre probetas metálicas de aluminio.

Para llevar a cabo el ensayo, se toma como referencia una adaptación a la norma IRAM 1109 – B y la norma ISO 2812 -1.

A continuación, se enuncian distintos escenarios posibles que generan la necesidad de realizar este ensayo:

- Aparición de fugas en el umbilical de carga que salpiquen la pintura.
- Aparición de manchas de combustible y/o comburente producidas durante el procedimiento propio de carga.
- Aparición de manchas de combustible y/o comburente producidas durante el procedimiento de descarga en caso de aborto de lanzamiento.
- Aparición de otros derrames que sean causas de manchas o salpicaduras en la pintura, generados por un error durante la operación y manipulación de ambos agentes químicos.

El ensayo consiste en sumergir una probeta previamente pintada en un recipiente que contenga el agente químico de interés, hasta una determinada altura, durante un determinado tiempo. Paso siguiente, se retira, y se deja escurrir unos segundos, luego se genera una presión con el dedo pulgar y se rota noventa grados. Se inspecciona visualmente si existiera la formación de ampollas, burbujas, desprendimientos de pinturas u otro cualquier defecto que puedan haberse originado como consecuencia de alguna reacción química ocurrida durante el contacto líquido/recubrimiento.



Figura 11. Inmersión de probeta en el agente químico I.



Figura 12. Inmersión de probeta en el agente químico II

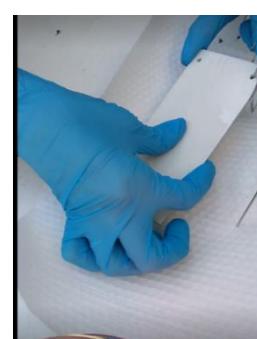


Figura 13. Inspección de aparición de defectos luego de inmersión.

El ensayo de compatibilidad química frente al líquido combustible se aplica a ocho probetas totales: cuatro de aluminio 6061 y cuatro de aluminio 2219. Se ensayan los esquemas de recubrimientos I, II, III y IV.

El ensayo de compatibilidad química frente al agente comburente se aplica a un total de seis probetas de aluminio: tres de aluminio 6061 y otras tres de aluminio 2219. Aplica a los esquemas de pintura I, II y III.

Respecto al ensayo de compatibilidad química frente al agente químico I (combustible), los primeros tres esquemas de recubrimientos no mostraron falla o alteración alguna. Sin embargo, el esquema de recubrimiento orgánico resultó ser incompatible químicamente. Luego del procedimiento de inmersión, al presionar la superficie de la probeta, se observa un desprendimiento y corrimiento de la pintura. Para lo relacionado al agente químico II (comburente), todas las probetas y los esquemas de pintura utilizados no muestran discontinuidades o alteraciones.

ENSAYO DE COMPATIBILIDAD QUÍMICA FRENTE A AGENTE QUÍMICO (ALCOHOL SECUNDARIO) III

El ensayo de compatibilidad química frente al agente químico III tiene el mismo objetivo que los ensayos descriptos anteriormente. Tanto la norma tomada como base como el procedimiento aplicado son coincidentes.

La principal diferencia radica en que, este ensayo solo se ejecuta sobre probetas metálicas pintadas con esquema orgánico (IV). Considerando que este agente químico III es el principal agente de limpieza utilizado sobre sustrato metálico aluminio, previo a realizar un ensayo, se debe verificar si existe compatibilidad química entre el químico y el recubrimiento.

El ensayo se aplica a dos probetas metálicas, una de aluminio 6061 y otra de 2219, previamente pintadas. En ambos casos, se observa una incompatibilidad química. Luego de la inmersión, se aprecia formación de ampollas y desprendimiento de la capa de pintura.



Figura 15. Aluminio 2219, luego de inmersión en alcohol secundario.



Figura 16. Aluminio 6061T6, luego de inmersión en alcohol secundario.

ENSAYO DE CICLADO TÉRMICO

En este ensayo entre temperaturas elevadas y criogénicas se busca caracterizar, verificar, evaluar y garantizar la calidad de los recubrimientos y del procedimiento de pintado de las superficies de aluminio y esquemas de pinturas aplicadas frente a variaciones térmicas.

El procedimiento seleccionado es una modificación a la norma ISO 14188, para ser aplicable a los recubrimientos que son de base orgánica, epoxy y/o poliuretánico.

Las probetas seleccionadas fueron introducidas en la cámara térmica, programada para realizar un ciclado térmico semejante al que se muestra en la Figura 17.

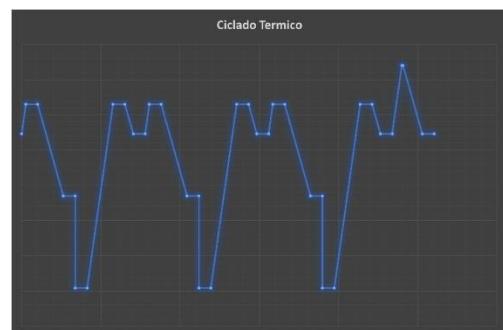


Figura 17. Esquema del ciclado térmico: 4 ciclos.



Finalizado el ciclado térmico, se inicia la inspección visual de las probetas ensayadas, en búsqueda de alteraciones o defectos (como desprendimiento, agrietamiento, descascarado del recubrimiento) Luego del examen de las probetas ensayadas (Figura 18) no se observa ningún tipo de defecto.

Figura 18. Ejemplo de probetas después del ensayo de ciclado térmico.

CONCLUSIONES

Se proponen inicialmente varios esquemas de pintado para los diferentes tipos de sustratos. Luego se seleccionan distintos ensayos para verificar la calidad y el cumplimiento de los requerimientos técnicos necesarios para asegurar el correcto funcionamiento de los sistemas y las partes del vehículo lanzador. En la evaluación para seleccionar el proveedor de recubrimiento también se considera la calidad del servicio postventa, la disponibilidad del producto y sus características, su experiencia en el mercado, recomendaciones y normas de calidad que posee, así como también que pueda garantizar la trazabilidad de producto y que su formulación no cambie con el tiempo.

Considerando lo mencionado, se recomienda descartar la opción II del esquema de pintado (base epoxy y recubrimiento poliuretánico) de P2 por no superar de manera exitosa el ensayo de niebla salina, principalmente con el sustrato aluminio.

También se sugiere no considerar la pintura ofrecida por el proveedor P1 por no cumplir con la compatibilidad química al agente III.

Los otros esquemas de pintura han pasado exitosamente las pruebas realizadas. Sin embargo, la selección definitiva del recubrimiento y su proveedor quedará pendiente de análisis y ensayos adicionales.

REFERENCIAS

1. CIDEPI. (s.f.). Control de calidad de películas de pinturas. Autores: Guidice; Pereyra (CIDEPI).
2. GEMA - CTA Facultad de Ingeniería | UNLP. (s.f.). Datos de temperatura en todas las trayectorias obtenidas de los modelos matemáticos desarrollados.
3. ISO. (s.f.). Norma ISO 14188: Recubrimientos metálicos e inorgánicos. métodos de ensayo para medir la resistencia al ciclado térmico y la resistencia al shock térmico para recubrimientos de barrera térmica.
4. ISO. (s.f.). Norma ISO 15528-2013: Pinturas, barnices y materias primas para pinturas y barnices – Muestreo.
5. ISO. (s.f.). Norma ISO 2409: Ensayo de adhesividad.
6. ISO. (s.f.). Norma ISO 2812: Determinación de Resistencia a líquidos. Inmersión en Líquidos Distintos al Agua.
7. ISO. (s.f.). Norma ISO 9227: Ensayo de niebla salina.

Determinación de masas de presurizantes en sistemas de alimentación de vehículos lanzadores

E. A. Jara, P. M. Mantelli, J. S. Delnero, J. Marañón Di Leo

UIDET- LaCLyFA – Laboratorio de Capa Límite y Fluidodinámica Ambiental, Universidad Nacional de La Plata, Facultad de Ingeniería, La Plata, Argentina.

eze.a.jara@gmail.com

RESUMEN

El trabajo presentado a continuación lleva el título de “Determinación de masas de presurizantes en sistemas de alimentación de vehículos lanzadores”. Este trabajo tiene como base hallar una teoría que permita estimar la masa de gas necesaria para presurizar los propelentes de un motor cohete (de combustible líquido) y verificarla a través de la experimentación.

Para lograr lo descripto anteriormente, se realiza el estudio analítico y experimental de un sistema de presurización a gas. Se utiliza agua como fluido líquido a presurizar. Se implementan expresiones teóricas encontradas en la bibliografía [1] y [2] donde, a partir de diferentes simplificaciones fluidodinámicas y termodinámicas, se obtienen valores de presión y cantidad de masa de gas presurizante requerido. Estos datos se tomarán como base en el ensayo experimental para verificar las posibles discrepancias en los resultados debido a las simplificaciones impuestas en los cálculos analíticos.

Palabras claves: PRESURIZACIÓN, LANZADOR, PIPING, PROPELENTES

1. INTRODUCCIÓN

El sistema de presurización de un vehículo lanzador es el encargado de proporcionar las condiciones necesarias para que el suministro del combustible y oxidante sea el adecuado para generar y garantizar el empuje deseado en el propulsor, permitiendo el despegue del vehículo de forma controlada y estable. Los sistemas de presurización para la propulsión del vehículo se rigen bajo el mismo concepto, poder establecer un flujo máscico constante en las líneas que alimentan a la cámara de combustión conformando una mezcla particular para una condición.

La clasificación de estos sistemas deriva en la forma de energía suministrada, por ejemplo, mediante la aplicación de gas a presión o la variación del volumen de los tanques o bien suministrando cantidad de movimiento a los fluidos de forma mecánica. Uno de los más utilizados es el sistema de alimentación de gas presurizado. En este se inyecta un gas inerte en los tanques de propelentes asegurando un valor de presión elevado. Esta presión es la que desplaza el combustible y oxidante y además garantiza el valor adecuado de presión en la entrada de la cámara de combustión.

Los sistemas de presurización se dividen en dos clases fundamentales y estas a su vez en otras subclases, donde se diferencian las mismas si, por ejemplo, al gas se lo calienta para aumentar la presión. En las 2 clases fundamentales tenemos a los sistemas de almacenamiento de gas a alta presión y los sistemas con turbobombas. El primero consta en su concepción más simple de un recipiente que sirve como reservorio de un gas a alta presión y un regulador, el cual cumple la función de mantener la presión en el tanque de propelente constante durante la expulsión. El segundo hace uso de turbobombas, con lo cual la presión en el recipiente para almacenar el gas presurizante¹ es menor, ya que solo se necesita la presión necesaria para que funcione la bomba.

En general, un sistema de alimentación por gas almacenado proporciona al vehículo robustez y un rendimiento superior al de un sistema de turbobomba cuando el impulso total o la masa de propelente es relativamente baja, así también la presión de la cámara de combustión y la relación empuje-peso del motor. También sucede esto cuando se producen repetidos impulsos de empuje de corta duración.

¹ Si bien no existe esta palabra en la lengua española, es utilizada en la jerga técnica para referirse a un gas que se encuentra presurizado.

El ejemplo más sencillo de este tipo de sistema se muestra esquemáticamente en la Figura 1.

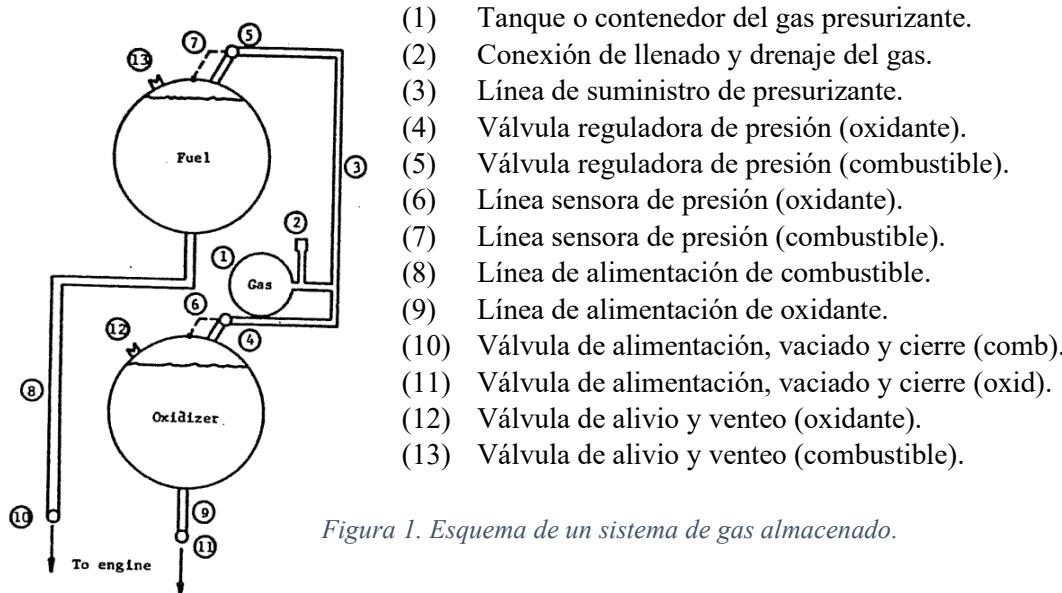


Figura 1. Esquema de un sistema de gas almacenado.

En este ejemplo, se ilustra un control de válvula reguladora de una etapa. El gas a alta presión se carga en el tanque de almacenamiento a temperatura ambiente (1) a través de la conexión de llenado (2). Durante la salida del propelente, cuando la presión del gas disminuye en el ullage (merma²), los sensores de presión (7) y (6) indican a las válvulas reguladoras (5) y (4) que modulen a posición abierta, liberando así el presurizante en el ullage a través de la línea de gas (3). Las válvulas de venteo y alivio (12) y (13) están instaladas para ventilar el propelente durante la carga del mismo a través de las válvulas de llenado (10) y (11) o como válvula de alivio de seguridad en caso de sobre presurización.

2. METODOLOGÍA

2.1. Marco teórico

A partir de la bibliografía hallada se tomaron en cuenta 2 formulaciones para determinar la cantidad de presurizante necesaria, la primera de ellas se obtuvo del libro de Sutton y Biblarz [1] y la segunda del libro de Elliot Ring [2]. Ambos realizan un análisis muy similar, con la diferencia de que Ring contempla algunos efectos no lineales al sumar a la ecuación el factor de compresibilidad del gas. A continuación, se exponen ambos métodos.

○ Modelo 1 (Sutton y Biblarz) [1]

Supone una expansión adiabática del gas (implica que no hay transferencia de calor hacia o desde el hardware del sistema), el gas se comporta como un gas ideal (obedece las leyes de los gases) y se puede aplicar la conservación de la energía. Dado que el tanque suele estar aislado y que el funcionamiento de los motores de los cohetes es breve, el proceso de expansión será casi adiabático. La expansión del gas en el tanque de almacenamiento provoca un descenso significativo de la temperatura del gas y un aumento de su densidad. Además, se supone que no hay evaporación del propelente líquido (suele ser válido para un propelente con baja presión de vapor), el gas es inerte, no se disuelve en el propulsor líquido y no hay chapoteo ni vórtices.

Repasando, las hipótesis para nuestro análisis teórico son:

- Gas ideal.

² Traducción al español de "ullage" que significa: Parte de volumen en un tanque que no es ocupado por un líquido, sino por un gas.

- Gas inerte.
- Expansión adiabática.
- Conservación de la energía.
- Sin salpicaduras ni vórtices.
- Sin evaporación de los propelentes.
- Se desprecian cambios en las energías potencial y cinética.

Sea la condición inicial en el tanque de gas dada por el subíndice “o” y las condiciones instantáneas en el tanque de gas por el subíndice “g” y en el espacio que ocupa el gas en el tanque de propelente (ullage) por el subíndice “p”. La energía del gas después y antes de la expulsión del propulsor es:

$$\Delta U = Q - W \quad (1)$$

Donde ΔU representa la variación de energía de un sistema, Q la energía transferida en forma de calor y W la energía transferida en forma de trabajo.

Al considerar una expansión adiabática ($Q = 0$) y gas ideal se obtiene lo siguiente [1]:

$$m_o = \frac{P_g V_o + \gamma P_p V_p}{RT_o} = \frac{P_p V_p}{RT_o} \left(\frac{\gamma}{1 - P_g/P_o} \right) \quad (2)$$

En la ecuación (2) m_o es la masa total de gas presurizante necesaria, P_p es la presión en el volumen vacío (ullage volume) del tanque (y por tanto en el tanque de propelente), V_p es el volumen del propelente desplazado, R es la constante específica del gas presurizante utilizado, T_o es la temperatura inicial del gas presurizante, P_g es la presión final deseada en el tanque presurizado y P_o es la presión inicial del presurizante.

Finalmente, es posible determinar el volumen de gas necesario (V_o) de la siguiente manera:

$$V_o = \frac{m_o}{\rho_o} = \frac{m_o R T_o}{P_o} \quad (3)$$

○ **Modelo 2 (Elliot Ring) [2]**

En su libro, “Rocket propellant and pressurization systems” [2], Ring establece la misma deducción hecha por Sutton para determinar la masa de gas presurizante inicial, con la salvedad de agregar a la ecuación (2) el factor de compresibilidad del gas ideal (Z).

Las hipótesis seguidas por Ring son las siguientes:

- Proceso adiabático y sin fricción.
- La presión en el tanque de propelente es constante.
- El peso inicial del gas que sea externo al recipiente de almacenamiento es despreciable.
- El efecto de Joule – Thompson es despreciable.
- No hay evaporación del propelente.

En la siguiente ecuación presentada por Ring, el subíndice “sc” representa el estado en el contenedor de gas presurizante, “t” el estado en el tanque de propelente, “i” el estado inicial y “f” el estado final. Estos subíndices pueden ser intercambiados por los utilizados por Sutton de la siguiente forma: “sci” es “o”, “scf” es “g” y “tf” es “p”.

Del principio de conservación de la energía y considerando sistema adiabático, Ring obtiene la misma expresión a la que llegó Sutton.

$$\frac{P_t V_t}{J} = W_{sci} \cdot C_v \cdot T_{sci} - W_{tf} \cdot C_v \cdot T_{tf} - W_{scf} \cdot C_v \cdot T_{scf} \quad (4)$$

Donde:

T : Temperatura del gas.

C_v : Calor específico a volumen constante.

W: peso del gas.

P: Presión del gas.

V: volumen del gas.

J: factor de conversión de calorías a joule a través del ratio de trabajo mecánico realizado por una cantidad de calor suministrado ($J = W/Q = 4,18 \text{ J/cal}$).

Teniendo las relaciones de gas ideal y considerando que si P_t y V_t son moderadas (del orden de 50 bar), el factor de compresibilidad (determinado a partir del análisis teórico de la referencia [3]) en el ullage se puede aproximar a la unidad ($Z_t \approx 1$), con lo cual se obtiene la siguiente ecuación.

$$W_{sci} \cdot T_{sci} = \frac{P_{scf} V_{sc}}{Z_{sc} T_{sci} R} + \frac{\gamma}{R} \frac{P_t V_t}{T_{sci}} \quad (5)$$

Finalmente trabajando la ecuación (5) se llega a la expresión que permite determinar la cantidad de gas inicial en el contenedor de gas presurizante.

$$W_{sci} = \frac{P_t V_t}{R T_{sci}} \left(\frac{\gamma}{1 - \frac{P_{scf} Z_{sc}}{P_{sci} Z_{scf}}} \right) \quad (6)$$

Como se puede observar al reemplazar los subíndices utilizados por Ring a los utilizados por Sutton, salvo por la inclusión del factor de compresibilidad, la ecuación (7) resultante es la hallada por Sutton.

$$m_o = \frac{P_p V_p}{R T_o} \left(\frac{\gamma}{1 - \frac{P_g Z_o}{P_o Z_g}} \right) \quad (7)$$

El factor de compresibilidad (*Z*) es una simple corrección de la fórmula del gas ideal para intentar corregir ciertos efectos de los gases no ideales, como el tamaño de las moléculas y su fuerza de atracción mutua.

2.2. Desarrollo experimental

Para obtener los datos necesarios para contrastar con la teoría expuesta en las secciones anteriores, se procede a construir un banco que permite presurizar y expulsar un determinado propelente y cuenta con tuberías de acero inoxidable con uniones de virola y rosca NPT, lo que facilita las conexiones del piping. Este banco posee un tanque de aluminio (tanque de propelente) de 170 litros de capacidad y está recubierto de material aislante para evitar lo mayor posible las transferencias de calor entre el interior y el ambiente (véase Figura 2). Como depósito de presurizante se utiliza el contenedor de un compresor de aire trifásico de 3 hp de potencia y con volumen aproximado de 120 litros (Figura 2).

En la Figura 2 a la izquierda se observa el diagrama P&ID del segundo banco de ensayos, donde se tiene el tanque de almacenamiento de presurizante (1), el regulador de presión (2), el tanque de propelente (3), las válvulas de regulación de caudal (4 y 5) y el resto de los elementos.

Como no se cuenta con caudalímetro, se mide el volumen expulsado a través de un recipiente graduado.

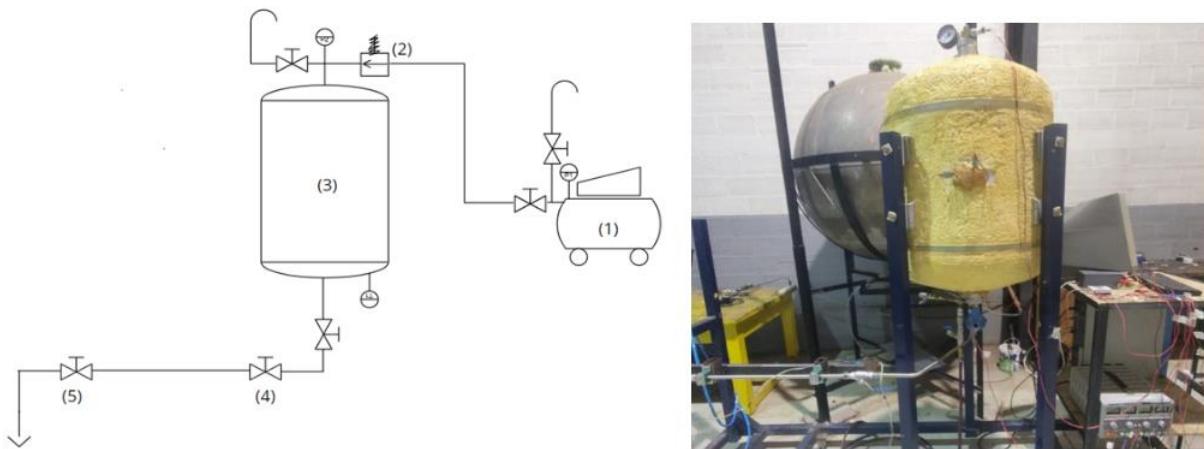


Figura 2. Esquema P&ID del banco de ensayos (izquierda) y el banco montado (derecha).

2.3. Ensayo de descarga con agua (sin inyector).

Este ensayo consta de realizar una descarga de propelente a una presión determinada durante un tiempo. Con los valores obtenidos de los sensores de presión y el caudalímetro se calcula por un lado la masa inicial de presurizante requerida para la descarga, y se la compara con el valor real de masa utilizada, calculada mediante la ecuación del gas ideal, conociendo las características del tanque de almacenamiento (presiones y volumen).

Se busca, también, obtener la influencia del factor de pérdida de carga del circuito de presurización y de alimentación.

A continuación, se describen las características principales del ensayo:

Como fluido destinado a presurizar el sistema se tiene al aire y como propelente al agua, ambos a temperatura ambiente. Se realizan en total 6 ensayos, donde se configura la presión inicial del presurizante a los siguientes valores:

$P_1 = 7$ bar, $P_2 = 6,5$ bar, $P_3 = 5$ bar, $P_4 = 7$ bar, $P_5 = 7,65$ bar y $P_6 = 7,95$ bar.

Las presiones objetivo en el tanque de propelente para los ensayos son: $P_{p1} = 3$ bar, $P_{p2} = 3$ bar, $P_{p3} = 3$ bar, $P_{p4} = 3,6$ bar, $P_{p5} = 3,6$ bar y $P_{p6} = 6,5$ bar.

Finalmente, el volumen de propelente expulsado para cada ensayo es: $V_{p1} = 10$ L, $V_{p2} = 10$ L, $V_{p3} = 40$ L, $V_{p4} = 40$ L, $V_{p5} = 33$ L y $V_{p6} = 20$ L.

3. RESULTADOS Y DISCUSIÓN

Se realizaron 2 sesiones de ensayo. En la primera sesión se realizaron 2 ensayos con agua y en la segunda 4 ensayos. En todos ellos se tomó datos de presión a través de 2 sensores.

3.1.1º Sesión de ensayos

Los ensayos se realizaron con una presión inicial P_0 de aproximadamente 7 bar y con una presión de seteo del regulador de aproximadamente 3 bar.

En ambas pruebas se termina la expulsión de propelente una vez que se expulsa 10 litros de este.

En las curvas de la Figura 3 se puede observar los resultados de presión de la primera prueba, donde, por un lado, la caída de presión en el tanque de presurizante que resulta ser de aproximadamente 0,2 bar, y por el otro, que la presión del propelente no llega a estabilizarse durante la expulsión.

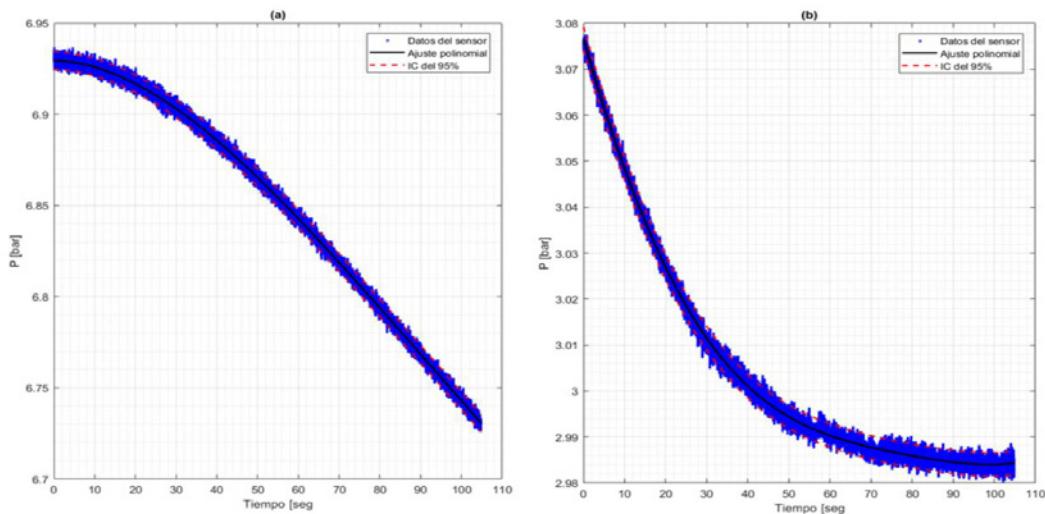


Figura 3. 1° ensayo: (a) curva del sensor del tanque de presurizante. (b) curva del sensor del ullage.

Debido a la pequeña diferencia entre la presión final (P_g) y la inicial (P_0) se obtiene un error importante en la comparación entre los datos experimentales y teóricos.

3.2.2° Sesión de ensayos

En esta sesión se realizan 4 ensayos. Así como en los ensayos de la primera sesión, se detiene la expulsión cuando se expulse el volumen deseado.

En la primera prueba se tiene una presión inicial de aproximadamente 5 bar y se configura el regulador a 3 bar. El volumen expulsado es de 40 litros.

Si se observa la Figura 4, se tiene la variación de presión buscada, donde la presión del tanque de presurizante disminuye de forma lineal y la presión en el tanque de propelente se mantiene aproximadamente constante durante la expulsión.

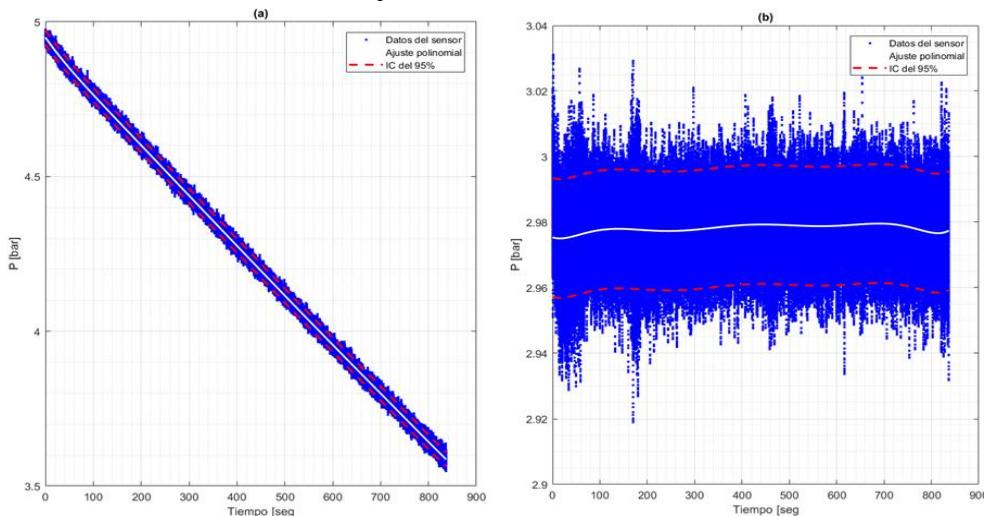


Figura 4. 1° ensayo: (a) curva del sensor del tanque de presurizante. (b) curva del sensor del ullage.

Para el resto de las pruebas de esta sesión, los resultados son similares a la primera prueba, representada en la Figura 4. Las curvas obtenidas para el resto de las pruebas se pueden visualizar en la Figura 5, Figura 6 y Figura 7.

E. A. Jara, P. M. Mantelli, J. S. Del Nero y J. Marañón Di Leo

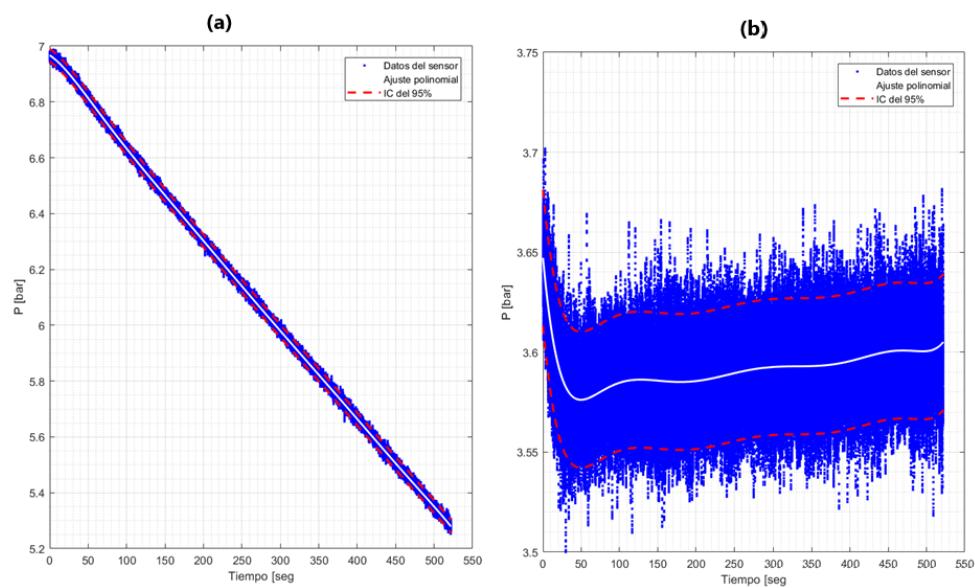


Figura 5. 2º ensayo: (a) curva del sensor del tanque de presurizante. (b) curva del sensor del ullage.

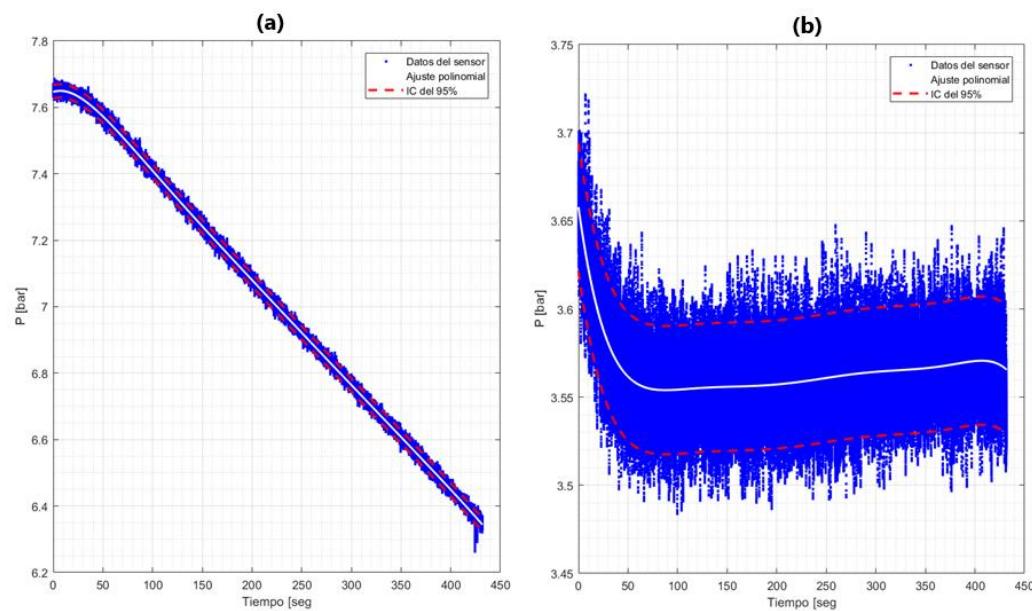


Figura 6. 3º ensayo: (a) curva del sensor del tanque de presurizante. (b) curva del sensor del ullage.

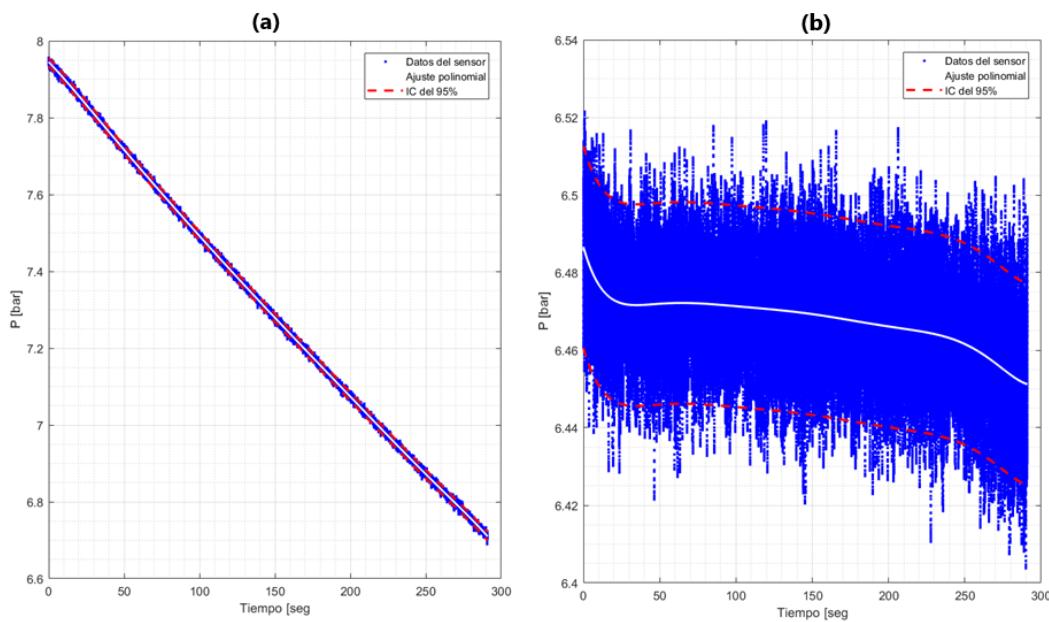


Figura 7. 4º ensayo: (a) curva del sensor del tanque de presurizante. (b) curva del sensor del ullage.

4. DISCUSIÓN

Para concluir con la comparación de los resultados se crea la Tabla 1, donde se pueden observar los errores determinados con el método de Sutton [1] y con el método de Ring [2]. En la primera sesión no hay diferencia entre ambos métodos porque la diferencia entre el factor de compresibilidad inicial y el final es casi nula. En los ensayos de la 2º sesión se puede observar un aumento en el error para el método de Ring con respecto al de Sutton. Según la referencia [3] esto puede ser debido a que la relación P_g/P_o es cercana a la unidad, con lo cual la acción de tratar de corregir las no linealidades a través del factor de compresibilidad resulta perjudicial.

Tabla 1. Comparación de todas las pruebas realizadas y de las 2 formulaciones teóricas.

Sesión	1º Sesión		2º Sesión			
	Magnitudes	1º test	2º test	1º test	2º test	3º test
Pg/Po	0,9698	0,9826	0,7132	0,7518	0,8148	0,8408
mo exp. [kg]	0,988	0,922	0,71	0,99	1,09	1,13
SUTTON						
mo teor. [kg]	1,662	2,907	0,689	0,960	1,054	1,348
Er rel [%]	67,57	213,48	-2,31	-2,98	-3,11	19,73
RING						
mo teor. [kg]	1,656	2,890	0,687	0,957	1,050	1,343
Er rel [%]	67,57	213,48	-2,53	-3,27	-3,45	19,28

En la Figura 8 se observa como al acercarse a 1 la relación Pg/Po, el error de predicción de masa tiende a infinito, al igual que los datos experimentales obtenidos en la primera sesión de ensayos y el 4to ensayo de la 2da sesión.

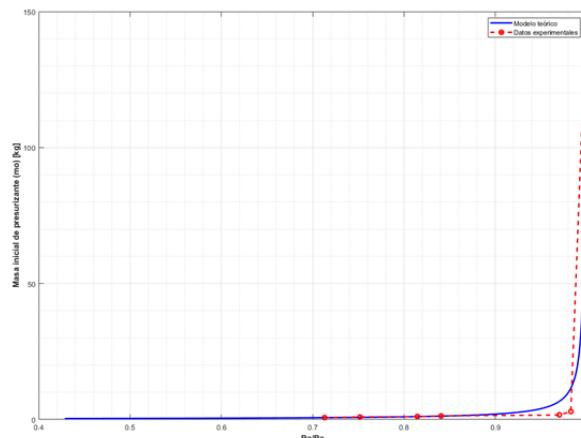


Figura 8. Comparación entre resultados experimentales y predicción teórica.

5. CONCLUSIONES

A partir de los resultados de este trabajo, expresados en la Tabla 1, se puede corroborar la importancia de generar una notable caída de presión en el tanque de presurizante, entre el inicio y el final de la expulsión del propelente, para obtener una buena predicción de la teoría. Mientras más cercana a la unidad se encuentre la relación Pg/Po peor será la predicción de masa necesaria. De los ensayos realizados se puede deducir que para relaciones menores a 0,8 el error obtenido es menor al 10%.

Para asegurar lo expresado anteriormente, resulta necesario realizar más ensayos y determinar la incertidumbre del sistema, aun así, los resultados obtenidos parecen seguir las desviaciones esperadas según la teoría (Figura 8).

Se puede concluir, al menos de manera preliminar, que los experimentos realizados durante la segunda sesión de ensayos verifican la teoría presentada en este trabajo.

Hay que tener en cuenta que todos los ensayos se realizaron a temperatura ambiente, por lo tanto, se plantea a futuro repetir los mismos con propelentes criogénicos con el fin de verificar la teoría para dichas temperaturas.

Como comentario final, resulta interesante como una corrección por compresibilidad del aire resulta en una peor predicción que al no tener dicha corrección, por lo menos, a Pg/Po cercanas a 1, esto se puede contrastar con la comparación de resultados presentada en la referencia [3], donde ocurre algo similar. Por lo tanto, la ecuación de Ring se debe usar con dicha precaución.

6. REFERENCIAS

1. G. P. Sutton and O. Biblarz: "Rocket Propulsion Elements"; 2010, John Wiley & Sons, 8va edición, Capítulo 6, Sección 5, 201-221.
2. E. Ring: "ROCKET PROPELLANT AND PRESSURIZATION SYSTEMS"; 1964, Prentice – Hall, Inc, Englewood Cliffs, N. J, Parte III, Capítulos 16 al 19, 173-263.
3. R. J. G. Hermsen: Cryogenic propellant tank pressurization, Master thesis report Faculty of Aerospace Engineering, Department of Space Engineering, Delft University of Technology, 2017.
4. P. M. Mantelli, T. V. Berón y J. S. Del Nero: DISEÑO CONCEPTUAL DEL SISTEMA DE PRESURIZACION DE UN VEHICULO LANZADOR, CTA (Centro Tecnológico Aeroespacial), Departamento de Aeronáutica, Facultad de Ingeniería, UNLP.



7º Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica



UNIVERSIDAD
NACIONAL
DE LA PLATA

Carro de transporte e izaje para vehículos lanzadores

F. Pasquevich (1), A. Martinez del Pezzo (1), A. Bottani (1).

(1) Centro Tecnológico Aeroespacial, Departamento de Ingeniería Aeroespacial, Facultad de Ingeniería, Universidad Nacional de La Plata.

Calle 1 y 47, CP 1900, La Plata, Argentina.

facundo.pasquevich@ing.unlp.edu.ar

Palabras claves: carro de transporte, izaje, vehículo lanzador.

Resumen

Los carros de transporte e izaje son, tal como su nombre lo indica, los encargados de trasladar a los vehículos lanzadores desde su sitio de integración hasta la zona de lanzamiento, contemplando también su posterior izaje.

Estos carros poseen tres componentes principales, el primero es la estructura donde el vehículo reposa en posición horizontal durante el traslado. Mientras que el segundo, es la torre de izaje, la cual debe poseer la capacidad de elevar el vehículo hasta verticalizarlo completamente. Para luego retraerse y volver a su posición inicial horizontal, liberando la zona para el despegue seguro del lanzador. Finalmente, cuando el vehículo se encuentra izado, reposa sobre el tercer componente del conjunto, la base de bancada, la cual tiene la función principal de mantener al vehículo en posición vertical y asegurado hasta el lanzamiento.

En el presente trabajo se desarrolla el diseño conceptual y análisis estructural de dicho carro, enmarcado en el proyecto VECTA (Vehículo Experimental Centro Tecnológico Aeroespacial). El cual contempla un vehículo lanzador de dos etapas de aproximadamente 600 kg y un largo de 9 metros.

En particular, se describen los principales componentes del carro y se desarrollan los criterios y cálculos utilizados para su dimensionamiento.



7º Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica



UNIVERSIDAD
NACIONAL
DE LA PLATA

Diseño de Tanques de Oxidante y Combustible para Vehículo Lanzador

N. Leon (1), M. Grignoli (1), A. Ramuzzi (1), G. Galarraga (2).

(1) Universidad Nacional de La Plata, Facultad de Ingeniería, La Plata, Argentina.

(2) Veng S.A., Av. Paseo Colón 505, Piso 6, CABA, Buenos Aires, Argentina.

neyder.leon@ing.unlp.edu.ar

Palabras claves: DISEÑO, TANQUE, ESTRUCTURA, ELEMENTOS FINITOS

Resumen

En este proyecto se llevó a cabo el diseño estructural de los tanques de oxidante y combustible para el vehículo que probará el motor de segunda etapa de un vehículo lanzador.

Para ello, se partió de los requerimientos básicos de misión de VENG S.A. Se realizó un diseño CAD de los tanques teniendo en cuenta las dimensiones básicas y el proceso de fabricación disponible para el vehículo.

La principal limitación ha sido la elección de los métodos de unión, y se han propuesto dos opciones: soldadura MIG y TIG. Si bien la soldadura convencional reduce los costos de fabricación, presenta un desafío de diseño en términos de su aplicación en un tanque de uso espacial. Además, uno de los requisitos de VENG era que la unión entre módulos debe ser axial, lo que planteó un desafío adicional para encontrar la interfaz más eficiente que cumpliera con este requerimiento.

Los tanques serán estructurales y se diseñarán como estructuras monocasco, por lo que la chapa que los conforma debe resistir tensiones de corte y normales al mismo tiempo, producto de la presurización de los módulos y las cargas de vuelo del vehículo.

Se realizaron cálculos estructurales analíticos para validar los diversos modelos FEM en función de los estados de carga contemplados en los requerimientos del proyecto. Estos modelos partieron desde un modelo axisimétrico muy simplificado, pasando por modelos 3D donde los estados de carga se suponían constantes, hasta un modelo que integraba la interacción entre ambos módulos (combustible y oxidante) y en el cual las cargas de vuelo variaban en función de la performance indicada por VENG.

Por otra parte, se analizaron algunos subsistemas que componen a la estructura, como la unión de la brida al “piping” o la vinculación entre las interfaces, para estos se hicieron modelos reducidos que permitieran entender la mecánica de estos subsistemas comparando sus resultados con cuentas analíticas realizadas previamente.

Finalmente, se diseñaron y establecieron los requerimientos de los ensayos para caracterizar los materiales después de la soldadura, así como el plan de aceptación y los ensayos que se realizarán sobre el prototipo con el objetivo de comenzar con la fabricación del producto final.

Referencias:

- [1] ASM (1993), Metals Handbook Volumen 6.
- [2] Timoshenko, S. & Woionowsky-Krieger, S. (1959), Theory of Plates and Shells. McGraw-Hill.
- [3] AWS D1.2-D1.2M



7º Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica



UNIVERSIDAD
NACIONAL
DE LA PLATA

Estudio y Ensayo de Vibración de Sistema de Desacople de Vehículos Lanzadores

Fernando Figueroa(1), Franco Trabucco(1), Tomás Marranghelo(1), Fredy Misericordia(1), Andrés Martínez del Pezzo(1), Gonzalo Galarraga(2).

(1) *Centro Tecnológico Aeroespacial (CTA) Departamento de Aeronáutica - Facultad de Ingeniería de la Universidad Nacional de La Plata (UNLP) Calle 1 y 47, CP 1900, La Plata, Argentina*

(2) *Veng S.A., Av. Paseo Colón 505, Piso 6, CABA, Buenos Aires, Argentina*

fernando.figueroa@ing.unlp.edu.ar

Palabras claves: VIBRACIÓN, VEHÍCULO LANZADOR, RETENCIÓN, LIBERACIÓN.

Resumen

En los vehículos lanzadores multietapa, los sistemas de retención-liberación o desacople, son sistemas críticos, ya que de los mismos depende la integridad estructural del vehículo. Además al momento de la separación de etapas, el sistema debe permitir la misma de forma confiable.

Para asegurar que el sistema no presentará fallas durante el vuelo, el mismo se somete a diferentes ensayos de calificación, que buscan simular las condiciones de lanzamiento y vuelo, donde se presentan cargas dinámicas que pueden ser generadas por diversas fuentes, como el motor, fuerzas aerodinámicas, resonancias estructurales, accionamiento de actuadores, etc. Por esto, es importante que los componentes del cohete puedan resistir estas cargas, sin que estas afecten su funcionamiento o produzcan daños.

Dentro de los ensayos de calificación se realizan básicamente 2 tipos de ensayos de vibración, los cuales se presentan en este trabajo. El primero es del tipo random, que permite evaluar el efecto de un amplio rango de frecuencias que se pueden encontrar durante el vuelo, y el segundo del tipo sine burst, que permite evaluar los efectos de los picos de aceleración en el vehículo.

Dentro del presente trabajo se muestran ejemplos ilustrativos de los ensayos mencionados en el párrafo anterior, así como la normativa asociada y los resultados obtenidos.



7º Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica



UNIVERSIDAD
NACIONAL
DE LA PLATA

Torre de Izaje de Vehículo Lanzador

F. Pasquevich (1), A. Irigoyen (1), M. Diomedi (1), G. Galarraga (2).

(1) *Centro Tecnológico Aeroespacial, Departamento de Ingeniería Aeroespacial, Facultad de Ingeniería, Universidad Nacional de La Plata, Calle 1 y 47, CP 1900, La Plata, Argentina.*

(2) *Veng S.A., Av. Paseo Colón 505, Piso 6, CABA, Buenos Aires, Argentina.*

facundo.pasquevich@ing.unlp.edu.ar

Palabras claves: TORRE DE IZAJE, DISEÑO, VEHÍCULO LANZADOR.

Resumen

La torre de izaje es la encargada de mover y mantener al vehículo lanzador en la posición correcta para cada operación posible: transporte, posición horizontal, levantamiento, posición vertical y descarga.

En el presente trabajo se desarrolla el diseño conceptual y análisis estructural de dicha torre, buscando el despegue seguro de un vehículo lanzador con los requerimientos dimensionales brindados por VENG S.A.

La torre debe cumplir la función de mantener al vehículo en su posición y asegurarla hasta el lanzamiento por lo que se dimensionan los distintos soportes de apoyo del vehículo en la torre de izaje.

A su vez, se realiza el diseño de la torre con el dimensionamiento de sus componentes en base al cálculo estructural contemplando las distintas solicitudes posibles: carga de viento y peso propio de la torre de izaje y el peso del vehículo lanzador.

Además, se realiza el diseño mecánico de los componentes auxiliares que permiten el correcto levantamiento y traslado del conjunto, como son los pistones hidráulicos.

Por último, se diseñan y dimensionan los distintos sistemas de vinculación, siendo estos los correspondientes a la articulación bancada-torre, y los de los componentes auxiliares.

Este informe proporciona una visión general completa y detallada del proceso y de los requisitos necesarios para el diseño e implementación de una torre de izaje para vehículos lanzadores buscando garantizar el éxito de la misión espacial.



7º Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica



UNIVERSIDAD
NACIONAL
DE LA PLATA

Diseño de modelos participativos en el marco del BRAIA

M. F. Rodriguez(1), A. J. Patanella(1)

(1) Centro Tecnológico Aeroespacial, Universidad Nacional de La Plata, Facultad de Ingeniería, La Plata, Argentina.

Autor principal: fernanda.rodriguez@ing.unlp.edu.ar

Palabras claves: SMAD, diseño, aceleradores, competencias, BRAIA.

Resumen

Se desarrollo, en el marco de la alianza BRAIA (Belt and Road Aerospace Innovation Alliance), desde el CTA (Centro Tecnológico Aeroespacial) un esquema colaborativo para abordar la dirección del proyecto internacional para diseñar una constelación de microsatélites (liderada por el BRAIA), se efectuó la coordinación global de las propuestas, los potenciales demostradores tecnológicos a aplicar, y los mecanismos para incentivar la participación de alumnos y otras organizaciones. Se fomento la gestión de integración de equipos y fabricaciones de partes con logística internacional. Para ello el gran motor era la incorporación de estudiantes de grado, posgrado junto al personal científico de las instituciones participantes, tanto para horizontalizar la estructura académica como para trazar lógicas de redes de trabajo internacional.

Se plantea entonces, como proyecto la idea de trabajo global y remoto para la planificación, con instancias propositivas y de competencia, para tratar de incentivar de manera creativa la diversificación de demostradores tecnológicos, y luego a nivel competencia hacer una convergencia en aquellas propuestas con instrumentaciones y ensayos potenciales.

Se reformula las iteraciones de Proceso de Diseño SMAD [1], con el fin de obtener un marco conceptual de contención, la propuesta de elaborar solicitudes de interacción y competencias académicas, es la herramienta resultante, a raíz de que de las 51 instituciones conformantes y asociadas al BRAIA, menos de un tercio tenían capacidad para absorber la magnitud del desarrollo de una constelación, de manera cooperativa/internacional. En función de la Misión Central se solicita propuestas de demostradores tecnológicos o científicos para configurar el equipo directivo, y abordaje del Plan de Diseño de la constelación, para entregar un sistema de interacción que trabaje como Facilitador de Misiones Secundarias, y generar captación de participación en simultaneo con propuestas de formación.

El motivo central de la propuesta es la expansión de la cooperación internacional. Con la visión enfocada al intercambio ganancial, donde las instituciones pueden actualizarse en formación, a partir de los desarrollos de quienes ya tienen trayectoria en tecnología espacial.

Referencias:

- [1] WERTZ, J. R.; LARSON, W. J. (1992). Space Mission Analysis and Design. United States Air Force Academy. Microcosm. The Space Technology Library.



7º Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica



UNIVERSIDAD
NACIONAL
DE LA PLATA

Impresión 3D FDM de aplicación aeroespacial

M. F. Rodriguez (1)

(1) Centro Tecnológico Aeroespacial, Universidad Nacional de La Plata, Facultad de Ingeniería, La Plata, Argentina.

Autor principal: fernanda.rodriguez@ing.unlp.edu.ar

Palabras claves: FDM, trazabilidad material, protocolos, ensayos.

Resumen

En el marco del desarrollo del proyecto de la Universidad Nacional de La Plata, de tener su primer satélite, el USAT-1[1], llevado adelante por el Centro Tecnológico Aeroespacial, se han desarrollado varios modelos a escala real, conjugando prototipado rápido, provisto por el Fab-Lab (del CTA), y materiales ya predefinidos en las instancias previas de diseño y control. Viendo las posibilidades experimentales del Fab-Lab y las potencialidades de la incorporación de nuevos materiales aprobados dentro de las guías oficiales de diseño de la Nasa, se decidió poner a prueba el grado de viabilidad en el desarrollo de piezas finales para integración a fabricarse por impresión 3D FDM (Fused Deposition Modeling).

Estas nuevas incorporaciones materiales de la NASA han sido el resultado de múltiples factores en donde prima con superioridad el costo, resultando positivo su adopción tanto por peso, por resistencia, como por economía de procesos, no solo involucra el costo de los materiales seleccionados para su ensayo, sino el proceso de fabricación, donde el centro de mecanizado puede centrarse en la estructura mientras se avanzan con piezas dentro de la estructura. Dando lugar a nuevos modelos de proceso de diseño e integración, que pueden resultar de útil transferencia a centros universitarios y secundarios técnicos orientados.

Los materiales (filamentos) seleccionados, caracterizados y contrastados son el Grilamid L20, incoloro, comercialmente Nylon-12 y el Polioximetileno (POM o Poliacetal), en color negro, comercialmente Acetal. Ambos materiales conocidos en su estado tradicional de manufactura por su alto desempeño en la industria automotriz, médica y aeronáutica. Se realiza un relevo de diversas pruebas en diferentes geometrías que contrastan las condiciones necesarias para llevar adelante la impresión de dichos filamentos. Este procedimiento es relevado hasta llegar al modelado final de la pieza sobre la cual se aplica, en éste caso el soporte de baterías del USAT-1.

La etapa de impresión de la pieza final requiere varias iteraciones de certificación, entre las cuales deberá someterse a ensayos de vacío y desgase. E incluso se prevé mejoras en el diseño de la pieza que le permita al material adaptarse a las condiciones del ensayo (mejorando la fuga molecular por entre el entramado de la pieza).

Finalmente, se prevé la adopción del Protocolo de conservación aprobado por CONAE, para el resguardo de la pieza hasta llegar el momento de su integración. Y dentro de este protocolo también se realizarán diferentes pruebas y mediciones de humedad higroscópica, y alteraciones medioambientales que permitan caracterizar el desempeño de la pieza.

Referencias:

- [1] BOTTA, S. A.; ALFARO RODRIGUEZ, F. A.; RODRIGUEZ, S. (2022). UNLP's first cubesat, USAT-I: Gnss-ro and gnss-r technology demonstrator. 3rd IAA Latin American Symposium on Small Satellites.



7º Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica



UNIVERSIDAD
NACIONAL
DE LA PLATA

Optimización del proceso de fabricación de inyectores swirl-swirl para motor cohete de propelente líquido

G. Ramirez (1), D. Scuto (1), J. Paladini (1), A. Patanella (1)

(1) Universidad Nacional de La Plata, Facultad de Ingeniería, La Plata, Argentina.

CTA – Centro Tecnológico Aeroespacial, Universidad Nacional de La Plata Calle 116 e/47 y 48 (1900) La Plata, Argentina. <http://www.cta.ing.unlp.edu.ar>

Autor principal: Gaspar Ramírez. gaspar.ramirez@alu.ing.unlp.edu.ar

Palabras claves: INYECTOR SWIRL-SWIRL, CAM, CNC, CENTRO DE MECANIZADO, TORNO.

Resumen

En el presente trabajo se resume la optimización y la estrategia adoptada para el proceso de fabricación de un inyector tipo swirl-swirl para el motor cohete de propelentes líquidos perteneciente al proyecto TATU desarrollado por el Centro Tecnológico Aeroespacial de la UNLP.

Los inyectores tipo swirl-swirl cuentan con la particularidad de tener pequeños orificios que no se encuentran perpendiculares a la superficie del inyector. A nivel fabricación esto genera complicaciones a la hora de realizar estos orificios con herramientas de pequeño diámetro respecto a su longitud (esbeltas) en metales duros.

Existen varios métodos de fabricación para lograr estas geometrías particulares, en nuestro caso, por disposición de equipos realizamos el programa de fabricación en base a sustracción de material por máquinas herramientas por arranque de viruta. Luego del diseño en CAD del inyector tipo swirl swirl se procedió a seleccionar las materias primas y las herramientas adecuadas para la operación. Con esto se diseñó un programa CAM para ser ejecutado en combinación entre un centro de mecanizado CNC de 5 ejes modelo UMC 750 y un torno CNC modelo TL 2, ambos de la marca Haas Automation, pertenecientes al CTA. En el diseño del proceso de fabricación se buscó optimizar los tiempos y costos, realizando cada una de las cuatro partes que componen el inyector en dos etapas simultáneas entre las dos máquinas disponibles, para luego ser ensambladas directamente sobre el cabezal de inyección del motor cohete de propelentes líquidos sin necesidad de un post procesamiento adicional. En dicho trabajo se detallan las etapas del proceso, consideraciones sobre la selección de herramientas adecuadas para el material a tratar, problemas en la programación y detalles sobre el post procesamiento de la secuencia CAM para obtener el programa utilizado por las máquinas CNC.



7º Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica



UNIVERSIDAD
NACIONAL
DE LA PLATA

Dimensionamiento y Manufactura de Ignitor Pirotécnico para Motor de Propelente Líquido.

M. Sabatini, A.J. Patanella, J. Paladini

CTA – Centro Tecnológico Aeroespacial, Universidad Nacional de La Plata Calle 116 e/47 y 48 (1900) La Plata, Argentina. <http://www.cta.ing.unlp.edu.ar>

Autor principal: matias.sabatini@alu.ing.unlp.edu.ar

Palabras claves: PROPELENTE SÓLIDO, IGNITOR, MOTOR COHETE.

Resumen

A la hora de encender un motor cohete, es necesario suministrar la energía necesaria para iniciar la combustión del propelente, acción que es realizada por el ignitor. En el caso del motor actualmente en desarrollo en el Centro Tecnológico Aeroespacial (CTA), se utilizarán ignitores del tipo pirotécnico.

Un ignitor pirotécnico consiste en una pequeña carga de propelente sólido en una disposición similar a la utilizada en motores de ese tipo, con la diferencia de que no se utilizan toberas. Esto se debe a que el objetivo no es acelerar los gases de escape, sino que se busca utilizar la temperatura de la mezcla para encender el propelente líquido.

En este trabajo, se aborda el dimensionado de los ignitores pirotécnicos con el objetivo de encender los distintos motores en desarrollo por el CTA, desde 70Kgf hasta 2000Kgf. Se busca además desarrollar la metodología para confeccionarlos, con el objetivo de que estos puedan ser producidos dentro del laboratorio con buena repetibilidad en su funcionamiento. Para esto, se utilizarán métodos de cálculo teórico y numéricos en conjunto con ensayos de laboratorio.

Como propelente sólido, se seleccionó, en primera instancia, una combinación de Dextrosa y Nitrato de Potasio, conocido en el ámbito de la cohetería amateur como “Candy”. La elección se debe al fácil acceso a la información sobre este propelente, que cuenta con múltiples ensayos publicados, lo cual ahorra una gran cantidad de tiempo en el estudio de sus propiedades.

Referencias:

- [1] Nakka, R. (1998), Investigation of Dextrose Monohydrate with regard to consideration as a possible Solid Rocket Propellant Fuel and Binder.
- [2] Nakka, R. (1999), Effect of Chamber Pressure on Burning Rate for the Potassium Nitrate – Dextrose and Potassium Nitrate – Sorbitol Rocket Propellants.
- [3] Douglas, H. W. (1972). Solid Propellant Grain Design and Internal Ballistics.
- [4] Huang, K. H. (1967). Design of Liquid Propellant Rocket Engines.
- [5] Sabatini, S. G., Paladini, J. L., Patanella, A. J. (1999), “Ensayo y diseño de ignitor de motor cohete de propelente líquido basado en propelentes sólidos”, XII Congreso Argentino de Tecnología Espacial.



7º Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica



UNIVERSIDAD
NACIONAL
DE LA PLATA

Diseño mecánico y estructural de bomba de alimentación para cohete de combustión líquida

V. Quiroga (1), J. Paladini (1), A. Patanella(1)

(1) CTA – Centro Tecnológico Aeroespacial, Universidad Nacional de La Plata Calle 116 e/47 y 48 (1900) La Plata

Autor principal: yanina.denise0027@alu.ing.unlp.edu.ar

Palabras claves: BOMBA, MOTOR COHETE, COMBUSTIBLE LÍQUIDO

Resumen

Con finalidad de reducir peso en los tanques de propelente de un propulsor cohete líquido LOx-LCH₄, se pretende diseñar una bomba centrífuga buscando elevar la presión de funcionamiento del propulsor. A partir de la utilización de bombas para cada propelente se puede trabajar con menor presión en los tanques, disminuyendo el consumo de presurizante y espesor (clave en tanques de gran volumen) (sistema PumpFed).

Se buscará hacer hincapié en los esfuerzos internos a los que se vea sometido el sistema en conjunto y los que ve cada uno de sus componentes. Finalmente, se presenta el siguiente trabajo para exponer el proceso que conlleva el diseño de una bomba centrífuga, desde un enfoque mecánico, estructural y térmico exponiendo las ventajas y desventajas que presenta frente a una presurización anticipada del combustible (sistema PressFed).



7º Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica



UNIVERSIDAD
NACIONAL
DE LA PLATA

Degradación de las propiedades termo-ópticas para componente espacial

J. T. Rodriguez Sartori⁽¹⁾, M. A. Martinez⁽¹⁾

⁽¹⁾ Grupo de Ensayos Mecánicos Aplicados (GEMA), Universidad Nacional de La Plata, Facultad de Ingeniería, La Plata, Argentina.

jrodriguezsartori@gmail.com

Palabras claves: DEGRADACIÓN, RADIACIÓN, PROPIEDADES ÓPTICAS, ABSORTIVIDAD, EMISIVIDAD.

Resumen

El objetivo de este trabajo es investigar y analizar la degradación de las propiedades ópticas en aplicaciones espaciales, comprendiendo los factores que contribuyen a dicha degradación. Las propiedades ópticas importantes en este análisis son la emisividad infrarroja y la absorbitividad solar, las cuales determinan el porcentaje de calor que es absorbido y emitido por una superficie y permiten conocer el incremento de temperatura que sufrirá el componente por radiación.

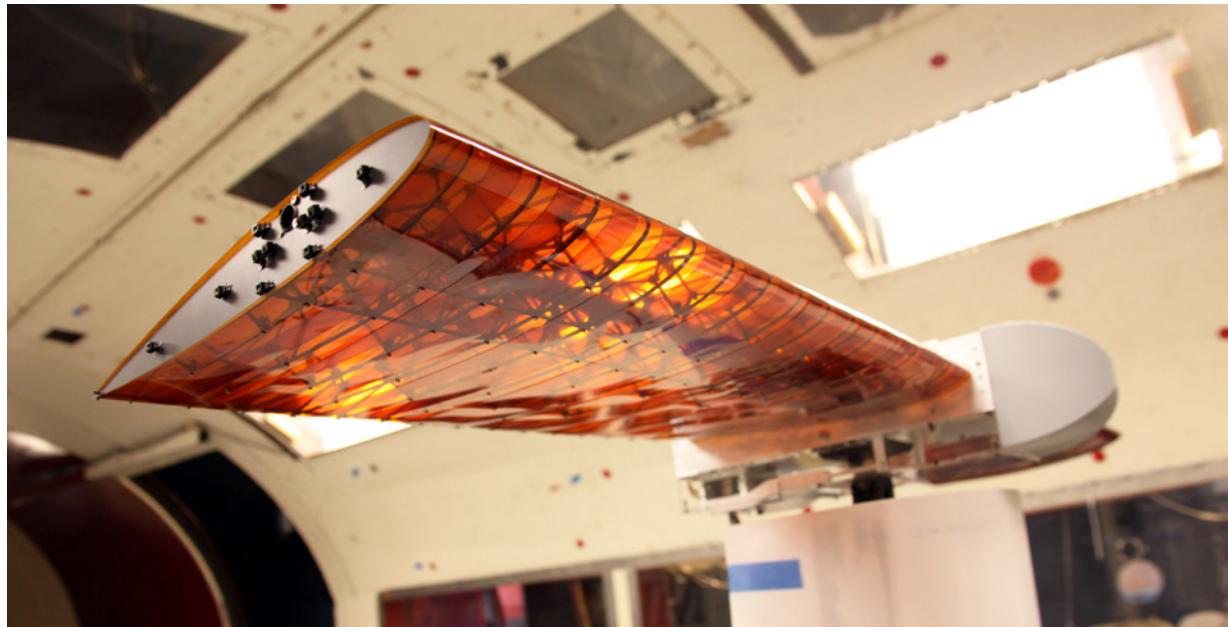
La degradación de las propiedades termo-ópticas de un componente de uso espacial en la operación en órbita es causada por diferentes factores. Entre ellos se encuentra la radiación solar ultravioleta, oxígeno atómico, contaminación, cargas térmicas, alto vacío, entre otros. Esto se representa con un aumento en la absorbitividad del material y con una leve disminución en la emisividad, lo que significa que el componente absorbe mayor cantidad de energía y emite menos.

A la hora de diseñar un componente espacial, se deben tener en consideración las propiedades ópticas que se tendrán a comienzo de vida (Beginning of life, BOL en sus siglas en inglés), y realizar un análisis de las propiedades que se tendrán a fin de vida (End of Life, EOL) que no comprometa el correcto funcionamiento del componente en su misión, manteniendo las temperaturas dentro de ciertos límites admisibles.

En este trabajo se desarrollarán las principales causas de degradación de las propiedades termo-ópticas de un componente espacial, se estimarán los valores que resultarán las propiedades EOL y la degradación a través del tiempo que sufrirán estos materiales. Estas estimaciones se realizarán tanto analíticamente como numéricamente.

Referencias:

- [1] David G. Gilmore (2002). Spacecraft Thermal Control Handbook. Volume I: Fundamental Technologies. Second edition.
- [2] Frank P. Incropera y David P. DeWitt (1999). Fundamentos de Transferencia de Calor. Cuarta edición.
- [3] Gregory Nellis y Sanford Klein (2009). Heat Transfer. Cambridge University Press.
- [4] Anthony F. Mills (1997). Transferencia de Calor.
- [5] S. J. Leet, L. B. Fogdall and M. C. Wilkinson (1995). Thermo-Optical Property Degradation of Irradiated Spacecraft Surfaces. Boing Defense and Space Group.



TECNOLOGÍA EXPERIMENTAL

BANCO DE ENSAYOS MECÁNICOS PARA TANQUES DE COMBUSTIBLE DE LANZADORES ESPACIALES

Aldana Ferreyra Bossi¹, Bautista Saraví Gamboa¹, Catalina Martín¹, Hernán Vilaseca², José Alberro¹ y Sofía Brown¹

¹ Grupo de Ensayos Mecánicos Aplicados (UID GEMA), Facultad de Ingeniería - Universidad Nacional de La Plata
116 e/ 47 y 48, Argentina.

² Vehículos Espaciales de Nueva Generación (VENG) SA
Paseo Colón 505, Ciudad autónoma de Buenos Aires, Argentina
Email: jose.alberro@ing.unlp.edu.ar

RESUMEN

El diseño del Banco de Ensayos Mecánicos forma parte de las diferentes facilidades de ensayos de estructuras que se requieren para el desarrollo de proyectos de Lanzadores Espaciales. Se llevó a cabo la ingeniería de detalle del banco que tiene como objetivo realizar los ensayos mecánicos a los prototipos que se desarrollan en el marco del proyecto Tanques All-Composite, los cuales tienen la función de demostrador tecnológico. Los resultados de los ensayos serán de utilidad para la realimentación de modelos de cálculo, por lo que se realizarán ensayos de cargas mecánicas representativas de las cargas en el vuelo, y en casos combinados de presión interna y temperaturas criogénicas. En el trabajo actual se presenta el diseño y análisis estructural del banco de ensayos capaz de someter a los diferentes tanques a las cargas descriptas anteriormente. El análisis estructural por el método de los elementos finitos permitió simular el comportamiento del banco para los diferentes esfuerzos y realizar la verificación de acuerdo a las especificaciones de VENG S.A. y los lineamientos provistos por las normas CIRSOC 301 y 304.

Palabras clave: ESTRUCTURAS, BANCO DE ENSAYOS, TANQUES, LANZADORES ESPACIALES, SIMULACIÓN.

INTRODUCCIÓN

En el trabajo actual se presenta el diseño, estudio y análisis estructural del banco de ensayos mecánicos (BEM) capaz de someter a los diferentes tanques a las condiciones de cargas a las que estarán expuestos en el vuelo. Las cargas son mecánicas en combinación con presión interna y temperaturas criogénicas. Respecto de las cargas mecánicas, se deben aplicar cargas de compresión, lateral, momento flector y combinación de las anteriores. El propósito del ensayo es evaluar la resistencia de los tanques para las cargas de vuelo y para algunos casos establecer cuáles son las cargas máximas que producen el colapso de los mismos.

Los requerimientos que debe cumplir el diseño del banco de ensayos fueron dispuestos por VENG S.A, entre ellos se mencionan los siguientes:

1. El banco de ensayos deberá ser capaz de soportar un espécimen de ensayo de hasta 250Kg, incluyendo todos sus accesorios y fluidos relevantes para las condiciones de ensayo.
2. El banco de ensayo deberá ser capaz de ensayar una estructura de un diámetro ecuatorial máximo de 500 mm, con la aplicación simultánea de presión interna ya sea a temperatura ambiente o criogénica.
3. El banco de ensayo deberá ser capaz de ensayar una estructura de un diámetro ecuatorial máximo de 700 mm (únicamente cargas mecánicas).
4. En cuanto a las dimensiones, el banco tiene que tener la particularidad de ser trasladable y poseer las dimensiones de la base de ambos módulos compatibles con pallets estándar de madera de 1,2m por 1,0m.
5. Verificar para las tensiones máximas admisibles tanto del material como de las uniones soldadas y atornilladas.

6. Cumplir con los requisitos de flecha máxima para minimizar errores en la medición y en la transmisión de las cargas.

DISEÑO

El diseño del banco consta principalmente de cuatro estructuras de acero soldadas y 5 actuadores. Las estructuras se denominan “bastidor principal”, “banco de elevación” y “estructura de aplicación de carga (EAC)”. Las mencionadas estructuras se pueden trasladar por separado y cumplen con el requerimiento de contar con dimensiones compatibles con pallets estándar. En las figuras a continuación se muestran las distintas partes del banco.

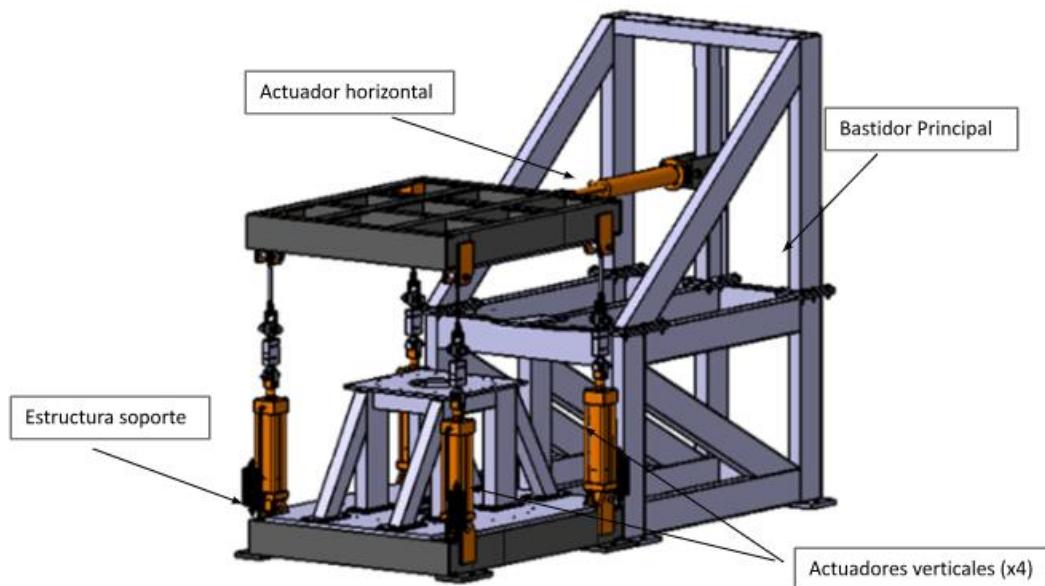


Figura 1. Banco de Ensayos

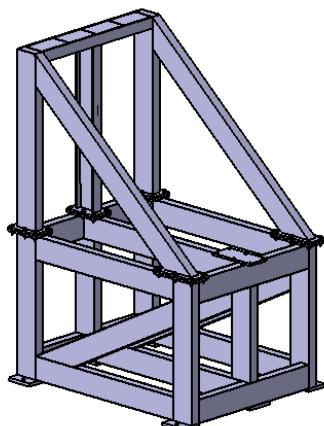


Figura 2. Bastidor Principal

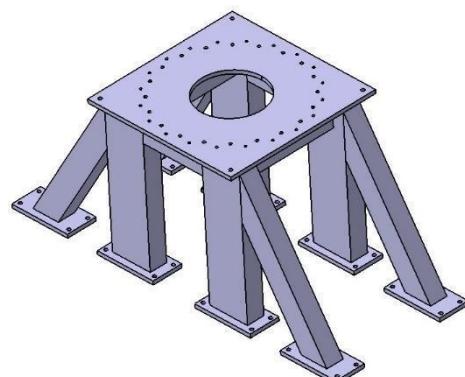
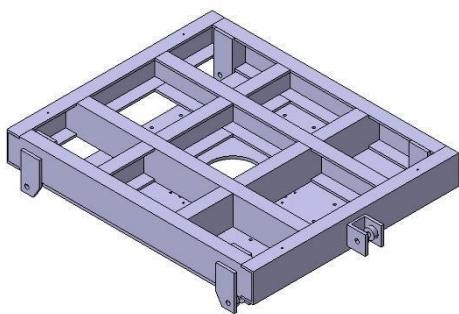
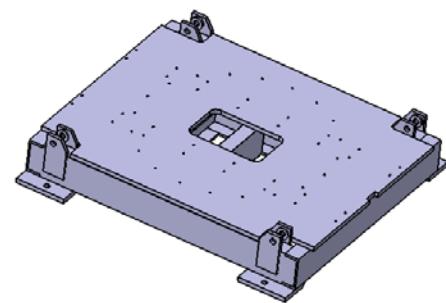


Figura 3. Banco de Elevación

**Figura 4.** EAC Superior**Figura 5.** EAC Inferior

Las funciones de las diferentes estructuras se exponen en la siguiente tabla:

Tabla 1. Funciones de los componentes del BEM

Componente	Función
<i>Bastidor</i>	Permitir la aplicación de la carga lateral a distintas alturas según el espécimen a ensayar.
<i>Banco de elevación</i>	Elevar los tanques y facilitar el ingreso de los elementos necesarios para los ensayos de presión interna y temperatura criogénica.
<i>EAC</i>	Permitir la aplicación de la carga de compresión y de flexión en el espécimen a ensayar.

Para el diseño se empleó perfilería comercial, por lo que el material utilizado es acero IRAM-IAS-U-500-F-24, cuyas propiedades se especifican a continuación:

Tabla 2. Propiedades del material

Material	Módulo de Elasticidad [GPa]	Coeficiente de Poisson	Densidad [kg/m ³]	Tensión de Fluencia [MPa]
Acero F-24	210	0,3	7850	240

ESPECIFICACIONES DE CARGA

Los espécimenes serán sometidos a los siguientes esfuerzos:

- Fuerza axial máxima de 120 kN: se accionan los cuatro actuadores verticales con una carga de 30 kN cada uno.
- Fuerza lateral máxima de 27 kN: se acciona el actuador horizontal con una carga de 27 kN.
- Momento flector máximo de 16 kNm: se accionan los dos actuadores horizontales del extremo izquierdo para aplicar el momento.
- Estado combinado: se accionan en simultáneo los cuatro actuadores verticales y el actuador horizontal.

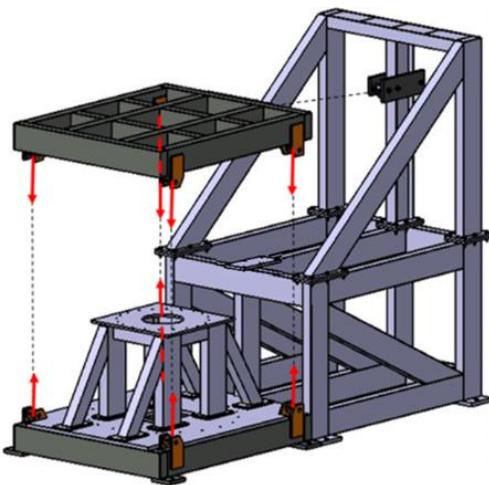


Figura 6. Aplicación de carga axial

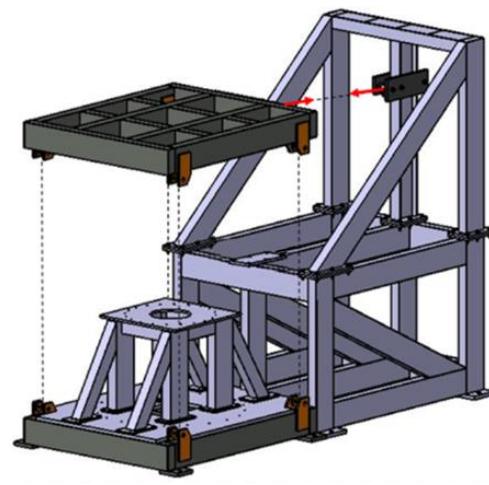


Figura 7. Aplicación de carga lateral

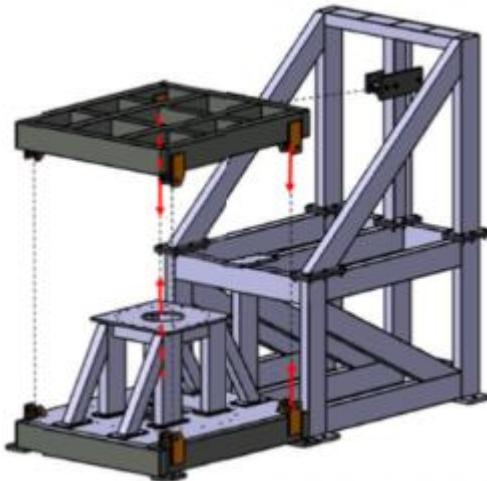


Figura 8. Aplicación de momento fletor

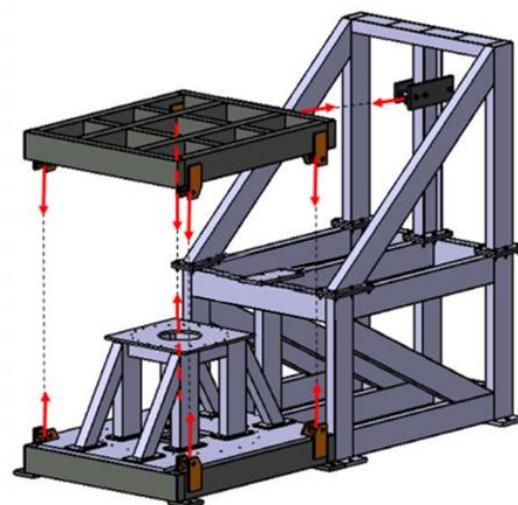


Figura 9. Aplicación de estado combinado

MODELO NUMÉRICO

Para la etapa de ingeniería en detalle se generó un modelo de elementos finitos del banco completo, previamente, y a fines prácticos, se generaron modelos de los componentes principales por separado. Los modelos fueron realizados con elementos de placa (2D) con seis grados de libertad por nodo y tienen en cuenta el espesor de los distintos componentes y las propiedades del material. Para modelar cada unión atornillada se utiliza un elemento de viga que representa el bulón y elementos rígidos en sus extremos que lo conectan a cada agujero.

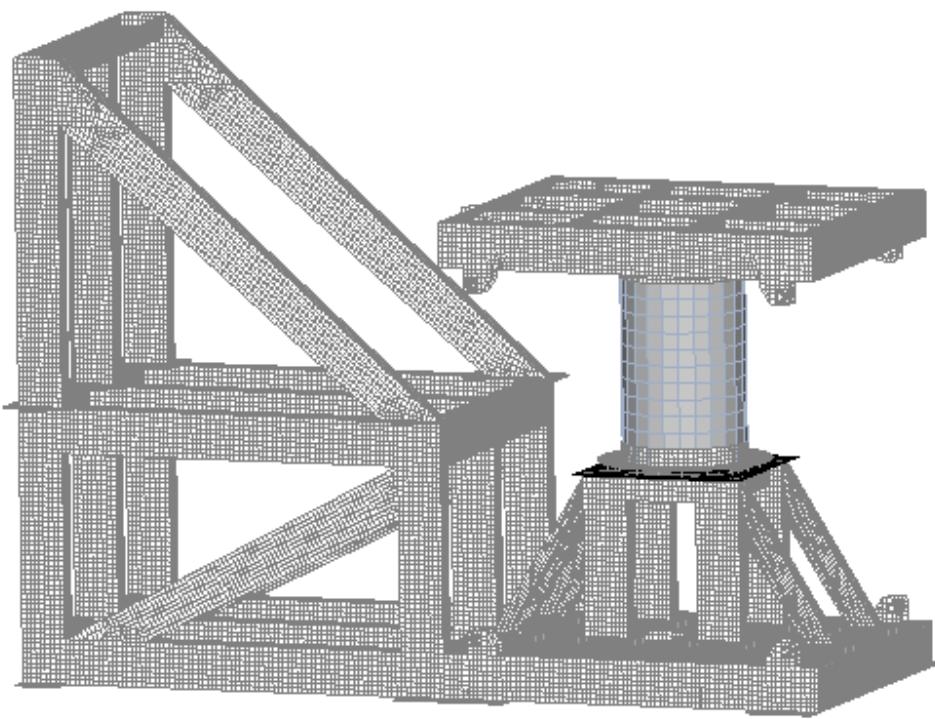


Figura 12. Modelo de elementos finitos del BEM

El banco de ensayos, en su emplazamiento final, deberá estar rígidamente solidario a la plataforma o base de hormigón. Se diseñó una configuración de 12 anclajes, los cuales se muestran en la siguiente figura. Para el análisis se consideró que los puntos de anclaje están articulados.

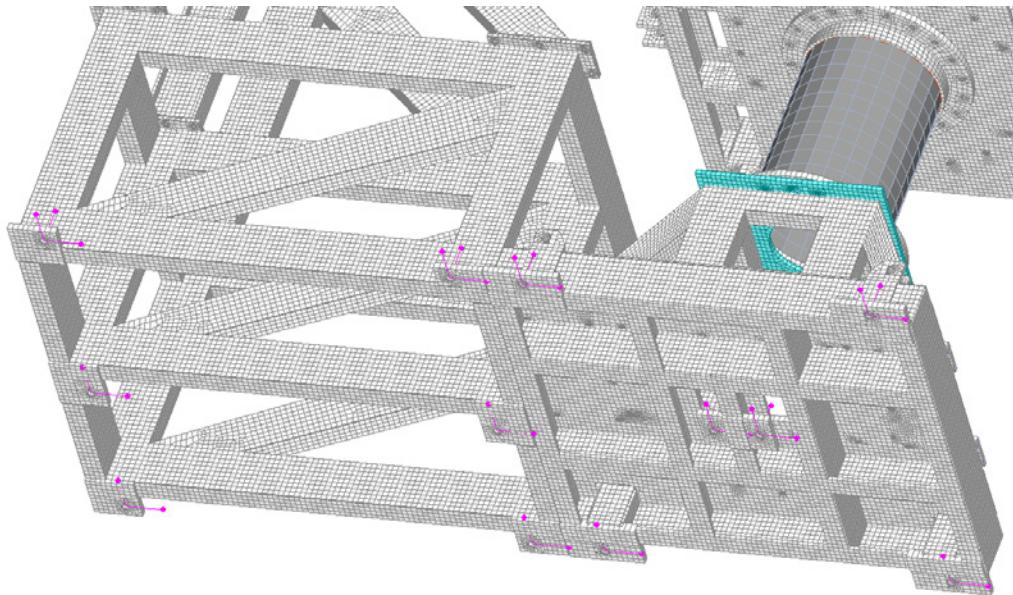


Figura 13. Restricciones del modelo del BEM

RESULTADOS

Se aplicaron las cargas en el modelo numérico, como se mencionó previamente, cargas axial, lateral, momento flector y estado combinado.

Se obtuvieron los estados tensionales y los desplazamientos para todos los casos de carga. La tensión máxima (Von Mises) resultó en 192 MPa y la misma se encuentra por debajo de la tensión admisible y también por debajo de la tensión de fluencia del material (240 MPa). El desplazamiento máximo es de 2.2 mm y cumple con el requisito de flecha máxima que permite minimizar errores en la medición y en la transmisión de las cargas.

Los resultados de tensiones y desplazamientos se muestran en las figuras a continuación:

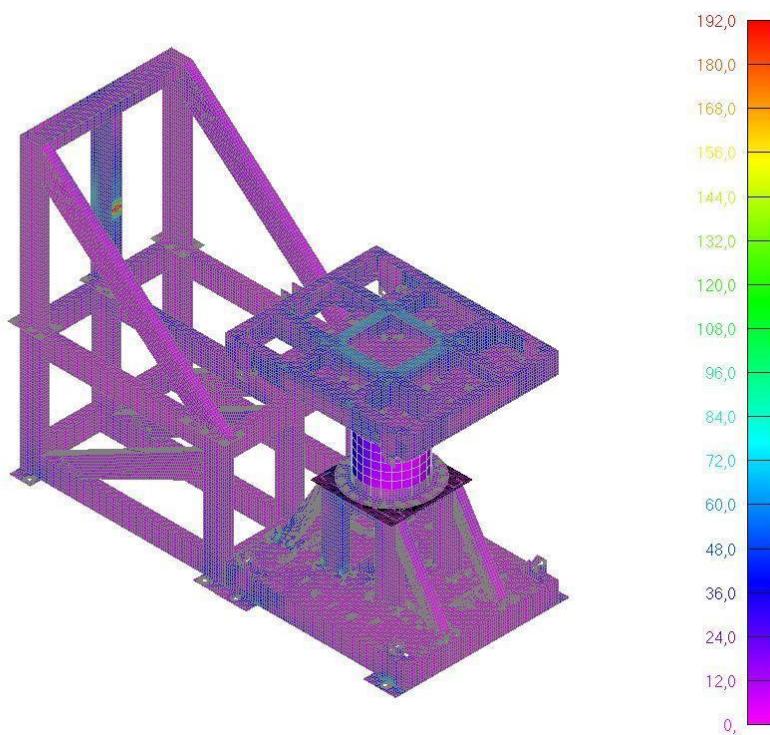


Figura 14. Tensiones de Von Mises [MPa] – Caso de carga combinado

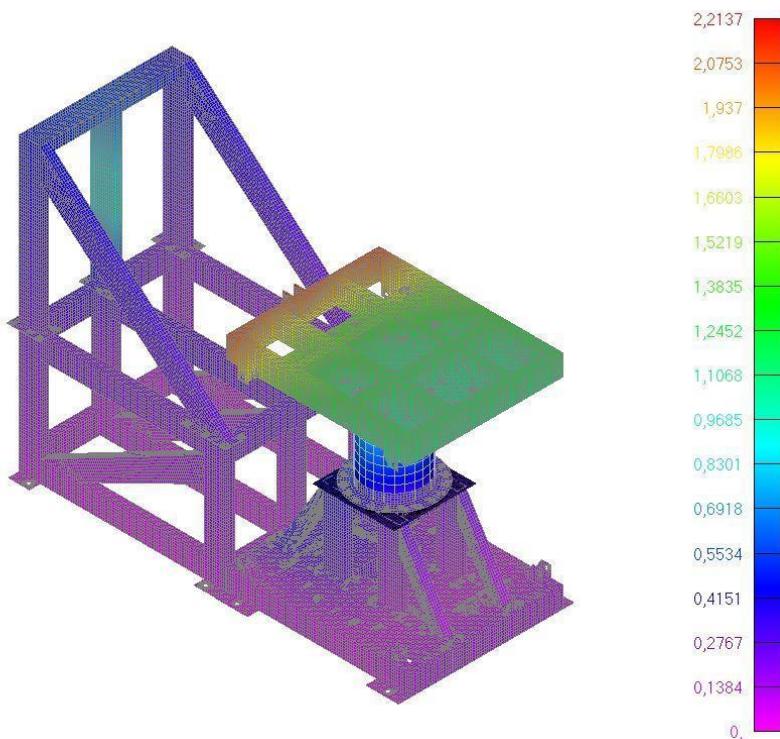


Figura 15. Desplazamientos [mm] – Caso de carga combinado

Uniones soldadas:

Las soldaduras son del tipo de penetración total a tope y de filete. Los caños rectangulares y los perfiles se diseñan con soldaduras a tope. Las bridas del bastidor principal también se diseñan con soldaduras a tope. Las chapas unidas a los EACs se sueldan con filete.

Los valores de las tensiones en las soldaduras se extraen del modelo numérico y se comparan con las tensiones admisibles obtenidas del reglamento [2], teniendo en cuenta el material de aporte, cuya resistencia se obtiene de la norma [3]. Todas las soldaduras verifican bajo los límites admisibles.

Uniones atornilladas:

Las uniones atornilladas para fijar los componentes estructurales del BEM se diseñaron con tornillos de acero de calidad 8.8.

Las cargas que actúan sobre los tornillos se obtienen del modelo de elementos finitos para la carga más desfavorable.

La verificación de las uniones se efectúa con la normativa [4] en el caso de uniones pretensadas y con el reglamento [1] para las uniones de los actuadores. Todas las uniones verifican.

Pandeo:

De las estructuras que componen el BEM, el banco de elevación es el que está sometido a la mayor fuerza de compresión, y dada la longitud de sus caños verticales y diagonales, surge la necesidad de realizar el estudio correspondiente a la inestabilidad al pandeo.

Para realizar la verificación se procedió a aplicar sobre el modelo numérico del banco de elevación la carga de compresión máxima (120 KN) y solicitar el cálculo de los primeros modos de pandeo utilizando el Método de Extracción de Valores Propios de Lanczos.

La carga crítica de pandeo lineal es igual a 3360 KN, la cual supera ampliamente la carga de compresión. De acuerdo al resultado obtenido el colapso de la estructura estará dado por la rotura plástica en las zonas de máximas tensiones. A continuación, se muestra el primer modo de pandeo.

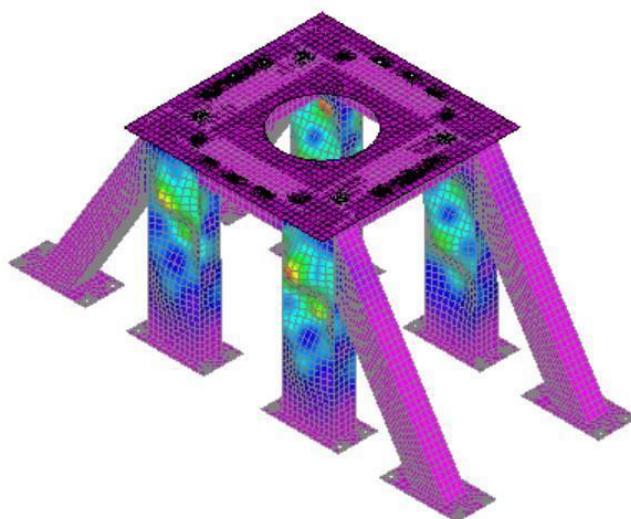


Figura 16. Primer modo de pandeo

CONCLUSIONES

Se presentó el diseño y el análisis estructural del Banco de Ensayos Mecánicos de Tanques All-Composite prototipos, en conformidad con las especificaciones. En el análisis del BEM se realizó la verificación estructural de acuerdo con los lineamientos de los reglamentos [1,2]. Los niveles de tensiones y desplazamientos fueron determinados mediante modelos numéricos efectuados por el método de elementos finitos.

En el análisis estructural se verificó que los elementos estructurales, las uniones soldadas y atornilladas del BEM cumplen con los requisitos. Por lo tanto, desde el punto de vista estructural, se verifica la

Alberro, Brown, Ferreyra, Martín, Saraví, Vilaseca

viabilidad de la estructura del banco que permitirá efectuar los ensayos mecánicos a los tanques correspondientes a los diferentes proyectos de Lanzadores Espaciales.

REFERENCIAS

1. Reglamento CIRSOC 301: “Reglamento argentino de estructuras de acero para edificios”; 2005, INSTITUTO NACIONAL DE TECNOLOGIA INDUSTRIAL.
2. Reglamento CIRSOC 304 – “Reglamento argentino para la soldadura de estructuras de acero”; 2007, INSTITUTO NACIONAL DE TECNOLOGIA INDUSTRIAL.
3. AWS D1.1: “Design of welded connections”; 2000, American Welding Society.
4. NASA Technical Memorandum 106943: “Preloaded joint Analysis Methodology for Space Flight System”; 1995, NASA.



7º Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica



Ensayos de Sistemas Espaciales – Principios y Prácticas Básicas

E. Roggero (1), G. Gonzalez (1)

(1) Universidad Tecnológica Nacional, Facultad Regional Haedo, Haedo, Buenos Aires, Argentina.

eroggero@frh.utn.edu.ar

ENSAYOS – SATELITES – PRINCIPIOS BASICOS - PRÁCTICAS BASICAS

Resumen

Los ensayos son fundamentales en cualquier proyecto espacial debido a varias razones, entre las que se encuentran la validación de tecnologías, la mejora de diseños, la optimización de recursos y las mejoras en la seguridad, a los cuales se suma la identificación y mitigación de problemas, tema especialmente crucial, y es en este aspecto en el que este trabajo se enfoca.

Los ensayos resultan esenciales para identificar en tierra eventuales problemas que podrían ocurrir en el espacio aportando información sobre cómo podrían ser resueltos, permitiendo a los ingenieros prepararse para cualquier eventualidad y tener un plan de contingencia. Para garantizar el éxito de un proyecto espacial, es fundamental identificar estos posibles errores o problemas de forma temprana, lo que permite minimizar los costos y retrasos que podrían surgir si los errores se detectaran tardíamente, pero mucho mejor es preverlos y de este modo evitar que se produzcan.

Es ampliamente conocido que las tecnologías de vanguardia, como las utilizadas en el espacio, requieren tanto de un proceso de mejora continua como de un programa que permita capitalizar las lecciones aprendidas. También es bien sabido, como se ha mencionado, que los ensayos son una pieza clave para garantizar el éxito de cualquier proyecto espacial. Por estas razones, resulta esencial capitalizar las mejoras o lecciones aprendidas aplicables a los ensayos, con el fin de lograr que los nuevos proyectos sean exitosos tanto desde una perspectiva técnica como programática.

La mejor forma de asegurarse de que las experiencias positivas sean reutilizadas y que las negativas sean evitadas es, en primer lugar, identificarlas y, en segundo lugar, difundirlas para su aplicación. La identificación es el resultado de numerosos estudios y experiencias realizados por las principales agencias espaciales. Sin embargo, estas experiencias no han sido ampliamente difundidas en la comunidad espacial, especialmente entre los nuevos actores nacionales. Es por ello que en este trabajo se describen una serie de principios y prácticas de ingeniería asociados a los ensayos de sistemas espaciales con el objetivo de maximizar las probabilidades de éxito de las nuevas misiones. Estas directrices se basan en el análisis comparativo entre misiones exitosas y aquellas que presentaron problemas, lo que ha permitido aprender de las experiencias pasadas para lograr mejores resultados en el futuro.

Cada regla directriz presentada en este trabajo incluye también su correspondiente justificación a fin de que no sea tratada como un dogma, sino que quien la procese esté en condiciones de evaluarla según su propio criterio. Estas directrices están destinadas a aplicarse a todos los proyectos de vuelos espaciales, independientemente del enfoque de implementación o la clasificación de la misión. Si bien estas reglas no son obligatorias, se recomienda que al comienzo de un proyecto espacial sean analizadas detalladamente y que en aquellos casos que no puedan o se decida no aplicarlas, debería generarse una clara justificación ya que su no aplicación incrementa los riesgos técnicos y programáticos del proyecto.



7º Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica



UNIVERSIDAD
NACIONAL
DE LA PLATA

Banco de Apertura de Cofia

A. Benitez Franco (1), F. Pasquevich (1), Brandom Javier Valencia Aguirre (1), G. Galarraga (2)

(1) *Centro Tecnológico Aeroespacial, Departamento de Ingeniería Aeroespacial, Facultad de Ingeniería, Universidad Nacional de La Plata. Calle 1 y 47, CP 1900, La Plata, Argentina.*

(2) *Veng S.A., Av. Paseo Colón 505, Piso 6, CABA, Buenos Aires, Argentina.*

alvaro.benitezfranco@ing.unlp.edu.ar

Palabras claves: SEPARACIÓN, COFIA, BANCO DE ENSAYO.

Resumen

Después de una rigurosa evaluación del estado actual del arte de bancos de prueba de apertura de cofia y con el objetivo de llevar a cabo una evaluación funcional en diversas configuraciones geométricas y con el uso de varios subsistemas componentes, se presenta el siguiente informe.

El objetivo principal del banco de prueba es simular repetidamente, bajo condiciones similares a las del lanzamiento, la apertura de la cofia para evaluar la robustez y seguridad del proceso. Con este fin, se proporciona información detallada sobre el diseño conceptual del banco de apertura de cofia.

En primer lugar, se describen las características geométricas y básicas de la cofia en sus diversas configuraciones. Se especifican las características técnicas que deben cumplirse para el banco, incluyendo aspectos como la capacidad de carga y los requisitos de seguridad.

Luego, se presentan varias alternativas para la implementación del banco, se mencionan los requisitos para la selección entre las alternativas y con este propósito, se enfatiza la importancia de determinar con la mayor precisión posible los requerimientos del banco de prueba.

Este informe técnico proporciona una visión general completa y detallada del proceso y de los requisitos necesarios para el diseño e implementación del banco de apertura de cofia. Siguiendo con el compromiso de la creación de sistemas de prueba confiables y seguros para garantizar el éxito de la misión espacial.



7º Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica



UNIVERSIDAD
NACIONAL
DE LA PLATA

Banco de Separación de Etapas

A. Benítez Franco (1), B. Valencia (1), C. Colombo (1), G. Galarraga (2).

(1) Centro Tecnológico Aeroespacial, Departamento de Ingeniería Aeroespacial, Facultad de Ingeniería, Universidad Nacional de La Plata, Calle 1 y 47, CP 1900, La Plata, Argentina.

(2) Veng S.A., Av. Paseo Colón 505, Piso 6, CABA, Buenos Aires, Argentina.

alvaro.benitezfranco@ing.unlp.edu.ar

Palabras claves: INSTALACIÓN ELÉCTRICA, ENSAYO, SEPARACIÓN DE ETAPAS.

Resumen

En el presente documento se presenta el diseño preliminar de un banco de separación de etapas de vehículos lanzadores, en particular se diseña el sistema eléctrico que sustenta la operación del banco, el monitoreo de los ensayos, la iluminación y conexión eléctrica.

Para la preparación y desarrollo del ensayo es necesaria la utilización de equipamiento y dispositivos con distintos requisitos eléctricos. Una adecuada instalación eléctrica para un banco de ensayos permite el correcto funcionamiento de los componentes eléctricos que se utilizan, evitando y/o reduciendo las consecuencias de sobrecorrientes, cortocircuitos o contactos directos e indirectos de personas con tensiones riesgosas. De esta forma se protege a los operarios, se evitan fallas que podrían perjudicar a costosos equipos y se garantiza la confiabilidad de la instalación y del banco en sí mismo.

Se presenta la selección de componentes eléctricos y la instalación necesaria para el funcionamiento. Se determinan todos los parámetros para la implementación de un tablero eléctrico, lo que incluye:

- Determinar todas las características necesarias de los elementos de carga para el dimensionamiento del consumo.
- Calcular el diámetro de todos los cables que conectan las cargas eléctricas con el tablero y el cable de alimentación del mismo, y determinar los elementos de fijación y las protecciones mecánicas de los conductores eléctricos.
- Determinar los elementos de protección y maniobra necesarios para el comando y uso seguro de la instalación eléctrica.
- Realizar el seccionamiento de las cargas en distintas fases bajo los criterios citados en el documento para su protección y facilidad de manipulación.

En todos los casos detallando los criterios utilizados para la selección y el diseño.

La confiabilidad de los subsistemas que conforman al banco es crucial para una efectiva ejecución de los ensayos. Es por esto que la instalación eléctrica debe proveer la energía sin posibilidad de fallas pero, protegiendo los equipos, la instalación y los operarios conforme lo establecen las normas vigentes.



7º Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica



UNIVERSIDAD
NACIONAL
DE LA PLATA

Diseño y construcción de banco de ensayos criogenicos para ensayos de tanques de vehiculo lanzador

A. Zanatta (1), H. F. Vilaseca (2), A. N. Gamarra (1), J. L. Paladini (1), G. Serrani (1).

(1) Centro Tecnológico Aeroespacial, Departamento de Ingeniería Aeroespacial, Facultad de Ingeniería, Universidad Nacional de La Plata.

Calle 1 y 47, CP 1900, La Plata, Argentina.

(2) Vehículo Espacial Nueva Generación

Av. Paseo Colón 505, CP1603, CABA, Argentina.

agustin.zanatta@alu.ing.unlp.edu.ar

Palabras claves: BANCO, ENSAYOS, CRIOGENICO, TANQUES.

Resumen

Este proyecto tiene como propósito el diseño y construcción de un banco de pruebas con capacidades criogénicas para la caracterización de componentes de uso aeroespacial (válvulas, conectores, tanques, etc.). A su vez, se procura demostrar criterio, capacidad y seguridad en el manejo de componentes de índole criogénico.

El banco deberá ser capaz de realizar las operaciones de barrido, llenado, presurización hasta una presión de 50 bar, entre otras. Esto último deberá estar en concordancia con especificaciones para el trato de fluidos criogénicos puesto que se trabajará con nitrógeno y oxígeno en su estado líquido y gaseoso. A partir de ello es que los componentes del banco serán de acero inoxidable austenítico puesto que es un material apto para trabajar a temperaturas criogénicas.

Debido a las características del fluido de trabajo y a los estándares de seguridad requeridos, tanto el pulmón del banco como los espesores de los distintos tubos están bajo aspectos de normas ASME VIII y ASME B31.3.

En base a sus requerimientos planteados por el grupo de trabajo se comenzó con el diseño de todo elemento referido al *piping* asociado. Esto último abarca una serie de tareas que van desde la disposición de válvulas, dimensionamiento de tuberías y pulmón asociado según norma, selección de accesorios de acople.

El banco dispone de válvulas con actuadores neumáticos que permiten su accionamiento a través de un sistema de control compuesto por una fuente switching, relés y conversores de tensión. El sistema de control, del cual se hace mención, permitirá que se efectúen procedimientos en forma semi – automática y secuencias de forma totalmente automática habiendo ingresado previamente parámetros deseados. El sistema permitirá, a su vez, controlar las válvulas de forma manual según se requiera.

Una vez que se obtuvo la configuración final para los tubos y la posición de válvulas, se continuó con el diseño de la estructura portante del arreglo anterior. La misma está compuesta por caños cuadrados de acero al carbono soldados y dispone de un diseño que se compone de dos estructuras independientes, lo que facilita su traslado y posterior instalación en su ubicación final.

Finalmente, cuando el diseño convergió a la solución que más se adecua a los requerimientos, se realizaron los correspondientes planos de fabricación tanto del conjunto piping – estructura como del pulmón asociado. Posteriormente se procedió con la construcción, ensamblaje y ajuste final de los elementos que componen el banco.



7º Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica



FACULTAD DE INGENIERÍA
Universidad Nacional de La Plata



UNIVERSIDAD
NACIONAL
DE LA PLATA

Ensayos Funcionales de Banco Criogénico para Ensayos de Tanques de Vehículo Lanzador

A. Zanatta (1), H. F. Vilaseca (2), A. N. Gamarra (1), J. L. Paladini (1), G. Serrani (1).

(1) *Centro Tecnológico Aeroespacial, Departamento de Ingeniería Aeroespacial, Facultad de Ingeniería, Universidad Nacional de La Plata, Calle 1 y 47, CP 1900, La Plata, Argentina.*

(2) *Veng S.A., Av. Paseo Colón 505, Piso 6, CABA, Buenos Aires, Argentina.*
agustín.zanatta@alu.ing.unlp.edu.ar

Palabras claves: BANCO DE ENSAYOS, ENSAYOS, CRIOGÉNICO, TANQUES.

Resumen

Este proyecto tiene como propósito el diseño de un banco de pruebas con capacidades criogénicas para la caracterización de componentes de uso aeroespacial (válvulas, conectores, tanques, etc.). De igual manera se procuró demostrar criterio, capacidad y seguridad en el manejo de componentes de índole criogénico. Como parte del proyecto se diseña un sistema de control y adquisición de datos del banco para cumplir con determinados objetivos y modos de trabajo.

Dentro de los requerimientos el banco debe tener un modo manual de trabajo (control absoluto de las válvulas por parte de la persona que realiza el ensayo), modo semiautomático (determinadas acciones las debe realizar la persona) y modo automático (el sistema actúa de forma autónoma). Para poder verificar el correcto funcionamiento del banco y del sistema de control, se realizan ensayos funcionales de los modos mencionados.

En una primera etapa se realizan ensayos en el modo manual. Primero se realizan ensayos de presurización del sistema a temperatura ambiente para la verificación de estanqueidad. Una vez realizado esto, se realizan ensayos de llenado con líquido criogénico y presurización mediante gas de forma manual.

En la segunda etapa del proceso se realizan ensayos de llenado en forma automática y de control de presión en forma automática.

Estos ensayos nos permiten calificar el banco para los ensayos a realizar en un futuro por la empresa solicitante.



7º Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica



UNIVERSIDAD
NACIONAL
DE LA PLATA

Estudio de actuador piezoeléctrico para aplicación en control de flujo activo

J. Donati (1,2), J. Marañón Di Leo (1,2), J. S. Delnero (1,2)

(1) *Unidad de Investigación, Desarrollo, Extensión y Transferencia – Laboratorio de Capa Límite y Fluidodinámica Ambiental (UIDET-LaCLyFA), Facultad de Ingeniería, Universidad Nacional de La Plata, calle 116 e/ 47 y 48, CP 1900, La Plata, Argentina.*

(2) *Consejo Nacional de Investigaciones Científicas y Técnicas (CONICET), Avenida Rivadavia 1917, C1033AAJ, Ciudad Autónoma de Buenos Aires, Argentina.*

javier.donati@ing.unlp.edu.ar

Palabras claves: PIEZOELÉCTRICO, MORPHING, CONTROL DE FLUJO, AERODINÁMICA.

Resumen

En las últimas décadas, el interés en el estudio de la aerodinámica a bajo número de Reynolds ha aumentado, debido al desarrollo de aplicaciones que trabajan dentro de esta categoría, como por ejemplo, los vehículos aéreos no tripulados (UAV) o micro-vehículos aéreos (MAV), entre otros. Sin embargo, los diseños convencionales de alas llevados a esta condición de flujo presentan una disminución sensible en su performance, fundamentalmente causada por la separación prematura de la capa límite [1].

En este contexto, toman relevancia los dispositivos de control de flujo, ya que permiten mejorar la performance a partir de sistemas que cambian el campo de flujo en las inmediaciones del cuerpo. La metodología de control de flujo activo estudiada se basa en el concepto de shape morphing, que consiste en producir una excitación periódica en el flujo a partir de la variación de la curvatura de un perfil alar. Dicha excitación desencadena una inestabilidad inherente del campo de flujo, que desata la transición laminar-turbulenta de la capa límite, energizando la misma y permitiendo el retraso del fenómeno de desprendimiento. Para producir el cambio de curvatura del perfil alar en el tiempo existen diversas metodologías, entre las que destacan la utilización de actuadores piezoeléctricos, los cuales se expanden o contraen en función de la tensión de excitación aplicada. Al vincularlos a una superficie deformable como una placa, la expansión o contracción producirá una deformación de flexión, curvando la superficie [2].

En este trabajo se presentan los avances alcanzados en el estudio y la caracterización del comportamiento de un actuador piezoeléctrico, que será utilizado como sistema de control de flujo activo en perfiles aerodinámicos. El actuador fue montado sobre una placa de aluminio y se evaluaron las respuestas obtenidas ante señales de excitación constantes que producen deformaciones estáticas. Las señales de excitación se generaron con una fuente de tensión continua regulable entre 0 y 1500 V, diseñada para la alimentación de este tipo de actuador. Las pruebas realizadas mostraron un cambio máximo de curvatura del 2% de la cuerda de la placa, lo cual es de importancia ya que dicha deformación se encuentra en el orden de magnitud de la curvatura de un perfil aerodinámico convencional, y puede generar cambios importantes en el campo de flujo de las inmediaciones del perfil. Actualmente, se encuentra en desarrollo una fuente que genera señales de tensión en frecuencia, que será utilizada a futuro para la caracterización de las deformaciones dinámicas del actuador.

Referencias:

- [1] Munday, D., & Jacob, J. (2002). Active control of separation on a wing with oscillating camber. *Journal of aircraft*, 39(1), 187-189.
- [2] Jones, G. R., Santer, M. J., Papadakis, G., & Debiasi, M. T. (2016). Active Flow Control at Low Reynolds Numbers by Periodic Airfoil Morphing. In 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting (p. 1303).



7º Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica



UNIVERSIDAD
NACIONAL
DE LA PLATA

Diseño y construcción de sistema de adquisición de potencias mecánicas de un aerogenerador para ensayos en tunel de viento

G. Lima(1), A. Gamarra (1), J. Marañon Di Leo (1).

(1) Unidad de Investigación, Desarrollo, Extensión y Transferencia – Laboratorio de Capa Límite y Fluidodinámica Ambiental (UIDET-LaCLyFA), Facultad de Ingeniería, Universidad Nacional de La Plata, calle 116 e/ 47 y 48, CP 1900, La Plata, Argentina

Autor principal: limagabriel1697@gmail.com

Palabras claves: AEROGENERADOR, FRENO, POTENCIA, TUNEL DE VIENTO

Resumen

En este trabajo se mostrará como a partir de un sistema de freno a disco más calipper se es capaz de caracterizar un rotor de un aerogenerador eólico.

Ante la necesidad de caracterizar aerogeneradores eólicos de micro potencia en el túnel de viento TV4 de la UIDET LaCLyFA fue necesario realizar una modificación al sistema de control de velocidad y adquisición actual de potencias, este consistía en un banco de resistencia conectado al generador eléctrico del dispositivo de ensayos. El sistema permitía controlar la velocidad adecuadamente pero no era versátil para diferentes generadores eléctricos además que producían calentamiento en las resistencias debido a la carga eléctricas que pasaba por estas, por lo tanto, se planteó la modificación

Se decide por utilizar un sistema de freno a disco y un calliper con pastillas de freno el cual es accionado por un operador para poder controlar la velocidad de giro del rotor en distintas condiciones de viento. Una ventaja de este sistema es poder controlar de manera continua las revoluciones y así poder obtener el comportamiento del rotor a las distintas cargas generadas por el freno.

Mediante un torquímetro dinámico se mide la velocidad de giro y el torque entre el rotor y el freno, con estos datos se puede obtener la potencia mecánica del sistema y su rendimiento. El método facilita la obtención de las curvas de potencia obtenidas en un solo ensayo aplicando el freno continuamente hasta el punto de que el sistema se detiene.

Se presentan ensayos del sistema para un micro generador eólico presente en la UIDET el cual tiene rotor con un diámetro de 1.5 mts, se comparan los resultados con los obtenidos anteriormente mediante el sistema de control accionado por el banco de resistencias.



7º Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica



UNIVERSIDAD
NACIONAL
DE LA PLATA

Título: Diseño de un banco de pruebas de vibraciones especializado en componentes mecánicos rotativos

Orjuela Socha Julián Camilo, Sanchez García Angie Valentina, Acevedo Pinzón Karen Natalia, Melo Daza Pedro Fernando, Lozano Tafur Cristian

Escuela de Aviación del Ejército, Facultad de Ingeniería Aeronáutica, Bogotá, Colombia.

juanorjuelasocha@ceod.edu.co

Palabras claves: VIBRACIONES, BANCO DE PRUEBAS, FRECUENCIA, GENERADOR AERONAUTICO

Resumen

Para el correcto funcionamiento de los componentes aeronáuticos los cuales involucran movimientos rotativos, es esencial en el sector aeronáutico garantizar la eficiencia y seguridad de cada componente de la aeronave. Los componentes mecánicos y eléctricos de una aeronave presentan vibraciones y desbalanceo dinámicos los cuales logran afectar su rendimiento y vida útil, por esta razón es importante la implementación de los bancos de pruebas de vibraciones para evaluar el desempeño de cada componente, con el objetivo de detectar las posibles fallas que pueda presentar ese componente a futuro y de esta manera diseñando una corrección a su diseño estructural. Un banco de pruebas de vibraciones se utiliza en el sector aeronáutico para llevar a cabo análisis de diseño de componentes con el fin de identificar su resistencia, durabilidad y rendimiento. Durante esta prueba el componente experimenta una serie de vibraciones las cuales son registradas en una base de datos que permite determinar la amplitud, frecuencia y el estado de las vibraciones generadas por el componente. Por estas razones se realizan unas series de pruebas tan rigurosas y precisas en el sector aeronáutico, antes de que estos componentes sean instalados en la aeronave. La Escuela de Aviación del Ejército, a partir del análisis de otros bancos de pruebas de vibraciones, los cuales en sus estructuras se componen de un motor eléctrico o asincrónico, chumaceras o soportes, eje transversal, sensores y volantes. Estos bancos realizan un análisis de tolerancia al componente, análisis de deformación del componente, resistencia y durabilidad del componente a bajas y altas velocidades o aceleraciones, la cantidad de ruido que produce el componente en un periodo de prueba y algunos de ellos poseen un software donde se logra evidenciar la amplitud y frecuencia del ruido generado por el componente. propone diseñar y construir un banco de pruebas de vibraciones, implementando un diseño innovador con un generador aeronáutico (APU) el cual genera una energía mecánica, amortiguación en su estructura, un software para identificar el sonido que genera el componente y amplificadores de sonido para identificar los sonidos que genera el componente durante su análisis.

La Escuela de Aviación del Ejército, propone diseñar y construir un banco de pruebas de vibraciones innovador donde se implementara un generador aeronáutico (APU) este es un generador de energía mecánica, una estructura la cual implementara amortiguación, un software en LabVIEW y Arduino el cual será el encarga de realizar el análisis del sonido o ruido generado por el componente, con el objetivo de analizar la amplitud y frecuencia del sonido, además de presentar a qué velocidad o aceleración se presentó ese ruido en el componente. Con este banco de pruebas de vibraciones la Escuela de Aviación del Ejército podrá realizar análisis, diseños y correcciones a componentes mecánicos rotativos implementados en aeronaves.

Referencias: Córdoba, Porras (2022). Banco de laboratorio para análisis de vibraciones mecánicas reconfigurable. Matrices Tecnológicas – Fundación Universitaria de San Gil , Volumen 13, pág. 18 – pág. 29.

