UNIVERSIDAD POLITÉCNICA DE MADRID
ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIEROS AERONÁUTICOS

ESTUDIO DE LAS CUALIDADES DE VUELO LATERAL- DIRECCIONAL
DE AVIONES DE TRANSPORTE CON TIMÓN DE DIRECCIÓN NO
CONVENCIONAL

Tesis Doctoral

Miguel Ángel Castillo Acero

Ingeniero Aeronáutico

2016

DEPARTAMENTO DE VEHÍCULOS AEROESPACIALES
ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIEROS AERONÁUTICOS

ESTUDIO DE LAS CUALIDADES DE VUELO LATERAL- DIRECCIONAL DE
AVIONES DE TRANSPORTE CON TIMÓN DE DIRECCIÓN NO CONVENCIONAL

Autor de la Tesis Doctoral:

Miguel Ángel Castillo Acero

Ingeniero Aeronáutico

Directores de Tesis

Miguel Ángel Gómez Tierno y Cristina Cuerno Rejado

Doctores Ingenieros Aeronáuticos

29 de Mayo de 2016

Tribunal nombrado por el Magfco. y Excmo. Sr. Rector de la Universidad Politécnica de Madrid, el día de Junio de 2016

Presidente:

Vocal:

Vocal:

Vocal:

Secretario:

Secretario:

Suplente:

Suplente:

Realizado el acto de defensa y lectura de la Tesis el día de de en la E.T.S.I./
Aeronáuticos

EL PRESIDENTE

LOS VOCALES

EL SECRETARIO

*Nace el ave, y con las galas
que le dan belleza suma,
apenas es flor de pluma
o ramillete con alas,
cuando las etéreas salas
corta con velocidad,
negándose a la piedad
del nido que deja en calma;
¿y teniendo yo más alma,
tengo menos libertad?*

Pedro Calderón de la Barca

Curriculum Vitae del autor

1. DATOS PERSONALES

Nombre: Miguel Ángel

Apellidos: Castillo Acero

D.N.I. 03092211-E

Teléfono móvil: 679152032

e-mail: miguelangel.castillo@aernnova.com

2. TÍTULOS ACADÉMICOS

Ingeniero Superior Aeronáutico, E.T.S.I.A. U.P.M. 1990

3. BECAS RECIBIDAS

1988: Concesión de una Beca Colaboración 3 meses, ETSIA- Air Europa.

1989: Concesión de una Beca Colaboración 3 meses, ETSIA- Iberia.

1989: Concesión de una Beca Colaboración 6 meses, ETSIA- C.A.S.A.

4. ACTIVIDAD PROFESIONAL

AERNNOVA, España. Mayo 2000- Actualidad

Vice Presidente de Desarrollo Tecnológico de AERNNOVA desde Junio de 2011 hasta hoy.

- Coordinación y edición formal de los Planes de Desarrollo Tecnológico (DT) de Aernnova 2012- 2015 y el re- alineamiento de la cartera de proyectos tecnológicos en curso con el Plan aprobado. Recientemente edición del Plan DT grupo Aernnova 2016- 2018.
- Dirección, gestión y coordinación de la actividad con la colaboración de los responsables de cada División gestionando con los comités de Desarrollo Tecnológico. En particular coordinación, gestión, definición de los proyectos Clean Sky FP 7 y Clean Sky 2 H2020.
- Seleccionar el portfolio de proyectos de investigación, desarrollo e innovación en línea con las tendencias del mercado y el mantenimiento y aumento de la ventaja competitiva de la empresa y su estrategia.
- Liderar la entrada de Aernnova en proyectos de desarrollo tecnológico consorciados, gestionando los socios colaboradores y optimizando la financiación institucional disponible a nivel local, nacional y europeo.

- Organizar y establecer los procedimientos operativos de la actividad de Desarrollo Tecnológico, en particular, la definición de indicadores (KPIs) por proyecto y la consolidación del reporte de la actividad por divisiones de Aernnova.
- Introducción de KPIs por Grados de Avance, Consumos, Económicos- Financieros incluyendo medidas de Retorno de la Inversión en la Gestión y seguimiento de nuevos Proyectos Tecnológicos alineados con el Plan.
- Elaboración de documentación de cierre de año, presupuesto y proyecciones para años siguientes de la actividad de Desarrollo Tecnológico.

Director Gerente de Aernnova Engineering Solutions Ibérica (AESI, Madrid) Oct. 2006 a Jun. 2011

Logros más relevantes:

- Lograr la transformación de la AES-Ibérica: de ser una filial del departamento de ingeniería con sede en Vitoria, a ser una empresa con cuenta de pérdidas y ganancias segregada. Se logró en 2010 facturar aproximadamente 20 M € que corresponden con un promedio de 200 ingenieros colaborando en la empresa.
- Lograr la diversificación de las fuentes de ingresos: de sólo diseñar estructuras integrales para aviación comercial a ofrecer servicios de ingeniería a otras industrias y sectores como Defensa, Espacio, Naval y otras industrias pesadas.
- Implementar una operación sólida y eficiente.
- Lograr más de 2 clientes cada año: o en el sector aeroespacial o en otros sectores afines. Supervisar las relaciones con los clientes más antiguos para retenerlos.
- Supervisar la gestión de proyectos de ingeniería, desde el diseño conceptual y de detalle hasta apoyar la fabricación en serie y la operación del producto.
- Identificación de riesgos y realización de planes de mitigación para los mismos en los proyectos de diseño y producción en los que mi compañía ha estado involucrada: S19 A380 esqueleto metálico, A330/340 MLG Puertas, A350 HTP, Elevador y mamparo de la bahía de tren de aterrizaje.
- Colaborar en las actividades corporativas, de desarrollo de negocio y acciones comerciales asociadas.
- Contribuir al éxito de las negociaciones de los contratos de diseño y producción definiendo los alcances del contrato, términos, condiciones y ofertas comerciales.
- Monitorizar las cuentas de resultados por proyecto, la planificación y el control presupuestario en la ejecución de los proyectos, incluyendo la asignación de recursos.
- Preparar el presupuesto anual y las metas clave de desempeño, negociar con el director general de la división de ingeniería y luego ponerla en práctica.
- Planificar las actividades de los proyectos y de tutoría de los ingenieros en estrecha colaboración con mi primera línea de reporte.

Actividades anteriores en Aernnova Madrid, antes GAMESA Aeronáutica: Mayo 2000- Octubre 2006

- Gestor encargado de la colaboración con Boeing: identificación de alcances de trabajo de diferentes paquetes de ala y fuselaje en compuesto para programa 787. Desplazado en instalaciones del cliente en Seattle durante más de 6 meses y viajes frecuentes durante 2 años
- Gerente del Proyecto Airbus A380 S19 subestructura metálica del fuselaje. Responsable de la integración de todas las disciplinas del proyecto: pesos, cálculo, diseño, materiales, procesos, ensayos y certificación, control de configuración, calidad, MRB e ingeniería de fabricación y diseño de utillaje. Seguimiento de las relaciones con los departamentos de Airbus, la alta gerencia, ingeniería, producción. Seguimiento de avances técnicos y financieros del proyecto y colaboración en las negociaciones con el cliente.
- Jefe del Departamento de integridad estructural, estática, FEM, fatiga y tolerancia al daño, ensayos, soporte de MRB, SRM. Proyectos: CRJ-700/900 Bombardier Empenaje, S-92 de Sikorsky MRP, ATT y HStab, Airbus A380 subestructura metálica de la sección del fuselaje 19, Fuselaje posterior de CSeries (Bombardier).
- Dirección de proyectos tecnológicos en materia de I + D: 3AS (Aeroelasticidad Activa, 5 º Programa Marco de la UE), CESAR (disminución de costes de desarrollo de pequeñas aeronaves, 6 º Programa Marco de la UE), MDO (Optimización Multidisciplinar), Diseño y soporte a producción de vehículos aéreos no tripulados.

C.A.S.A. Getafe, Madrid, España. Agosto 1999- Mayo 2000

- Ingeniero de análisis de estructuras. Proyecto Do-728 análisis estructural del ala.

Hispano-Suiza, Le Havre, Francia. Agosto 1998-Agosto 1999

- Ingeniero de análisis de estructuras de nacelle del motor, análisis de no conformidades de producción, desarrollo del proyecto de diseño y fabricación en carbono del reversor de empuje del A340-500/600 como responsable de integridad estructural de algunos módulos del mismo.

Boeing, Seattle, WA, EE.UU. Septiembre 1996- Agosto 1998

- Ingeniero de análisis de estructuras. Contribuir al dimensionado de los trenes de aterrizaje del 757-300 y sistemas asociados. Análisis y re- diseños para el borde de ataque del ala del 747-X.

C.A.S.A. Getafe, Madrid, España. Febrero 1990- Septiembre 1996

- Ingeniero de análisis de estructuras. Proyectos CN-235, Airbus A330/ 340 y Eurofighter contribuyendo al análisis de las estructuras en fibra de carbono y procesos- sistemas asociados.

Otras experiencias laborales

- Mayo 1992- Julio 1992. Supervisor de tareas de mantenimiento de avionetas de Europlane, Aeródromo de Robledillo de Mohernando, Guadalajara

5. ACTIVIDAD INVESTIGADORA Y PUBLICACIONES

Realizados los cursos de doctorado, curso 2012- 2013

UNIVERSIDAD POLITÉCNICA DE MADRID

Expediente completo por año

Nombre: MIGUEL ANGEL CASTILLO ACERO DNI: 03092211

Centro: E.T.S. DE INGENIEROS AERONAUTICOS Plan: DOCTOR EN INGENIERIA AEROESPACIAL

Curso	Asignatura	Duración	Creditos	Tipo	Año	Convocatoria	Calificación
0	Control Térmico Espacial	Semestral	6	Optativa	2012-13	Junio	Sobresaliente (9,5)
0	Ecuaciones en Derivadas Parciales	Semestral	6	Optativa	2012-13	Febrero	Notable (7)
0	Estabilidad de Sistemas Físicos I	Semestral	6	Optativa	2012-13	Febrero	Notable (7,5)
0	Física de Plasmas .Aplicaciones Espaciales	Semestral	6	Optativa	2012-13	Febrero	Notable (8)
0	Metodos de Perturbaciones en Mecanica de Fluidos	Semestral	6	Optativa	2012-13	Febrero	No Presentado
0	Metodos de Perturbaciones en Mecanica de Fluidos	Semestral	6	Optativa	2012-13	Julio	Notable (8,2)

Dirección por tutela de Proyectos Fin de Carrera de alumnos de la E.T.S.I.A.

Publicaciones referenciadas hasta la fecha:

- Artículo “Morphed vertical tailplane assessment for certification requirements”.
 - Expuesto en la 5ª conferencia internacional organizada por CEAS “Air & Space Conference”. 7-11 Sept 2015 Delft University of Technology. Holanda
 - Exposición de investigaciones, contribución “extended abstract” número de referencia es AeroJ-2015-4406R1.
 - Publicación del artículo en la revista *Journal of Aerospace Science and Technology* (ISSN 2332-8258). Anexo 1.
- Artículo “Zero Poisson panels buckling sizing procedure based on Farrar theory” pendiente de publicación
 - Presentado en la conferencia internacional “3rd Int. Conference on Buckling and Postbuckling Behaviour of Composite Laminated Shell Structures” organizada por DLR (German Aerospace Center), Institute of Composite Structures and Adaptive Systems. en Braunschweig- Alemania entre el 25 y 27 de Marzo de 2015.
 - Exposición de investigaciones en estos paneles, contribución “extended abstract” en Anexo 2.
 - Este artículo está en revisión final para su publicación en “International Journal of Structural Stability and Dynamics”.
- “Morphing Structure for a Rudder”. Octubre 2014
 - Participación en la 4ª conferencia internacional organizada por “Structures and Materials Group” de RAeS: “4th Aircraft Structural Design Conference”. Queen’s University. Belfast, Reino Unido. Del 7 al 9 de Octubre de 2014.
 - Selección de la contribución para inclusión en las actas, “proceedings”, Anexo 3. Presentación y defensa de mi contribución durante la conferencia.

- RAES código de conferencia 742. Título de las actas: "4th Aircraft Structural Design". 7- Oct-2014. 3 días de duración ISBN: 1 85768 322 6
- Este artículo está aceptado- 3 Marzo 2016- para su publicación en la revista "The Aeronautical Journal" de RAES.
- "Aerodynamic Modelling for a Morphing Rudder". Julio 2014
 - Participación en la conferencia internacional organizada por "Aerodynamics Specialist Group" de RAES: "Advanced Aero Concepts, Design and Operations. Applied Aerodynamics". Bristol University, Reino Unido. Del 22 al 24 de Julio 2014.
 - RAES código de conferencia 731. Título de las actas: "Advanced Aero Concepts, Design and Operations". 22- Jul-2014. 3 días de duración
 - ISBN: 1 85768 306 4
 - Selección de mis estudios para inclusión en las actas, "proceedings", Anexo 4 Presentación y defensa de mi contribución durante la conferencia.
- "The Greening of Aerostructures – Challenges Ahead". Abril 2011.
 - Innovation for Sustainable Aviation in a Global Environment.
 - Proceedings of the Sixth European Aeronautics Days
 - ISBN 978-1-61499-062-8 (print) ISBN 978-1-61499-063-5 (online)
 - Library of Congress Control Number: 2012943288
 - European Union: ISBN 978-92-7922-968-8
 - Catalogue number KI-31-12-481-EN-C
 - doi: 10.2777/69176
 - Publisher: IOS Press BV. Nieuwe Hemweg 6B. 1013 BG Amsterdam. Netherlands
- Optimización por simulación numérica proceso de peen forming de aleaciones de aluminio. Revista Dyna Ingeniería e Industria,
 - ISSN 0012-7361, Vol. 87, nº5, 2012, págs. 510-513
 - Índice JCR 2012, factor de impacto: 0,237

Otras disertaciones y ponencias:

- Tendencias en estructuras aeronáuticas: competitividad y medio ambiente gracias a los composites. Jornadas Aerotrends, 4 Junio 2008 Bilbao.
- Innovation for Sustainable Aviation in a Global Environment. Aeroday 2011. 30th Marzo - 1 Abril 2011. Palacio Municipal de Congresos – Madrid.
- Desarrollo Tecnológico Aernnova, Experiencia colaboración con IMDEA Nano-ciencia. Fundación Universidad Autónoma de Madrid- Empresa: Investigación, Innovación y Progreso sostenible para la sociedad del siglo XXI Foro de Excelencia. Miércoles 19 de octubre de 2011. Centro de Física Teórica y Matemáticas (CFTMAT). Calle Nicolás Cabrera 13-15. Ciudad Universitaria de Cantoblanco. Madrid
- Desarrollo de Procesos de Conformado en Frío de Aleaciones de Aluminio para la Reducción de Costes de Mecanizado y de Consumo de Materia Prima. Congreso High Speed Machining. 7-8 Marzo 2012. San Sebastián

- Jornadas de Diseminación en CDTI sobre trabajos en “ACARE Advisory Council for Aviation Research and Innovation in Europe SRIA”. 6 Marzo 2013. Madrid
- Mesa Redonda: Experiencias de proyectos en colaboración en I+D en el sector aeronáutico. Conferencias aerotrends 2013, Experiencias de éxito en el sector aeronáutico en un mercado global. 2-3 octubre 2013. Bilbao
- Colaboración con Tecnia, Ponencia Fabricación Avanzada, Inspiring Days, 12 Diciembre 2013, Sevilla.
- Impartición de seminario titulado: “Desarrollo de un material no metálico cero- poisson para fabricación con impresoras 3D” dentro del programa de Seminarios Internacionales de Fronteras de la Ciencia de Materiales que organiza el Departamento de Ciencia de Materiales de la UPM, 2 Marzo 2015.
- Ponencia en Aerodays Londres 2015, 22 Octubre sobre “Competitiveness of Aviation Industry. Innovative Aerostructures - from Concept to Manufacturing. Automating Aircraft Assemblies with Tight Tolerances”, Session Number: 6D. Disponible en las actas del congreso on line: aerodays2015.com

6. OTROS DATOS DE INTERES

Miembro, en representación de Aernnova:

- de la Junta Directiva de TEDAE, y de las comisiones de aeronáutica, defensa e I+D
- de la Comisión de I+D de ASD, Asociación Europea de empresas de Aeronáutica, Defensa y Espacio
- del Consejo de Dirección y del Patronato del Centro de Tecnologías Aeronáuticas, CTA Centro de Tecnologías Aeronáuticas, Miñano, Alava
- del Consejo de empresas del ITA, Instituto Tecnológico de Aragón
- en ACARE, grupo de trabajo 2, “Maintaining and Extending European Industries Leadership”, para contenidos de H2020 y SRIA 2050

Miembro activo del COIAE, Colegio Oficial de Ingenieros Aeronáuticos de España. Perito-Auditor independiente designado por los Tribunales de Justicia de España en varios procesos legales de valoración de elementos aeronáuticos, operación de aeronaves y su mantenimiento.

Idiomas: Inglés bilingüe y Francés básico.

Resumen

La historia de la aviación está vinculada a la investigación y el desarrollo de diferentes ámbitos científicos físicos y matemáticos. En la literatura se pueden encontrar numerosos ejemplos de estudios no sólo de nuevas configuraciones no convencionales de aeronaves, sino también de desarrollos de nuevos materiales y procesos para que las aeronaves sean más ligeras y resistentes. También aparecen publicados desarrollos en la predicción de las cargas aerodinámicas frente a las que el avión se debe comportar de forma segura y los consiguientes análisis mecánicos, de estabilidad y control.

Hoy en día existe una creciente demanda social para minimizar el impacto ambiental en todos los sectores industriales. El sector de la aviación no es ajeno a este hecho. Esta es la razón por la cual están apareciendo nuevos requisitos de eco-sostenibilidad, que se suman a los de cumplimiento con los requisitos de certificación y seguridad, y los desafíos de ser competitivo de una forma global en un mundo cada vez más exigente. El consumo de combustible, y en consecuencia las emisiones de anhídrido carbónico, está vinculado, según la ecuación de Breguet, directamente por tres parámetros de avión: peso, resistencia aerodinámica y consumo específico de la planta motriz.

Esta Tesis Doctoral se centra en estudiar la influencia de las mejoras aerodinámicas derivadas de la introducción de un timón de dirección no convencional en un avión de transporte con motores en ala, y su influencia en la estabilidad y control del mismo.

La oportunidad de considerar un timón de dirección no convencional surge de la observación de la naturaleza: las aves para controlar el vuelo modifican la curva del borde de salida de sus alas. Los aviones comerciales actuales controlan su estabilidad con superficies de mando planas que giran en torno a su línea de charnela con un valor de ángulo de deflexión discreto. Hay una oportunidad para mejorar, imitando la naturaleza, y que estas superficies puedan ser controladas actuando sobre su curva media. Esta opción de superficies de mando y control que se curvan en su despliegue, está habilitada por el desarrollo de nuevos actuadores más capaces, con mayor fuerza y potencia a la vez que un menor peso, junto con la posibilidad de investigar nuevos materiales altamente ortotrópicos, deformables en una dirección y con suficiente rigidez y resistencia en la perpendicular.

El tema de esta tesis es novedoso. El estado del arte en estudios de deformaciones controladas para mejoras aerodinámicas y de peso no incluye publicaciones en relación a análisis de superficies de control lateral- direccional no convencionales. No se han encontrado tampoco estudios de mecánica de vuelo lateral- direccional con superficies de control no convencionales.

El dimensionado del estabilizador vertical de un avión comercial, como es el caso del avión objetivo con motores en el ala, está actualmente condicionado por dos escenarios extremos de operación. Para las aeronaves civiles, con turborreactores, donde la maniobrabilidad no es una consideración primordial, el tamaño de la cola vertical se basa o bien en el requisito

de que la aeronave sea capaz de mantener el vuelo con un motor inoperativo, según requisitos EASA y sus equivalentes FAA, ó para aterrizar de forma controlada con viento cruzado. El piloto tiene que tener suficiente control para maniobrar en ambas situaciones. El caso de motor inoperativo genera un momento de guiñada que debe ser equilibrado con deflexión del timón de dirección principalmente. La magnitud del momento de guiñada depende del empuje de los motores, y su posición en la envergadura del ala.

La condición de aterrizaje con viento cruzado requiere el equilibrio de la aeronave en guiñada con un momento causado por un viento cruzado 90° , que puede llegar a ser 46 km/h, según especifica la normativa EASA.

En ambos casos, la deflexión del timón de dirección crea el momento de guiñada de equilibrio, pero también causa una fuerza lateral que debe ser contrarrestada. Esto se hace con una combinación de ángulo de resbalamiento y ángulo de balance. Ambos, resbalamiento y balance, pueden hacer difícil mantener la estabilidad y control, incluso imposible sin colisión de las puntas de ala con el suelo, si el ángulo de inclinación es demasiado grande. Si hay un resbalamiento grande, se producen movimientos bruscos, por ejemplo en el caso de aterrizaje con viento cruzado, el avión debe enderezar la dirección al tocar tierra. Si hay un ángulo de balance excesivo, se produce la posibilidad de que la punta del ala, o la parte inferior de la góndola del motor, toque el suelo antes de que el tren de aterrizaje toque tierra. Estas consideraciones obligan a limitar los ángulos de resbalamiento y de balance. La deflexión del timón de dirección también crea un momento de balance que se controla utilizando los alerones principalmente.

Los objetivos de la Tesis Doctoral son los siguientes:

- Valoración cuantitativa de las mejoras aerodinámicas de un estabilizador vertical con una superficie de control lateral-direccional convencional, de un avión de transporte con motores en ala, cuando se cambia la superficie de control por otra no convencional con una curva predefinida.
- Diseño preliminar de un nuevo sistema que genere la curvatura objetivo en la superficie de mando lateral- direccional y verificación de las mejoras aerodinámicas sobre la base de las deformadas calculadas para este dispositivo.
- Estudio del efecto de la introducción del timón no convencional en la estabilidad estática y dinámica del avión objetivo y comparación con el caso de referencia y las consecuencias en el control y cualidades de vuelo lateral direccional.

Esta tesis incluye, pues, los estudios de nuevos materiales y procesos que habilitan el “morphing” de la zona de borde de salida, incluyendo la superficie de mando curvada. Previamente se ha cuantificado la mejora aerodinámica de dicho curvado, validando de forma cuantitativa la misma frente a un caso de carga real, para un estabilizador vertical y su superficie de control. Se culmina el estudio con los estudios de estabilidad estática, dinámica y de cualidades de vuelo de la configuración resultante frente a la convencional.

Abstract

The history of aviation is linked to the research and development of different physical and mathematical scientific fields. In the literature many examples can be found of studies of new unconventional aircraft configurations to be lighter and stronger. Also new developments are published in the prediction of the aerodynamic loads that size an airplane to be safe, stable, controllable, and with adequate flying qualities.

Today there is a growing social demand to minimize environmental impact in all industrial sectors. Our aviation industry is also under this scrutiny. This is the reason why new requirements are emerging as eco- sustainability, in addition to compliance with the safety and certification requirements together with the challenges of being global competitive in an increasingly demanding world. Fuel consumption, and thus emissions of carbon dioxide, is directly linked by three key aircraft parameters: weight, drag and specific consumption of the power plant.

This thesis focuses on studying the influence of aerodynamic improvements resulting from the introduction of a non conventional rudder in a transport aircraft configured with under the wing podded engines, and its influence on the stability and control of the airplane.

The opportunity to consider an unconventional rudder arises from the observation of nature: birds catching the flight modify the curve of the trailing edge of the wings. Our commercial aircraft control surfaces are flat and rotate around its hinge line with a deflection angle. There is an opportunity to improve, imitating nature, and make that these control surfaces can be controlled by acting on their mean curve. The research on smart materials and new actuators enable new airfoils controlled deformation.

The subject of this thesis is novel. The state of the art in studies of controlled deformations for aerodynamic improvements and weight reduction does not include publications related to lateral directional control surfaces analysis or unconventional directional control. No studies have been found regarding flight mechanics and lateral- directional stability and control associated with unconventional control surfaces.

The sizing of the vertical stabilizer of a commercial plane engines wing podded, is currently designed by two extreme scenarios of operation. For civil aircraft with turbojets, where manoeuvrability is a primary consideration, the size of the vertical tail is based either on the requirement that the aircraft is capable of sustained flight with one engine inoperative, EASA/ FAA requirement, or to land controlled in crosswind condition. The pilot has to have enough control to maneuver in these situations. The case of inoperative engine generates a yawing moment to be balanced with the rudder deflection. The magnitude of the yawing moment depends on the engine thrust, and its position in the wingspan.

The condition of crosswind landing requires the balance of the aircraft with yaw moment caused by a crosswind 90 °, which can be 46 km / h, as specified by the EASA/ FAA airworthiness normative.

In both scenarios, the rudder deflection creates a yaw moment of balance, but also causes a lateral force to be countered. This is done with a combination of slip angle and roll angle. Both slip and balance can make stability and control difficult, even impossible without collision of the wing tips to the ground, if the angle is too large. If there is a large slip, hard landings occur as the plane should straighten the direction at touchdown. If an excessive rolling angle, the possibility is that the tip of the wing, or the bottom of the engine nacelle, touches the ground before the landing gear. These considerations force us to limit the slip and balance angles. The deflection of the rudder also creates an unbalance that is usually controlled using ailerons mainly.

The objectives of the doctoral thesis are:

- Quantitative assessment of the aerodynamic loads improvements of a vertical stabilizer of a transport aircraft when changing the configuration from a conventional rudder to a non conventional one with curvature with respect to the case of flat surface angularly deflected just around the hinge.
- Preliminary design of a new system that generates the target surfaces curvatures in the rudder. This includes the validation of the aerodynamics improvements of the actual device deformations.
- Study of the effect of the introduction of non-conventional rudder on the lateral-directional stability of the commercial transport aircraft in comparison with the original ones and the consequences in terms of aircraft control and flying qualities.

Agradecimientos

En primer lugar gracias a Marina, mi mujer, y mis hijos Marina y Luis, por entender que dedique tiempo a mis estudios.

Gracias a mis padres Milagros y Francisco, y hermanos, como mis yayos, y a mi tío Isidro. Mi gratitud a mis profesores, educadores, amigos y a mis compañeros de Aernnova.

Quiero finalmente reconocer el buen trabajo en Abaqus, OpenFoam y CATIA 5, realizado durante las prácticas que tutelé, de los entonces alumnos, hoy ingenieros aeronáuticos, Cristina Briongos y David García.

Prefacio

Entiendo, y creo que comparto con otros colegas, que la ingeniería es una forma de aproximarnos a la realidad. Ésta es, en mi opinión, infinita. En consecuencia, las aproximaciones para explicar y entender la realidad, son necesarias, dada la finitud nuestra y de nuestro conocimiento, no importa lo desarrollado que se encuentre ni el momento histórico en el que nos encontremos. Ejemplos de las aproximaciones ingenieriles se dan en la explicación de los fenómenos físicos con ayuda de las matemáticas. De este modo, Las funciones matemáticas representan los valores de una variable de control para distintos valores de un parámetro, y generamos curvas, o de dos parámetros, y generamos superficies. Con ayuda de la matemática es habitual la aproximación de estas curvas y superficies en el entorno de un punto del que sabemos el valor de la función, quedándonos con la primera derivada. La primera derivada representa la tasa de cambio de la variable de control según cambia el valor del parámetro. Si nos quedamos con la segunda deriva, ya avanzamos en saber la velocidad de variación de esa tasa de cambio y así sucesivamente. Esto es una de las bases del cálculo infinitesimal y de los desarrollos en serie de gran utilidad en nuestra aproximación a las curvas. En estudios de física- matemática más avanzados, las aproximaciones lineales diferenciales sirven para estudiar las pequeñas perturbaciones en la mecánica de los fluidos. Las curvas son la solución cerrada de muchos problemas en ingeniería y pueden ser consideradas con la base de sus aproximaciones en serie. Pero en algunos casos los problemas se solucionan con curvas que admiten formulaciones cerradas por medio de funciones trascendentes conocidas.

En las siguientes páginas aparecen estudios sobre las curvas como respuesta a los problemas planteados. Primero para formular la forma óptima de una superficie control y mando. También para el diseño de un panel altamente ortotrópico que es solucionado con tramos curvos, que presentan mejoras respecto a los rectos. Los resultados de estos estudios comparados se incluyen en esta Tesis.

Las superficies móviles convencionales de un avión, no dejan de ser aproximaciones lineales a la necesidad de mando y control de una aeronave. La deflexión de giro en torno a una línea de charnela de estas superficies produce las fuerzas que necesitamos para controlar y comandar la máquina. Desde un punto de vista de sencillez, la solución lineal que representan los planos con un ángulo de deflexión es inigualable. Pero eso no quiere decir que sea la óptima. Parte de mis estudios han buscado esta curva, con una formulación cerrada, que responda de la mejor manera a los requisitos de los problemas planteados en la aplicación práctica de una superficie de mando y control lateral direccional para un gran avión comercial. Estos requisitos son tanto aerodinámicos, mayor fuerza lateral generada en la deflexión, como mecánicos, cinemáticos, de menor peso y satisfacción de la integridad estructural. La generación de un panel altamente ortotrópico también se puede aproximar con tramos rectos, pero de nuevo, las aproximaciones curvas superan a las rectas en respuesta a los requisitos mecánicos, como se ha comprobado en los estudios incluidos en esta tesis. La fabricación aditiva habilita nuevas geometrías curvas inabordables con tecnologías de fabricación convencional.

Lista de símbolos

ESTUDIOS AERODINÁMICOS

2D:	Dos dimensiones
3D:	Tres dimensiones
C:	Número de Courant
c_D :	Coeficiente de resistencia aerodinámica
CD_{kw} :	Dimension de longitud en el modelo de turbulencia k-w
c_L :	Coeficiente de sustentación aerodinámica
c_m :	Coeficiente de momento aerodinámico
C_o :	Dimensión de la celdilla original
CFD:	Computación fluido- dinámica, del inglés “Computational Fluid Dynamics”
D:	Dimensión característica de la primera celdilla, modelo fluido, en contacto con pared
DNS:	Simulación numérica directa, del inglés “Direct Numerical Simulation”
EASA:	Agencia de seguridad aérea europea, “European Aviation Safety Agency”
FAA:	Agencia de seguridad Americana EEUU, “Federal Aviation Administration”
Fi:	Funciones de mezcla
IATA:	Asociación internacional de transportistas aéreos, “International Air Transport Association”
k :	Energía cinética
LES:	Simulación de torbellinos, del inglés “Large Eddy Simulation”
M :	Número de Mach
NACA:	Comité de aeronáutica, del inglés “National Advisory Committee for Aeronautics”
Nl :	Número de capas
Nr :	Nivel de refinamiento
NS:	Ecuaciones de Navier Stokes
OF:	Módulo de código de resolución de problemas CFD, Open Foam
$p, \tilde{p}$:	Presión
P_k :	Generación de turbulencia
PISO:	Modelo de resolución ecuaciones NS en turbulencia, del inglés “Pressure Implicit Split Operator”
R:	Reducción del brazo del momento
RANS:	Modelo de resolución ecuaciones NS, del inglés “Reynolds-averaged Navier-Stokes”
Re :	Número de Reynolds
S:	Medida del invariante de la tasa de cambio de deformaciones “strain rate”
SMA:	Aleaciones con memoria de forma, del ingles Shape Memory Alloys
SST:	Modelo de resolución ecuaciones NS en turbulencia, del inglés “Shear Stress Transport”
t :	Tiempo
$\tilde{T}_{ij}^{(v)}$:	Componentes del tensor de viscosidad
UAV:	Vehículo aéreo no tripulado, del inglés “Unmanned Aerial Vehicle”
U_∞ :	Velocidad del dominio fluido sin perturbaciones
$u, (\tilde{u}_i)$:	Velocidad
VTP:	Estabilizador vertical
ω :	Disipación específica
$x, (\tilde{x}_i)$:	Distancia
y_+ :	Distancia adimensional a la pared
$\alpha, \beta, \gamma, \sigma$:	Constantes
ϵ :	Ratio de expansión
ε :	Disipación turbulenta
$\tilde{\rho}$:	Densidad del fluido

ρ_{FLT} :	Relación de tamaño entre la capa externa del dominio fluido y la que está en contacto con la pared
ν :	Viscosidad cinemática
ν_t :	Viscosidad cinemática turbulenta

ESTUDIOS ESTRUCTURALES

b :	Distancia entre larguerillos
c :	Cuerda, longitud
d, h :	Distancias
E :	Módulo de elasticidad, módulo de Young
F :	Factor de Farrar
G :	Módulo de cortadura
k :	Constante de proporcionalidad
k_s :	Ratio o cociente entre espesor de los larguerillos y los muelles
$l(y)$:	Fuerzas de sustentación por unidad de longitud de envergadura
$m(z)$:	Momentos flectores por unidad de longitud de envergadura
p :	Presión
t :	Espesor del revestimiento
t_s :	Espesor del larguerillo
v :	Velocidad
x :	Distancia
α, θ :	Ángulos
ρ :	Densidad del aire o del fluido
σ :	Esfuerzos
ν :	Módulo de Poisson

ESTUDIOS MECANICA DE VUELO

$C_{y\beta}$:	Coefficiente de fuerza lateral para la derivada de estabilidad lateral- direccional
$C_{l\beta}$:	Coefficiente de momento de balance para derivada de estabilidad lateral- direccional
$C_{n\beta}$:	Coefficiente de momento de guiñada para derivada de estabilidad lateral- direccional
$C_{y\delta a}$:	Coefficiente de fuerza lateral para la derivada de control lateral- direccional por deflexión de alerones
$C_{l\delta a}$:	Coefficiente de momento de balance para la derivada de control lateral- direccional por deflexión de alerones
$C_{n\delta a}$:	Coefficiente de momento de guiñada para la derivada de control lateral- direccional por deflexión de alerones
$C_{y\delta r}$:	Coefficiente de fuerza lateral para la derivada de control lateral- direccional por deflexión de timón vertical
$C_{l\delta r}$:	Coefficiente de momento de balance para la derivada de control lateral- direccional por deflexión de timón vertical
$C_{n\delta r}$:	Coefficiente de momento de guiñada para la derivada de control lateral- direccional por deflexión de timón vertical
C_{lp} :	Coefficiente de momento de balance por velocidad de giro de balance o derivada de amortiguación de balanceo
C_{np} :	Coefficiente de momento de guiñada por velocidad de giro de balance
C_{lr} :	Coefficiente de momento de giro longitudinal por velocidad de giro de guiñada
C_{nr} :	Coefficiente de momento de guiñada por velocidad de giro de guiñada, o amortiguamiento en guiñada

Índice General

1.	Introducción.....	30
1.1	Consideraciones Generales	30
1.2	Contribución de esta Tesis Doctoral.....	31
1.3	Esquema general de la Tesis.....	32
1.4	Consideraciones finales	33
2.	Revisión Bibliográfica. Estado del Arte.....	35
2.1	Bibliografía relacionada con esta Tesis	35
2.2	Desarrollos en aviones comerciales actuales relacionados con esta Tesis	41
2.3	Patentes relacionadas con esta Tesis	43
2.4	Normativa de aeronavegabilidad relacionada con la Tesis	45
3	Estudio de la mejora aerodinámica de timón de dirección no convencional	46
3.1	Introducción	46
3.2	Estudio aerodinámico según teoría potencial de perfiles delgados	49
3.3	Estudio aerodinámico mediante código XFOIL	60
3.4	Estudio aerodinámico mediante CFD-OPENFOAM.....	64
3.4.1	OpenFoam.....	65
3.4.2	Pre-procesado	66
3.4.3	Solución o procesado	70
3.4.4	Modelos de Turbulencia.....	72
3.4.5	Post-procesado de los resultados	82
3.4.6	Caso 1: 2D, baja velocidad, 30º deflexión	83
3.4.7	Caso 2: 2D, Alta velocidad, deflexión 10º.....	91
3.4.8	Caso 3: 3D, Alta velocidad, deflexión 10º.....	97
3.5	Validación Resultados.....	106
3.5.1	Extrapolación Lineal OPENFOAM	109
3.5.2	Comparativa entre 3D y 2D	111
3.5.3	Estudio aerodinámico del efecto tridimensional con el código Matlab TORNADO ...	112
3.5.4	Comparativa cargas basadas en estudios aerodinámicos CFD con cargas reales de certificación	115
3.5.5	Comparativa de cargas.....	117
3.6	Estudio mejora timón con curva teórica.....	119
4	Diseño preliminar de un dispositivo que genere la curvatura objetivo en la superficie de mando lateral- direccional.....	126

4.1	Introducción	126
4.2	Resumen de objetivos y requisitos del nuevo timón no convencional	128
4.3	Desarrollo y diseño conceptual del nuevo timón no convencional	129
4.3.1	Cargas externas, modelización, y obtención de las cargas internas dimensionantes	130
4.3.2	Estudios de pre- dimensionado geométrico	134
4.4	Estudio numérico mediante ABAQUS.....	154
4.4.1	Análisis de comprobación de resistencia.....	160
4.4.2	Verificación del diseño del panel Zero- Poisson.....	176
4.5	Conclusiones del análisis estructural	178
5	Estudio de la mejora aerodinámica real de la nueva superficie de control y mando lateral direccional basada en el dispositivo mecánico estudiado	180
5.1	Introducción	180
5.2	Aerodinámica perfil real	180
5.3	Conclusiones del estudio aerodinámico del nuevo timón	185
6	Estudio del efecto de la introducción del timón no convencional en la estabilidad lateral- direccional del avión.....	187
6.1	Introducción	187
6.2	Estabilidad estática en condiciones de fallo de motor. Coeficientes aerodinámicos del avión de referencia	189
6.2.1	Obtención del coeficiente de fuerza lateral para la derivada de estabilidad lateral- direccional, $C_{y\beta}$	191
6.2.2	Obtención del coeficiente de momento de balance para la derivada de estabilidad lateral- direccional, $Cl\beta$	192
6.2.3	Obtención del coeficiente de momento de guiñada para la derivada de estabilidad lateral- direccional, $Cn\beta$	195
6.2.4	Obtención del coeficiente de fuerza lateral para la derivada de control lateral- direccional por deflexión de alerones, $C_{y\delta a}$	196
6.2.5	Obtención del coeficiente de momento de balance para la derivada de control lateral- direccional por deflexión de alerones, $Cl\delta a$	196
6.2.6	Obtención del coeficiente de momento de guiñada para la derivada de control lateral- direccional por deflexión de alerones, $Cn\delta a$	197
6.2.7	Obtención del coeficiente de fuerza lateral para la derivada de control lateral- direccional por deflexión de timón vertical, $C_{y\delta r}$	197
6.2.8	Obtención del coeficiente de momento de balance para la derivada de control lateral- direccional por deflexión de timón vertical, $Cl\delta r$	199
6.2.9	Obtención del coeficiente de momento de guiñada para la derivada de control lateral- direccional por deflexión de timón vertical, $Cn\delta r$	199
6.2.10	Coeficientes aerodinámicos del avión con timón no convencional.....	199

6.3	Estabilidad estática en condiciones de fallo de motor: efecto del nuevo timón	199
6.4	Conclusiones del estudio de estabilidad estática en caso de fallo de motor	201
6.5	Estudios de las consecuencias de la introducción del nuevo timón en la estabilidad dinámica y el control del avión en vuelo de crucero.....	201
6.5.1	Obtención del coeficiente de momento de balance por velocidad de giro de balance o derivada de amortiguamiento en balance, Clp	203
6.5.2	Obtención del coeficiente de momento de guiñada por velocidad de giro de balance, Cnp	206
6.5.3	Obtención del coeficiente de momento de giro longitudinal por velocidad de giro de guiñada, Clr	207
6.5.4	Obtención del coeficiente de momento de guiñada por velocidad de giro de guiñada, o amortiguamiento en guiñada, Cnr	208
6.5.5	Matrices de estabilidad y control dinámico lateral- direccional	209
6.5.6	Estudios de estabilidad y control dinámico lateral- direccional corrigiendo coeficientes aerodinámicos: avión crítico en modo espiral	212
6.5.7	Estudios de estabilidad y control dinámico lateral- direccional sin corregir coeficientes aerodinámicos: avión crítico en modo de balance del holandés	229
6.6	Estudios de mejora de cualidades de vuelo.....	242
7	Resumen de Resultados y conclusiones.....	244
8	Estudios y trabajos futuros.....	249
9	Bibliografía.....	253
Anexo 1: Artículo en actas de la conferencia internacional “5th CEAS Air & Space Conference 7-11 Sept 2015 Delft University of Technology “ Holanda, pendiente de publicación en Journal of Aerospace Science and Technology.....		264
Anexo 2: Artículo en actas de la conferencia internacional “3rd Int. Conference on Buckling and Postbuckling Behaviour of Composite Laminated Shell Structures”, 25-27 Marzo 2015 DLR Braunschweig, Alemania. Pendiente de publicación en la revista “International Journal of Structural Stability and Dynamics”.....		272
Anexo 3: Artículo en actas de la conferencia internacional “2014 RAeS 4th Aircraft Structural Design Conference, Queen’s University Belfast / 7-9 Oct. 2014“, Belfast, UK y pendiente de publicación en “The Aeronautical Journal”		289
Anexo 4: Artículo en actas de la conferencia internacional “2014 RAeS Aerodynamics Conference, Bristol. 22-24, July 2014 “Bristol, UK.....		309

Índice de Figuras

Figura 1 Dispositivo hipersustentador adaptativo de charnela caída o ADHF, del inglés "Adaptive Dropped Hinge Flap" (fuente: Airbus, www.airbus.com/support/publications)	41
Figura 2 Nuevo flap en desarrollo dentro del programa UE FP7SARISTU.	42
Figura 3 Patentes en estructuras aeronáuticas deformables de forma controlada, Patsnap ®	44
Figura 4 Perfil aerodinámico con su superficie de control convencional	51
Figura 5 Esquema de estudio de superficie de control con doble charnela, [114]	51
Figura 6 Esquema de estudio de superficie de control no convencional, [114]	52
Figura 7 Línea media de un perfil aerodinámico representativo de superficie vertical con superficie de control no convencional	57
Figura 8 Sistemas de ejes para definición curva de superficie no convencional	58
Figura 9 Curva de la superficie de control no convencional y representación gráfica de los parámetros de la espiral logarítmica	58
Figura 10 Perfiles NACA64A010/012 comparados	60
Figura 11 Perfiles aerodinámicos XFLR5- XFOIL para deflexiones de la superficie de control convencional de 0°, 10°, 20° y 30°	61
Figura 12 Perfil aerodinámico XFLR5-XFOIL para deflexiones de 10°, 20° y 30° y superficie de control no convencional	61
Figura 13 Coeficiente de sustentación c_L de los perfiles con superficie de control convencional y no convencional para deflexiones de 10°, 20° y 30° en función del ángulo de resbalamiento (-10°:10°)	62
Figura 14 Coeficiente de momento c_m de los perfiles con superficie de control convencional y no convencional para deflexiones de 10°, 20° y 30° en función del ángulo de resbalamiento (-10°:10°)	62
Figura 15 Coeficiente de sustentación c_L de los perfiles con superficie de control convencional y no convencional para deflexiones de 10°, 20° y 30° en función del coeficiente de resistencia c_D	63
Figura 16 Malla resultado de aplicación de la metodología "SnappyHexMesh" de OpenFoam	67
Figura 17 Mallado del modelo OpenFoam 3D alrededor del perfil aerodinámico	69
Figura 18 Detalle del tamaño de malla del modelo OpenFoam 3D en superficie de control	69
Figura 19 Representación del mallado del modelo OpenFoam 3D del dominio fluido	70
Figura 20 Modelos de turbulencia en función de las escalas relacionadas	73
Figura 21 Distribución de la turbulencia total, laminar y turbulenta, en función de y^+	78
Figura 22 Modelizaciones de los valores de las variables turbulentas, [125]	79
Figura 23 Comparación de resultados de modelos turbulentos SST para distintos valores de y^+ , [124]	79
Figura 24 Modelo CFD OpenFoam, vista general, caso 1.	83
Figura 25 Modelo CFD OpenFoam para el caso 1, detalle malla entorno al perfil	83
Figura 26 Modelo CFD OpenFoam para el caso 1, detalle malla en borde de ataque	84
Figura 27 Distribución de presiones en convergencia, $t=0.17$ s, caso 1	84
Figura 28 Evolución de la distribución de presiones, caso 1 (I)	85
Figura 29 Evolución de la distribución de presiones, caso 1 (II)	86
Figura 30 Distribución de velocidades para $t=0.17$ s, caso 1	87
Figura 31 Evolución de la distribución de velocidades, caso 1 (I)	88
Figura 32 Evolución de la distribución de velocidades, caso 1 (II)	89
Figura 33 Evolución de los coeficientes aerodinámicos, caso 1	90
Figura 34 Distribución de presiones sobre el perfil, caso 1	91

Figura 35 Evolución de la distribución de presiones, caso 2	92
Figura 36 Evolución de la distribución de velocidades, caso 2	93
Figura 37 Distribución de presiones para $t=0.1$ s, caso 2	94
Figura 38 Distribución de velocidades para $t=0.1$ s, caso 2	94
Figura 39 Evolución de los coeficientes aerodinámicos con el tiempo, caso 2	95
Figura 40 Distribución de presiones sobre el perfil, caso 2	96
Figura 41 Valores del parámetro y^+ sobre el perfil, caso 2	96
Figura 42 Evolución de la presión, sección en la raíz, caso 3	98
Figura 43 Evolución de la velocidad, sección en la raíz, caso 3	99
Figura 44 Distribución de presión, secciones a 1/3 altura y punta, $t=0.025$ s, caso 3	100
Figura 45 Distribución de velocidades, secciones a 1/3 altura y punta, $t=0.025$ s	101
Figura 46 Distribución de presiones en el extradós, $t=0.025$ s, caso 3	102
Figura 47 Distribución de presiones en el intradós, $t=0.025$ s, caso 3	103
Figura 48 Presiones en distintas secciones desde raíz a punta, izqda.- dcha., arriba-abajo, caso 3 ..	104
Figura 49 Distribución de presiones en la sección en la raíz, caso 3	105
Figura 50 Distribución de presiones en la sección en la punta, caso 3	105
Figura 51 Caso de fallo de motor, esquema de las principales fuerzas	106
Figura 52 Ángulo de balance máximo en fallo de motor	107
Figura 53 Ángulo de resbalamiento (side slip) caso fallo de motor	108
Figura 54 Valores de los coeficientes, condiciones de vuelo y distribución del coeficiente de sustentación en la envergadura, geometría 2D, TORNADO	113
Figura 55 Valores de los coeficientes, condiciones de vuelo y distribución del coeficiente de sustentación en la envergadura, geometría 3D, TORNADO	114
Figura 56 Sistema de ejes avión	115
Figura 57 Geometría y principales dimensiones del estabilizador vertical y timón objetivo	116
Figura 58 Evolución presión caso ajuste teórico, hasta convergencia en $t=0.24$ s	120
Figura 59 Distribución de presiones $t=0.24$ s, caso ajuste teórico	120
Figura 60 Evolución velocidad caso ajuste teórico, hasta convergencia en $t=0.24$ s	121
Figura 61 Distribución de la velocidad $t=0.24$ s, caso ajuste teórico	121
Figura 62 Coeficientes aerodinámicos timón convencional y no convencional teórico, caso 2	122
Figura 63 Distribución de los valores de y^+ para caso 1 y configuración no convencional teórica ..	123
Figura 64 Distribuciones de presiones para el caso 1 en configuración convencional y no convencional teórica, perfil medio	123
Figura 65 Distribución de presiones en la cuerda del timón para el caso estudio obtenida con OpenFOAM y su simplificación para el cálculo de cargas internas	131
Figura 66 Modelo simplificado de la superficie de control no convencional como viga	132
Figura 67 Principales parámetro del modelo estructural simplificado de la superficie de control ..	133
Figura 68 Parámetros geométricos de las costillas articuladas	135
Figura 69 Diseño conceptual de costilla articulada	138
Figura 70 Panel “cero Poisson” y comparativa del comportamiento de sus celdillas respecto a materiales estándar y auxéticos	139
Figura 71 Panel altamente ortotrópico, direcciones principales y modelizaciones de estudio en las dos direcciones principales, rígida- envergadura, flexible- cuerda	142
Figura 72 Estudio célula flexible, configuración mixta	143
Figura 73 Estudio de la célula flexible en configuración recta	147
Figura 74 Célula flexible, configuración curva, de panel cero Poisson	150
Figura 75 Estudio célula flexible, configuración curva	150

Figura 76 Célula flexible, configuración mixta, de panel cero Poisson y su estudio	151
Figura 77 Célula flexible, configuración doble C, de panel cero Poisson	152
Figura 78 Geometría del timón de dirección exportada de CATIA 5 para Abaqus	154
Figura 79 Modelo CATIA 5 del esqueleto del revestimiento, configuración 1 en "V"	155
Figura 80 Modelo CATIA 5 del esqueleto del revestimiento, configuración 1 en "Doble C"	155
Figura 81 Modelo CATIA 5 del esqueleto del revestimiento, configuración 2 en "V"	156
Figura 82 Modelo CATIA 5 del esqueleto del revestimiento, configuración 2 en "Doble C"	156
Figura 83 Modelo FEM Abaqus de configuración "Doble C" flexible, mallado de los diferentes elementos	157
Figura 84 Modelo FEM Abaqus de configuración "Doble C" rígida, mallado de los diferentes elementos	157
Figura 85 Modelo FEM Abaqus de configuración "V" flexible, mallado de los diferentes elementos	158
Figura 86 Modelo FEM Abaqus de configuración "V" rígida, mallado de los diferentes elementos .	158
Figura 87 Modelo FEM Abaqus, detalle del mallado fino de los diferentes elementos	159
Figura 88 Esfuerzos de Von Mises para la configuración en V rígida.....	162
Figura 89 Detalle de los Esfuerzos de Von Mises en el esqueleto de la configuración en V rígida	162
Figura 90 Detalle de las deformaciones en el esqueleto de la configuración en V rígida.....	164
Figura 91 Esfuerzos de Von Mises en configuración V flexible	164
Figura 92 Detalle de esfuerzos de Von Mises en el esqueleto de la configuración V flexible	165
Figura 93 Detalle de esfuerzos de Von Mises en el esqueleto de la configuración V flexible- corte transversal	165
Figura 94 Deformaciones en configuración V flexible	166
Figura 95 Esfuerzos de Von Mises en configuración Doble C rígida	166
Figura 96 Detalle de esfuerzos de Von Mises en esqueleto de configuración Doble C rígida.....	167
Figura 97 Detalle del giro de los muelles del esqueleto de configuración Doble C rígida	168
Figura 98 Deformaciones de la configuración Doble C rígida.....	169
Figura 99 Esfuerzos de Von Mises en configuración Doble C flexible	169
Figura 100 Detalle de esfuerzos de Von Mises en esqueleto de configuración Doble C rígida.....	170
Figura 101 Detalle del giro de los muelles del esqueleto de configuración Doble C flexible	171
Figura 102 Deformaciones de la configuración Doble C flexible.....	171
Figura 103 Esfuerzos internos en las costillas para el modelo completo de la configuración V rígida	173
Figura 104 Esfuerzos internos en las costillas articuladas y costillas propuestas por Monner, [138]	174
Figura 105 Esfuerzos internos en el esqueleto extradós e intradós.....	175
Figura 106 Esfuerzos internos en el esqueleto, detalle en escala logarítmica.....	175
Figura 107 Detalle de esfuerzos internos en los muelles del esqueleto.....	176
Figura 108 Diseño geométrico de paneles altamente ortotrópicos	177
Figura 109 Fotografías tomada al panel de deformación selectiva que habilita el conformado del timón	178
Figura 110 Deformada real de la nueva superficie de control para el caso de fallo de motor	179
Figura 111 Modelo Autocad con la deformada de Abaqus	180
Figura 112 Evolución de la presión relativa en el caso de la nueva superficie con deformada real.	181
Figura 113 Evolución de la velocidad en el caso de la nueva superficie con deformada real	182
Figura 114 Distribución de presiones para $t=0,165$ s caso de la nueva superficie con deformada real	183

Figura 115 Distribución de velocidades para $t=0,165$ s caso de la nueva superficie con deformada real	183
Figura 116 Valores de y^+ para el modelo CFD del caso de la nueva superficie con deformada real	184
Figura 117 Distribución de presiones relativas (Pa) de la nueva superficie con deformada real y las del timón original y el nuevo con geometría teórica.....	184
Figura 118 Ejes cuerpo, subíndice b, y ejes estabilidad, subíndice s	187
Figura 119 Convenio de signos de las superficies de control	187
Figura 120 Parámetros geométricos de posicionado relativo ala- estabilizador vertical	194
Figura 121 Plot de Hankel de valores singulares de estabilidad lateral- direccional en caso crítico.....	215
Figura 122 Funciones de entrada típicas para estudio del control de un sistema: rampa (ramp), escalón (step) e impulso (impulse).....	218
Figura 123 Comparación de respuesta del avión en resbalamiento con timón convencional y con el nuevo, frente a señales de control de deflexión del tipo rampa.....	219
Figura 124 Comparación de respuesta del avión en balanceo con timón convencional y con el nuevo, frente a señales de control de deflexión del tipo rampa.....	220
Figura 125 Comparación de respuesta del avión en guiñada con timón convencional y con el nuevo, frente a señales de control de deflexión del tipo rampa.....	221
Figura 126 Diagrama de Bode del resbalamiento con señal de comando del timón de dirección, para la configuración original, rojo, y no convencional, azul.....	223
Figura 127 Diagrama de Bode del balanceo con señal de comando del timón de dirección, para la configuración original, rojo, y no convencional, azul.	224
Figura 128 Diagrama de Bode de guiñada con señal de comando del timón de dirección, para la configuración original, rojo, y no convencional, azul.	224
Figura 129 Efecto de la corrección del Yaw Damper en el diagrama de Bode de resbalamiento con señal de comando del timón de dirección.....	225
Figura 130 Margen de fase de resbalamiento con señal de comando del timón de dirección convencional y nuevo.....	226
Figura 131 Margen de fase de balance con señal de comando del timón de dirección convencional y nuevo.....	226
Figura 132 Margen de fase de guiñada con señal de comando del timón de dirección convencional y nuevo.....	227
Figura 133 Respuesta de resbalamiento a comando tipo escalón en el timón de dirección convencional y nuevo, mandos fijos.	227
Figura 134 Respuesta de balance a comando tipo escalón en el timón de dirección convencional y nuevo, mandos fijos.	228
Figura 135 Respuesta de balance a comando tipo escalón en el timón de dirección convencional y nuevo, mandos fijos.	228
Figura 136 Respuesta de guiñada a comando tipo escalón en el timón de dirección convencional y nuevo, mandos fijos.	229
Figura 137 Plot de Hankel de valores singulares de estabilidad lateral- direccional para mínimo peso operativo y dos posiciones extremas de centro de gravedad: más avanzado derecha, más retrasado izquierda.....	230
Figura 138 Comparación de respuesta del avión en resbalamiento con timón convencional y con el nuevo, frente a señales de control de deflexión del tipo rampa.....	232
Figura 139 Comparación de respuesta del avión en balanceo con timón convencional y con el nuevo, frente a señales de control de deflexión del tipo rampa.....	233

Figura 140 Comparación de respuesta del avión en guiñada con timón convencional y con el nuevo, frente a señales de control de deflexión del tipo rampa.....	233
Figura 141 Diagrama de Bode del resbalamiento con señal de comando del timón de dirección, para la configuración original, rojo, y no convencional, azul.....	234
Figura 142 Diagrama de Bode del balanceo con señal de comando del timón de dirección, para la configuración original, rojo, y no convencional, azul.	235
Figura 143 Diagrama de Bode de guiñada con señal de comando del timón de dirección, para la configuración original, rojo, y no convencional, azul.	235
Figura 144 Margen de fase de resbalamiento con señal de comando del timón de dirección convencional y nuevo.....	236
Figura 145 Margen de fase de balance con señal de comando del timón de dirección convencional y nuevo.	237
Figura 146 Margen de fase de guiñada con señal de comando del timón de dirección convencional y nuevo.	237
Figura 147 Respuesta de resbalamiento a comando tipo escalón en el timón de dirección convencional y nuevo, mandos fijos.	238
Figura 148 Respuesta de balance a comando tipo escalón en el timón de dirección convencional y nuevo, mandos fijos.	238
Figura 149 Respuesta de balance a comando tipo escalón en el timón de dirección convencional y nuevo, mandos fijos.	239
Figura 150 Respuesta de guiñada a comando tipo escalón en el timón de dirección convencional y nuevo, mandos fijos.	239

Índice de Tablas

Tabla 1 Patentes en estructuras aeronáuticas de deformación controlada, propietario y número, Patsnap ®	43
Tabla 2 Comparativa de coeficiente de sustentación de superficie móvil convencional con superficie doble en distintas configuraciones, para ángulos de deflexión crecientes y ángulo de ataque nulo ..	54
Tabla 3 Comparativa de coeficiente de sustentación de superficie móvil convencional con superficie doble en distintas configuraciones, para ángulos de deflexión crecientes y ángulo de ataque no nulo	55
Tabla 4 Resultados de parámetros de curva logarítmica en función del ángulo de deflexión	59
Tabla 5 Mejoras de sustentación para superficie de control espiral - no convencional- en relación a convencional	59
Tabla 6 Resultados de coeficientes de sustentación con XFOIL	64
Tabla 7 Efecto de los diferentes factores en V_{MCA} y las actuaciones en el caso de fallo de motor.	108
Tabla 8 Comparativa de resultados OpenFoam 2D corregido y 3D.....	112
Tabla 9 Cargas Ultimas de fallo de motor para el avión objetivo	115
Tabla 10 Valores de fuerzas y momentos de caso crítico fallo motor de certificación. Sistema ejes avión con origen en punto referencia estabilizador vertical.	117
Tabla 11 Comparación coeficientes aerodinámicos 2D convencional y no convencional teórico ...	124
Tabla 12 Comparación 2D brazo del momento torsor convencional y no convencional- teórico....	125
Tabla 13 Distribución de cargas (por unidad de longitud) en la envergadura del timón.....	132
Tabla 14 Valores de los parámetros básicos	133
Tabla 15 Valores de flujos de cortadura	134
Tabla 16 Valores las cargas internas dimensionantes del timón de dirección no convencional.....	134
Tabla 17 Valor parámetros costilla articulada de mayor tamaño	138
Tabla 18 Principales tecnologías de fabricación aditiva	141
Tabla 19 Propiedades del material Visijet M3 X 3D y esfuerzos admisibles del aluminio elegido. ...	160
Tabla 20 Resumen de comprobación de resistencia preliminar paneles Zero- Poisson	172
Tabla 21 Mejoras consecuencia de la implementación del nuevo timón de dirección.....	185
Tabla 22 Parámetros de avión de referencia para el cálculo de las derivadas de estabilidad	190
Tabla 23 Derivadas de estabilidad del avión de referencia con superficie convencional.....	190
Tabla 24 Efecto en el ángulo de resbalamiento de la introducción del nuevo timón en relación a la configuración convencional, en el caso de fallo de motor al despegue.....	200
Tabla 25 Efecto en el momento de guiñada disponible de la introducción del nuevo timón en relación a la configuración convencional, en el caso de fallo de motor al despegue.....	200
Tabla 26 Coeficientes aerodinámicos corregidos para nuevo timón y configuración convencional, vuelo de crucero	212
Tabla 27 Configuraciones másicas e inerciales de avión consideradas	212
Tabla 28 Raíces de la ecuación característica lateral - direccional	213
Tabla 29 Coeficientes aerodinámicos analíticos nuevo timón y configuración convencional, vuelo de crucero	229
Tabla 30 Configuraciones másicas e inerciales de avión consideradas	230
Tabla 31 Raíces de la ecuación característica lateral - direccional	230
Tabla 32 Márgenes de estabilidad obtenidos en condición de mandos libres, tanto para timón de dirección convencional, como para el no convencional y en los dos escenarios de avión crítico en modo espiral y en modo de balanceo del holandés	240

Tabla 33 Respuestas a la función escalón en condición de mandos fijos, para el timón convencional y el nuevo, y las dos configuraciones de avión, crítico en espiral y en modo de balanceo del holandés241

Capítulo 1

1. Introducción

1.1 Consideraciones Generales

Los estudios de esta Tesis tienen su origen en la búsqueda de reducción de peso y mejora de la eficiencia aerodinámica del estabilizador vertical y timón de dirección. La introducción de un nuevo timón de dirección capaz de curvarse de forma continua en su despliegue es el elemento de cambio de configuración de avión que habilita estas mejoras. Estos estudios concluyen con análisis de estabilidad estática, dinámica y control lateral- direccional de un avión de transporte con motores bajo ala por efecto de la introducción del nuevo timón en relación a la configuración convencional original.

De acuerdo a la clasificación de niveles de madurez tecnológica, en inglés TRL según se definen en la referencia [1], se parte de un TRL 1 y se va a demostrar de forma parcial un TRL 3 como resultado de esta tesis:

- El TRL 1 se consigue recogiendo en esta Tesis los principios básicos de mejora aerodinámica que la curvatura de una superficie de control supone. También se basa en los estudios estructurales de unos paneles altamente ortotrópicos, también conocidos como de deformación selectiva, que pueden deformarse en dirección de la cuerda y mantener rigidez y resistencia en dirección de la envergadura.
- El TRL 2 queda también conseguido pues el concepto del nuevo timón es aplicado al caso concreto de un estabilizador vertical de un avión de transporte objetivo con motores bajo el ala. La aplicación práctica va a quedar formulada en esta Tesis así como los principios que demuestran su viabilidad como estructura certificable de avión y su funcionalidad.
- El TRL 3 quedará conseguido parcialmente pues las funcionalidades críticas del nuevo timón, integrado en el sistema completo avión, van a ser estudiadas desde un punto de vista analítico. Los estudios de estabilidad estática, dinámica y control del avión de forma comparativa entre configuración original y la resultante de introducir el nuevo timón sustentarán este TRL 3. También el hecho de que se ha fabricado un trozo panel de deformación selectiva con impresión digital 3D o fabricación aditiva. Quedará pendiente la realización de experimentos adicionales en túneles aerodinámicos que sustenten la mejora aerodinámica, así como los ensayos de probetas y de la configuración de los nuevos paneles para alcanzar TRL 3 de forma completa.

Los estudios aerodinámicos han sido realizados de forma analítica por diversas aproximaciones y modelos, en particular con códigos de fluido- dinámica computacional, CFD del inglés “Computational Fluids Dynamics”, en desarrollo por Universidades y centros de prestigio. Estos códigos han sido validados con ensayos experimentales en túneles

aerodinámicos para distintas configuraciones pero no expresamente para el objeto de nuestra tesis. Sin embargo, el hecho que la robustez de la fluido- dinámica computacional sea cada día más incuestionable, cuando es usada con prudencia científica y contraste experimental, y el que dentro del alcance de esta tesis se desarrolle un análisis específico de las cargas obtenidas con los métodos computacionales, en relación con las cargas de certificación desarrolladas para un avión comercial, validadas por ensayos y por las propias autoridades certificadoras, es garantía que los estudios aerodinámicos sean robustos en sus conclusiones. También se presenta una investigación de la curva óptima de la superficie de mando y control, basada en teoría aerodinámica potencial.

La estabilidad estática y dinámica, así como el control lateral direccional de un avión están fuertemente condicionados, por el diseño del estabilizador vertical y el timón de dirección. Existe una relación directa entre el aumento de tamaño del estabilizador vertical y el timón de dirección, con la mejora de la estabilidad y el control lateral. Sin embargo este aumento de tamaño lleva aparejado el aumento de peso y de resistencia aerodinámica. Esto va en contra de la eficiencia de los aviones en su operación, que reclama un consumo de combustible cada vez menor por existir un coste del mismo en aumento. Es por este motivo que se selecciona la estabilidad lateral direccional como objetivo de estudio, una vez se haya incorporado el nuevo timón con curvatura en la superficie de control lateral – direccional y su continuidad con la parte fija, se analiza el efecto en la estabilidad estática, dinámica y control.

1.2 Contribución de esta Tesis Doctoral

La oportunidad de considerar un timón de dirección no convencional surge de la observación de la naturaleza: las aves para controlar el vuelo modifican la curva del borde de salida de sus alas. Los aviones comerciales controlan su estabilidad con superficies de mando simétricas que giran en torno a su línea de charnela con un valor de ángulo de deflexión discreto. Hay una oportunidad para mejorar, imitando la naturaleza, y que estas superficies de control puedan ser controladas actuando sobre su curva media. También habilitando la continuidad de las superficies de la parte fija con la móvil. Este ámbito de actuación ha estado en la base de la investigación aerodinámica y en los últimos años está siendo desarrollado en el diseño de palas de aerogeneradores, en la literatura se encuentran numerosos ejemplos de los estudios en este sector, [2], [3], [4].

Se están realizando grandes esfuerzos en la actualidad, dotando de recursos de investigación en Europa para conseguir soluciones maduras en el campo del flujo laminar de alas y superficies sustentadoras. Así, proyectos como Cleansky dentro del 7º programa marco UE 2008-2016, está publicando resultados prometedores, [5], [6], [7] que invitan a seguir desarrollando soluciones de flujo laminar natural para alas. En el marco de flujo laminar híbrido, por soplado o absorción de capa límite, proyectos como AFLONEXT, UE 7ºPM 2013-2017, también está dando buenos resultados, [8]. Esta tendencia a la investigación en flujo laminar también tiene eco fuera de las fronteras europeas, [9], [10].

Los estudios de esta tesis contribuyen a la búsqueda de soluciones de arquitectura de nuevas superficies de control para suavizar las distribuciones de presiones y por tanto habilitar las soluciones de flujo laminar. Esto se verá como una de las conclusiones de los estudios aerodinámicos.

El tema de esta tesis es novedoso. El estado del arte en estudios de deformaciones controladas de superficies aerodinámicas para mejoras de sustentación y de peso no ofrece publicaciones en relación a análisis de superficies de control direccional no convencionales. No se han encontrado estudios de mecánica de vuelo lateral-direccional ni control relacionados con superficies de control no convencionales.

El diseño conceptual de la estructura, con requisitos de aeronavegabilidad, en materiales que habilitan su producción mediante tecnologías de impresión tri- dimensional es también una novedad que esta Tesis aporta al estado del arte. La fabricación de un panel de deformación selectiva fruto de esta tesis, contribuye a la introducción de las nuevas tecnologías de impresión 3D en los componentes de avión.

1.3 Esquema general de la Tesis

Esta investigación parte del estado del arte en la investigación de superficies de control no convencionales y cualidades de vuelo lateral-direccional. Para ello se realiza un estudio de contenidos de las publicaciones y literatura con estas referencias.

A continuación se lleva a cabo el estudio aerodinámico del estabilizador vertical y su superficie de control convencional de un avión objetivo conocido, para después de valorar los resultados, repetir con la superficie de control no convencional. Se concluye esta parte de la Tesis con una valoración cuantitativa de la mejora aerodinámica de la introducción de la superficie de control no convencional.

Se realiza un pre- diseño de un dispositivo que origine deformaciones controladas de la superficie no convencional según la curva objetivo elegida para demostrar la viabilidad de implementación de la solución. Se analizarán los efectos de la introducción de la nueva superficie más eficiente aerodinámicamente en los pesos de estabilizador vertical

Los estudios incluyen analizar los efectos de la introducción del nuevo timón de dirección en la estabilidad estática del avión en caso de fallo de motor. También se analiza la estabilidad dinámica y el control lateral-direccional en vuelo de crucero y cómo le afecta el nuevo timón.

Finalmente, se redactan las conclusiones de esta investigación y las nuevas líneas que se pueden seguir investigando en el futuro.

1.4 Consideraciones finales

Los objetivos logrados con esta Tesis Doctoral son:

- Valoración cuantitativa de las mejoras aerodinámicas, respecto al caso convencional de superficie plana simplemente deflectada angularmente en torno a la charnela, de un perfil representativo de un estabilizador vertical y su superficie de control lateral-direccional de un avión de transporte con motores en ala, que presenta continuidad entre las superficies y con una curvatura en la parte del timón. Esta valoración se realiza con códigos de fluido- dinámica computacional reconocidos, y los resultados son contrastados y validados con los documentos de certificación del avión objeto de estudio.
 - Exposición de parte de los trabajos aerodinámicos en la conferencia internacional “RAES Applied Aerodynamics Conference Bristol, Julio 2014, Reino Unido”, de aerodinámica aplicada y selección del artículo para las actas del congreso.
 - Los estudios analíticos del conformado, o como se recoge en la literatura anglosajona “morphing”, del timón de dirección estudiados con modelos de aerodinámica potencial, han sido seleccionados para exposición en “RAES Applied Aerodynamics Conference Bristol, Julio 2016, Reino Unido”. Este artículo será enviado para su consideración a ser publicado en “The Aeronautical Journal”.
- Diseño preliminar de un dispositivo que genere la curvatura que se requiere en la superficie de mando lateral- direccional. En este aspecto se cuenta con el apoyo de los trabajos realizados en la compañía con la que colaboro en la actualidad, Aernnova, publicados dentro del proyecto SARISTU (del inglés, SmARt Intelligent Aircraft STrUctures), UE FP7 coordinado por Airbus, referencia [11]. Aernnova, mi empresa en la actualidad, es parte del consorcio. Sobre la base de los desarrollos del paquete de trabajo AS2, “Adaptive Structural Tailoring of Wing Trailing Edge for Enhanced Aircraft Performance” que ofrece distintas posibilidades de configuración en los actuadores y mecanismos de actuación, esta Tesis desarrolla un concepto totalmente nuevo de panel de deformación selectiva que satisface los requisitos de rigidez, resistencia y funcionalidad necesarios para ser considerada como solución avionable. Esto incluye la selección del material, el diseño y producción por técnicas de impresión tri- dimensional de un espécimen representativo de este panel estructural novedoso que habilita las deformaciones de curvatura necesarias para obtener la mejora aerodinámica.
 - Como consecuencia de los estudios estructurales de esta tesis, se ha originado la posibilidad de crear una patente. Esta patente, tras examen interno en la compañía en la que presto mis servicios, ha sido aprobada para que la empresa cubra los costes asociados. El número de solicitud es 201500313 presentada el 04.05.2015. Con fecha 11.12.2015 se ha recibido declaración escrita por la cual se considera que las reclamaciones de la patente satisfacen los requisitos de novedad (Art. 6.1 LP 11/1986) y de actividad inventiva (Art.

8.1 LP11/1986). En consecuencia, en el citado informe sobre el estado de la técnica de esta solicitud de patente: "Se considera que la solicitud cumple con el requisito de aplicación industrial. Este requisito fue evaluado durante la fase de examen formal y técnico de la solicitud (Artículo 31.2 Ley 11/1986)".

- Parte de los estudios estructurales, han sido presentados con éxito en la conferencia internacional "4th Aircraft Structural Design Conference, RAES, Belfast, Reino Unido", que incluye el artículo en sus actas (proceedings). Este artículo está aprobado para su publicación en "The Aeronautical Journal" y está solo pendiente de su inclusión en el próximo número.
- Otra parte de los estudios estructurales han formado parte de una contribución al congreso internacional "Structural unstabilities and post-buckling" organizado por DLR en Braunschweig, Marzo 2015, siendo mi contribución seleccionada para las actas del congreso. Este artículo está pendiente de publicación en la revista "International Journal of Structural Stability and Dynamics", World Scientific Publishing Company.
- Estudio del efecto en la estabilidad estática, caso fallo motor, dinámica y control, caso de vuelo de crucero, lateral-direccional, del resultado de introducir el nuevo timón en el estabilizador vertical en comparación con el caso convencional de referencia. Análisis del efecto en cualidades de vuelo lateral- direccional.
 - Los estudios de estabilidad estática han sido, en parte, incluidos en un artículo que ha sido aceptado para su publicación, 15 Septiembre 2015, en la revista Journal of Aerospace Science and Technology (ISSN 2332-8258).
 - Los estudios de estabilidad dinámica fueron enviados a la revista "International Journal of Structural Stability and Dynamics". Tras la revisión correspondiente, se concluyó la corrección de los análisis efectuados pero al no haber incluido la parte estructural, que es la parte novedosa que va más allá del estado del arte, por haber sido incorporada en otros artículos anteriores, los antes mencionados, no se creyó oportuna su publicación.

Capítulo 2

2. Revisión Bibliográfica. Estado del Arte

En el capítulo anterior se ha resumido los temas de estudio de esta Tesis Doctoral. Este capítulo se dedica a analizar el estado del arte en el estudio de las mejoras de perfiles aerodinámicos con superficie de mando de geometría adaptable y su efecto en el peso y la estabilidad de avión así como al análisis de nuevas configuraciones no convencionales de estabilizadores verticales.

Se comienza recopilando las publicaciones sobre el tema en las principales revistas técnicas y congresos internacionales, sección 2.1.

La sección 2.2 resume las patentes relacionadas con las investigaciones incluidas en esta Tesis. Este aspecto se considera importante dado que fruto de estos estudios se van a seguir desarrollando algunos conceptos para considerar la inversión en patentes que protejan el conocimiento generado.

Se estudia también la normativa de aeronavegabilidad, civiles y militares, aplicable al estabilizador vertical y al timón de dirección, sección 2.3.

2.1 Bibliografía relacionada con esta Tesis

El campo de la investigación y el estudio de la mejora de las actuaciones de un avión por efecto de introducir cambios de configuración en vuelo o deformaciones controladas, lo que se denomina en inglés como “morphing”, ha visto en los últimos años un aumento en el número de publicaciones. Esto se ha debido no sólo a la búsqueda de soluciones de mayor eficiencia en aviones de transporte, sino también en el campo de desarrollo de configuraciones novedosas de vehículos no tripulados.

Un resumen de los estudios de cambio de configuración controlada en aviones, realizados hasta la fecha de su publicación, es posible encontrarlo en [12]. Esta referencia distingue entre tres grandes tipos de cambio de configuración controlada:

- Alteración de la forma en planta del ala: envergadura, flecha, cuerda
- Cambio fuera del plano del ala: torsión del ala, ángulo de diedro y cambio de rigidez a flexión en la envergadura del ala
- Cambio en el perfil aerodinámico, forma de la cámara o espesor.

De acuerdo a esta clasificación, nuestra tesis se enmarca dentro de este tercer grupo.

El carácter multidisciplinar de la materia de estudio, deformaciones controladas de perfiles aerodinámicos o de configuración de avión en general, para la mejora de actuaciones,

eficiencia, etc. hace que haya numerosas publicaciones en diversos ámbitos. Este carácter multidisciplinar queda recogido en numerosas publicaciones como las [13] y [14].

La deformación controlada de un perfil aerodinámico con nuevos mecanismos y actuadores se estudia en la referencia [15]. En esta misma referencia se incluyen los efectos de esta deformación controlada desde diferentes puntos de vista: en el efecto en el aumento de la eficiencia aerodinámica, el alivio de cargas aerodinámicas generadas por ráfagas y en el control del punto de transición de flujo laminar a turbulento. En particular, esta referencia ofrece resultados de estudios del efecto de deformaciones controladas en la zona del borde de salida del ala proporcionando aumentos de eficiencia aerodinámica en el rango del 5 % a 15%. Los resultados analíticos, [9], y de túnel aerodinámico [7] de un ala laminar donde se ha controlado el punto de transición de capa límite a turbulenta en la zona de la superficie de control por medio de actuadores fluídicos, han sido publicados recientemente. La aplicación de alas laminares a aviones de transporte regional ha sido estudiado y caracterizadas las mejoras, [6]. Todas estas publicaciones dan un marco de referencia para nuestros estudios aerodinámicos, sus conclusiones y aplicaciones posteriores.

Además, las tecnologías relacionadas con la disponibilidad de nuevos materiales y actuadores con la capacidad de actuación, fuerza y recorrido suficiente, junto con su reducido tamaño y peso, habilitan soluciones de diseño impensables hasta hace poco tiempo. En las referencias [16] y [12] se hace un repaso de todas las tecnologías en desarrollo para habilitar la deformación controlada de perfiles aerodinámicos.

Las referencias [17] y [18] incluyen los estudios realizados para el desarrollo de un sistema de actuación con actuadores SMA, del inglés “Shape Memory Alloys”, o aleaciones con memoria de forma. El objetivo es generar una deformación controlada en el extradós de un ala de forma que retrase en la cuerda, el punto de transición de régimen laminar a turbulento.

La referencia [19] incluye investigaciones sobre el uso de actuadores SMA para conseguir deformaciones controladas en perfiles aerodinámicos con parches de material SMA piezo-eléctrico que excita las frecuencias propias de una estructura en material compuesto. También las referencias [20] y [21] son ejemplo del uso de parches de SMA para actuar estructuras bi-estables y así conseguir deformaciones controladas de perfiles aerodinámicos.

En la referencia [22] se presenta el desarrollo de un concepto de perfil aerodinámico con actuadores SMA vertebrados y revestimientos flexibles.

El campo de la investigación y búsqueda de soluciones que habiliten el flujo laminar natural en superficies aerodinámicas también tiene solapes con la investigación en deformaciones controladas de los perfiles aerodinámicos. La referencia [23] resume los trabajos de investigación para conseguir una metodología de optimización de perfiles aerodinámicos deformables de forma controlada.

También hay investigaciones para aplicar SMA a alas de avión para mejorar su comportamiento aero-elástico, la referencia [24] es un buen ejemplo. Este estudio también ofrece resultados aerodinámicos de perfiles modificados en su forma con actuadores SMA además de análisis aeroelásticos previos a los ensayos en túnel aerodinámico para su validación. En esta misma referencia se utiliza el código XFOIL para la optimización de la forma aerodinámica de forma similar a como se ha realizado en esta Tesis.

Hay publicados trabajos de utilización de los SMAs en mecanismos de deformación controlada de alas completas para la mejora de actuaciones de avión, [25].

El uso de SMAs está en la base de la investigación de un nuevo pétalo de salida de motor que mejora la emisión de ruido, referencia [26].

El sector de la aeronáutica militar ha prestado atención a los desarrollos de cambio de forma en planta de configuraciones de ala desde hace tiempo, el F14 Tomcat es un buen ejemplo de ello. El documento desclasificado de la OTAN [27] proporciona un resumen de las investigaciones y publicaciones en este campo. En particular las hay que han cubierto el ámbito de cómo unos cambios de configuración controlada afectan a la dinámica de vuelo y las mejoras de eficiencia de misiles [28] .

El campo de los vehículos aéreos no tripulados, UAVs, y las investigaciones en nuevas tecnologías de cambio de configuración general del avión o de sus superficies sustentadoras ha tenido y sigue teniendo un importante número de publicaciones. El motivo es que los UAVs son la plataforma ideal para integrar nuevos desarrollos debido a la menor exigencia mecánica en los materiales y el potencial mercado que se abre para su utilización futura. Una buena revisión de las publicaciones en este ámbito se puede encontrar en la referencia [29].

De todas las publicaciones encontradas relacionadas con esta tesis, se van a incluir las más significativas a continuación:

- La referencia [30] concluye la viabilidad de controlar las rotaciones sobre su eje longitudinal de un pequeño avión no tripulado dotado con un sistema de actuación en las alas.
- La forma en planta del ala de un UAV, su flecha y la torsión de la misma son objeto de investigación en la referencia [31].
- La combinación de nuevas estructuras inflables junto con la investigación en “morphing” de ala para UAVs es objeto de estudio en la referencia [32]
- La optimización del perfil de ala para conseguir la mayor eficiencia en la misión de un UAV es objeto de estudio en [33].
- La actuación controlada sobre los largueros que forman el cajón de torsión de un ala, es objeto de estudio en la referencia [34], para aplicación en un UAV.
- El cambio de forma en planta de alas para micro-UAVS son el objeto de estudio de la referencia [35].

Si el enfoque se centra en el campo objetivo de investigación de esta Tesis, aviones de transporte, se encuentran publicaciones relacionadas con una gran variedad de estudios multidisciplinarios. Es posible dividirlos en varios campos: alteración de forma en planta de ala, deformación controlada del perfil del ala, alteración del perfil de la superficie hipersustentadora. A continuación se citan varios ejemplos.

El artículo [36] recoge un estudio de la modelización y el control de vuelo de aviones de transporte que alteran su forma en planta. Es uno de los estudios encontrados para cambios de forma en planta en escalas grandes y no de pequeños aviones no tripulados. La consideración del cambio de forma exige nuevos estudios aerodinámicos, de modelización dinámica, y teoría de control de vuelo. Esta referencia deriva de una forma general las ecuaciones de mecánica de vuelo atmosférico, se revisan los métodos de integración de las fuerzas aerodinámicas, y contrasta los distintos enfoques y métodos de control del vuelo. Esta investigación concluye que las reglas y los procedimientos para diseñar aviones rígidos estándar o convencionales, no son extensibles a las nuevas aeronaves que pueden modificar su forma en planta. En general, se pueden seguir dos vías: ajustar las ecuaciones dinámicas para añadir los nuevos métodos de control respecto a los de la aeronave rígida, o el desarrollo de nuevas ecuaciones de control que acomode también la parte transitoria. El primer enfoque proporciona herramientas ya desarrolladas que sólo deben ser modificadas y a las que se le puede aplicar toda la extensa literatura de sistemas lineales y perturbaciones. El segundo enfoque debe ser desarrollado y puede proporcionar un medio para aprovechar del todo el cambio de forma en planta, con el estudio de los beneficios en maniobrabilidad y la estabilización. Esta referencia proporciona un marco para el estudio de este timón lateral innovador y dirige por la primera vía apuntada: utilizar las ecuaciones de dinámica de vuelo convencional y modificarlas como consecuencia de la introducción del timón innovador. Este es un camino suficientemente bueno si no se pretende analizar efectos transitorios. Este es el caso. Al ser el motivo de la tesis un avión de transporte, la maniobrabilidad no es un problema de la misma magnitud que un caza de combate. El interés de los estudios de esta tesis no es tanto la investigación de los fenómenos transitorios, como si lo es el estado estacionario y conseguir una buena estimación de la dinámica de vuelo y control del avión modificado con la innovación.

La optimización de las alas de avión considerando nuevas tecnologías que habiliten el cambio de perfil en vuelo, es objeto de estudio, por ejemplo [37]

El estudio incluido en la referencia [38] se centra en la mejora aerodinámica de una superficie hipersustentadora de borde de salida de un ala. Se concluyen las mejoras consecuencia de actuar en la forma del perfil y su viabilidad mecánica. En esta misma línea se han publicado, [39], los resultados de este tipo de dispositivos en ala, en términos de resultados de ensayos dinámicos de la estructura, dentro de la diseminación del proyecto Clean Sky al público.

En el campo de control de flujo y alteraciones de forma de perfiles aerodinámicos hay numerosas investigaciones. Así por ejemplo, la referencia [40] se centra en la mejora de

eficiencia de alas con borde de salida de geometría variable y concluye las mejoras en las actuaciones avión de este tipo de dispositivos. De forma general el control de la separación del flujo activo ha sido ampliamente estudiado en la investigación académica o en instalaciones de propiedad privada o de defensa en las últimas décadas. A principios del milenio los estudios estaban más centrados en el control de flujo activo en la zona del borde de ataque de los perfiles, [41] y se concluía la falta de madurez de las tecnologías existentes. Un resumen de las investigaciones en el campo de la aerodinámica para aplicación en alas y de los beneficios esperados se puede encontrar en las referencias [42], [43].

El proyecto UE FP4 AEROMEMS se centró en investigaciones aerodinámicas sobre el efecto de protuberancias en el extradós justo en el punto de separación de la capa límite. Diversos resultados están disponibles sobre los beneficios que tiene el poder controlar la posición de las protuberancias para así ejercer control en la separación turbulenta [44], [45].

Más recientemente, se han abierto nuevas líneas de investigación para utilizar actuadores fluídicos, basados en la inyección de plasma en la capa límite, para controlar el flujo [46]. La actuación fluídica ha sido valorada en un 20% de mejora de sustentación de perfiles aerodinámicos con superficie de control en 2D, [47]

Dentro del proyecto ya mencionado, Clean Sky UE FP 7, se han abierto líneas de investigación de actuación activa de flujo dado que existen carencias, [48] en la aplicación al avión real por carecer de madurez debido a la falta de información de escala avión en términos de Mach y número de Reynolds, y ángulo de flecha del ala. Hasta el momento se han realizado pruebas en túnel aerodinámico con modelos a escala, de dispositivos de control de flujo activo en borde de ataque y salida comparando los resultados 3D con efecto del ángulo de flecha con los correspondientes perfiles 2D.

Este proyecto Clean Sky tiene numerosas líneas de investigación abiertas en el campo de la mejora aerodinámica de perfiles con su superficie de control, a través de la actuación fluídica. Hasta el momento han sido publicados resultados de mejora de sustentación basada en:

- actuadores de generación de vorticidad en la región del borde de salida de la parte fija de un ala junto con el sellado con el dispositivo hipersustentador, [49].
- actuadores de flujo neto de masa nulo (en inglés “zero mass flow rate”) y su integración en las alas de un avión de transporte regional [50].

El mismo proyecto Clean Sky ha incluido líneas de investigación de modificación de perfil aerodinámico para la mejora de las prestaciones de helicópteros. En particular, han sido publicados los resultados preliminares de un “Gurney Flap” activo y su integración en palas de helicópteros, basado en esta deformación controlada en la zona del borde de salida, [51]

Este es un ámbito de especial interés en la búsqueda de soluciones que habiliten el flujo laminar en alas, [52]. En la literatura hay desarrollos de actuadores que consiguen trabajar dentro del rango de frecuencias requerido [53].

El control activo de flujo de aire en perfiles también ha sido estudiado en relación al desarrollo de nuevas tecnologías de reducción de ruido aerodinámico de las alas, [54]. Ya ha sido mencionado el control de forma de un pétalo de tobera de salida para supresión de ruido, objeto del estudio en referencia [26].

Este campo de la aplicación de tecnologías de deformación controlada de perfiles aerodinámicos para mejorar la huella de ruido aerodinámico en la fase de aproximación, cuenta numerosas investigaciones recientes. El proyecto Clean Sky ha hecho públicos resultados de las investigaciones de aplicar deformación controlada en los dispositivos hipersustentadores de ala para la supresión de ruido de aviones regionales, [55].

La utilización de estructuras deformables que produzcan nuevas funcionalidades a las puntas de ala, es otro campo de publicación de desarrollos relacionados con los estudios de esta Tesis, [56].

Las investigaciones de supresión del ruido aerodinámico generado por los perfiles, no sólo es objeto de aplicación en aeronáutica, sino que cuenta ejemplos en el campo de las turbinas eólicas. Un ejemplo se puede encontrar en la ya citada referencia [4].

Si el enfoque se coloca en buscar referencias relacionadas con el control lateral direccional y el efecto de introducción deformaciones controladas se pueden encontrar estudios como en la ya citada referencia [30] o en la serie de trabajos universitarios [57], [58], [59], [60], donde se incluyen los resultados obtenidos con el cambio de forma de alas, que se demuestra como suficiente para pequeños vehículos no tripulados pero de difícil introducción en aviones de transporte por no llegarse a las necesidades de actuación con las tecnologías actuales.

La referencia [61] resume los trabajos realizados para caracterizar la aeroelasticidad de un avión sin timón de dirección lateral- direccional, y con el estabilizador vertical que presenta deformaciones controladas en la zona de borde salida de forma que compense la inexistencia de la superficie de control. Esta referencia evalúa los efectos aerodinámicos de sellar el hueco entre parte fija y móvil de un perfil con superficie de control.

La estabilidad lateral direccional de aviones de transporte está ampliamente referenciada en la literatura, [62]–[71]. Los desarrollos más recientes se han centrado en temas de desarrollo de pequeñas naves no tripuladas, [72], [73], [74] y las ya mencionadas [30], [57]–[60]. Por ejemplo el estudio del vuelo de animales como fuente de inspiración de nuevas ideas para las mismas, [75], [76], [77] y [78].

La estabilidad lateral es motivo de estudio en sus aspectos relacionados con la seguridad de la aeronave. Así, la formación de hielo en vuelo sobre la superficie de mando lateral-direccional, ha sido caracterizada recientemente por sus efectos en la dinámica del avión, [79]. También hay estudios más generales sobre la estabilidad lateral reducida [80]. La estabilidad lateral en la fase de aterrizaje es motivo de estudios recientes, en aeropuertos en altura [81], y el efecto de los vientos cruzados [82]. El efecto del daño en un avión de transporte en la estabilidad lateral direccional, es motivo de estudios, [83]. En particular

son numerosas las publicaciones de estudios en torno al modo lateral- direccional "Dutch Roll", por su influencia en las cualidades de vuelo del avión y el interés por desarrollar sistemas de amortiguación "Yaw Damper" más eficientes y robustos, [84], [85], [86], [86].

Los estudios de las cualidades de vuelo de aviones de transporte y su caracterización, también están publicados en la literatura, [69], [87]–[90]. La mejora de las cualidades de vuelo durante episodios de turbulencia, es motivo de investigación continua, [91].

2.2 Desarrollos en aviones comerciales actuales relacionados con esta Tesis

El dispositivo hipersustentador adaptativo de charnela caída o ADHF, del inglés "Adaptive Dropped Hinge Flap" está siendo desarrollado por Airbus para ser integrado en sus nuevos desarrollos de aeronaves. Es más sencillo que un flap convencional. Es adaptable porque cierra el vano entre superficie móvil y el ala fija no por completo, pero si más que en el caso convencional. El impacto de la reducción de peso a nivel de avión completo es de media tonelada tomando como referencia el A350-900 XWB. En el documento de Airbus, referencia [92], se incluye este concepto junto con los últimos desarrollos de este fabricante europeo en bordes de salida de ala mejorados. Se apunta la posibilidad de modificar el perfil aerodinámico del flap, no sólo para mejorar la sustentación y eficiencia aerodinámica en baja velocidad, sino también en vuelo para alivios de carga. La siguiente **Figura 1** muestra este concepto.

Figura 1 Dispositivo hipersustentador adaptativo de charnela caída o ADHF, del inglés "Adaptive Dropped Hinge Flap" (fuente: Airbus, www.airbus.com/support/publications, último acceso 2.04.16)

El nuevo dispositivo hipersustentador de ala ha sido patentado por Airbus, [93]. Se trata de un diseño de bisagra desplazada que se compone de una viga con un punto de rotación. Es más simple que un flap convencional y requiere menos partes móviles, lo que resulta en una reducción de peso estimada en media tonelada por avión. También es más fácil y menos

costoso de mantener. La **Figura 1** también muestra una comparativa con un flap Fowler convencional y el efecto de habilitar un mayor ángulo de deflexión.

El proyecto de investigación, Clean Sky del programa marco de la UE, lleva desde el año 2008 abordando diferentes desarrollos tecnológicos en búsqueda de soluciones más competitivas y respetuosas con el medio ambiente. Una de las novedades del citado programa consiste en valorar el efecto de los desarrollos tecnológicos, cuando son introducidos a nivel de plataforma, en cuanto a emisiones de gases contaminantes, fundamentalmente NO_x y CO_2 , y emisiones de ruido. La evaluación se realiza con modelos de avión completo que tienen en cuenta las mejoras introducidas por las nuevas tecnologías, con la plataforma virtual llamada PANEM, [5].

El ya citado proyecto UE FP7 SARISTU, [11], tiene una línea de tecnológica activa en el campo del desarrollo de una nueva superficie hiper-sustentadora de borde de salida de ala, con curvatura. La **Figura 2** incluye una serie de fotografías del prototipo que se ha desarrollado y que han hecho públicas las empresas participantes en este proyecto, liderado por Airbus. Las fotografías fueron realizadas durante la feria aeronáutica de Berlín 2014, ILA en el stand de Fraunhofer. Es de notar el mecanismo de costillas, que accionadas con unos actuadores con la capacidad adecuada, arrastran la deformación de los revestimientos. Estos revestimientos están compuestos por láminas dispuestas en sentido de la envergadura. Esta solución estructural es distinta a la desarrollada en el marco de los estudios de esta Tesis, donde los paneles están basados en materiales “Zero- Poisson” que presentan la anisotropía requerida para ser flexibles en sentido de la cuerda, y con la rigidez y resistencia adecuadas en sentido de la envergadura. En el caso de la configuración de la superficie de control de SARISTU, la rigidez en sentido de la envergadura la asegura la configuración multi-larguero como se puede apreciar en las fotografías.

Figura 2 Nuevo flap en desarrollo dentro del programa UE FP7SARISTU.

En Estados Unidos, recientemente, 2014, la compañía FlexSys ha patentado y probado en vuelo de pruebas, un sistema de borde de salida de ala flexible que se conforma en curva ¹

¹ <http://www.flxsys.com/flexfoil>, último acceso 10.06.15

2.3 Patentes relacionadas con esta Tesis

La búsqueda de patentes en el campo de estudios de esta Tesis se realiza con ayuda del programa especializado Patsnap ®, [94]. Esta aplicación basada en Internet, permite el acceso a todas las bases de datos de patentes a nivel global. La base de datos Patsnap proporciona cobertura de las patentes publicadas en más de 90 países en todo el mundo, ofreciendo datos de texto completo de siete organizaciones como la Oficina Europea de Patentes (OEP), la Organización Mundial de la Propiedad Intelectual (OMPI), Estados Unidos, China, Alemania, Japón y Taiwán. El resumen de patentes está disponible en otras 80 naciones, cubriendo más de 90 millones de patentes en todo el mundo. Patsnap también ofrece una plataforma de análisis global, que permite realizar un seguimiento del desarrollo de cada actor activo en un campo en particular, identificar potenciales clientes y ganar penetración en el mercado mundial. A través de algoritmos internos permite el análisis de las patentes existentes y su gestión posterior. Para iniciar la búsqueda de patentes relacionadas con la Tesis, se hace una búsqueda de aquéllas que están relacionadas con estructuras deformables de forma controlada, en inglés “aircraft morphing structures”. El resultado ofrece la imagen mostrada a continuación. Se han encontrado un total de 342 patentes que se resumen por propietario en la tabla 1 a continuación. Hay que hacer notar el gran número de patentes concentradas en los fabricantes de aeronaves estadounidenses, en particular, Boeing, muy por delante del grupo europeo Airbus. Si se refina el análisis para centrarlo en las patentes en el campo de las estructuras tipo ala, para eliminar las que se aplican a motores, actuadores, etc. el número se reduce a 203.

Nombre del propietario patente	Número de patentes
THE BOEING COMPANY	108
GENERAL ELECTRIC	49
ACCENTURE	38
AIRBUS (GRUPO)	24
MASSACHUSETTS INSTITUTE OF TECHNOLOGY	20
RAYTHEON COMPANY	17
CORNERSTONE RESEARCH GROUP, INC.	12
HONEYWELL INTERNATIONAL INC.	12
LOCKHEED MARTIN CORPORATION	11
OMNITEK PARTNERS LLC	11
ROLLS-ROYCE PLC	11
GULFSTREAM AEROSPACE CORPORATION	10
SIKORSKY AIRCRAFT CORPORATION	6
IJET INTERNATIONAL, INC.	5
BELL HELICOPTER TEXTRON INC.	4
CALIFORNIA INSTITUTE OF TECHNOLOGY	4

Tabla 1 Patentes en estructuras aeronáuticas de deformación controlada, propietario y número, Patsnap ®

En la **Figura 3** se representa gráficamente un análisis con mayor detalle de los campos de aplicación de estas patentes.

Figura 3 Patentes en estructuras aeronáuticas deformables de forma controlada, Patsnap ®

Las patentes más en línea con los estudios de esta Tesis se listan a continuación

- EP2250084A1, US8418967 y US8678324, Passive Adaptive Structures.
- GB2445099A, System for geometrically morphing airfoils.
- GB2445099B, An airfoil member altering system.
- US20090008507A1, Aircraft Wing.
- US20090014596A1 y US20090032648A1, Long Endurance Aircraft Having Morphing Wing Configured to Change Shape.
- US20100025538A1 y US20110001018A1, Composite Material for Geometric Morphing Wing.
- US20110038727A1, Method and Apparatus for Pressure Adaptive Morphing Structure.
- US20110042524A1 y US20110084174A1, Passive Adaptive Structures.
- US20110163205A1, Aerofoil Accessories and Method for Modifying the Geometry of a Wing Element.
- US7798443 y US8083179, Composite material for geometric morphing wing.
- US8235329, Dynamically actuated adaptive control structures.
- US8366057, Method and apparatus for pressure adaptive morphing structure.
- W02010032241A1, Aerofoil Accessories and Method for Modifying the Geometry of a Wing Element.

Se puede concluir que existe una actividad significativa entre las compañías punteras en construcción de aeronaves para patentar sistemas de deformación selectiva en estructuras de avión, que está directamente relacionada con el ámbito de estudio de esta Tesis.

Las patentes de paneles de deformación controlada no incluyen las ideas presentadas en esta Tesis para la consecución de un panel de este tipo, lo que significa que es posible que con esfuerzos e investigaciones posteriores a la realización de esta Tesis, se pueda invertir en nuevas patentes.

2.4 Normativa de aeronavegabilidad relacionada con la Tesis

El dimensionado del estabilizador vertical de un avión comercial, como es el caso del avión objetivo con motores en el ala, está actualmente condicionado por dos escenarios extremos de operación. Para las aeronaves civiles donde la maniobrabilidad no es una consideración primordial, el tamaño de la cola vertical se basa o bien en el requisito de que la aeronave sea capaz de mantener el vuelo con un motor inoperativo, según requisito EASA, [95], ó para aterrizar de forma controlada con viento cruzado. El piloto tiene que tener suficiente control para maniobrar en estas situaciones. El caso de motor inoperativo genera un momento de guiñada que debe ser equilibrado con deflexión del timón de dirección. La magnitud del momento de guiñada depende del empuje de los motores, y su posición en la envergadura del ala.

La condición de aterrizaje con viento cruzado requiere el equilibrio de la aeronave en guiñada con un momento causado por un viento cruzado 90° , que puede llegar a ser 46 km/h, según se especifica por EASA. La deflexión del timón de dirección crea el momento de guiñada de equilibrio, pero también causa una fuerza lateral que debe ser contrarrestada. Esto se hace con una combinación de ángulo de resbalamiento y ángulo de balance. Ambos, resbalamiento y balance, pueden hacer difícil aterrizar, incluso imposible sin colisión de las puntas de ala con el suelo, si el ángulo de inclinación es demasiado grande. Si hay un resbalamiento grande, se producen aterrizajes bruscos pues el avión debe enderezar la dirección al tocar tierra. Si hay un ángulo de balance excesivo, se produce la posibilidad de que la punta del ala, o la parte inferior de la góndola del motor, toque el suelo antes de que el tren de aterrizaje toque tierra. Estas consideraciones obligan a limitar los ángulos de resbalamiento y de balance. La deflexión del timón de dirección también crea un momento de balance que se controla por lo general utilizando los alerones o los spoilers.

Capítulo 3

3 Estudio de la mejora aerodinámica de timón de dirección no convencional

3.1 Introducción

En este capítulo se busca obtener una valoración cuantitativa de las mejoras aerodinámicas de un perfil representativo de un estabilizador vertical con su superficie de control lateral-direccional de un avión de transporte con motores en ala, que presenta continuidad entre parte fija y móvil con una curvatura predefinida a diferencia del caso convencional de superficie rígida simplemente girada en torno a la charnela.

Para ello se realizan estudios aerodinámicos para obtener los coeficientes del perfil básico en función de la deflexión producida por la superficie de control. Los estudios aerodinámicos de deflexión de timón son parcialmente validados haciendo una comparativa con datos de cargas de avión real. En el caso de la superficie no convencional, el giro del timón implica la modificación de la geometría de su perfil. En el caso de la superficie de control clásica, ésta gira en torno a la línea de charnela sin influir en la forma del perfil de la parte fija. Estudios aerodinámicos de este tipo con el objetivo último de optimizar la forma de los perfiles son frecuentes en la literatura, como los que se incluyen en las referencias [16], [23] o la ya citada [38] para que valgan como ejemplo.

Se pueden utilizar varios métodos analíticos y numéricos para completar la realización de los estudios aerodinámicos que se requieren en esta Tesis. Se ha optado por el uso de un código de computación de dinámica de fluidos, en inglés CFD. En la literatura es posible encontrar numerosos ejemplos de cómo, con ayuda de estos métodos numéricos, se puede abordar el problema de predecir las cargas aerodinámicas que generan superficies de control o mando activadas, para cualquier velocidad de estudio. Este es el caso de la referencia [96] donde se resume la utilización de CFD por integradores de avión, como Airbus, o centros tecnológicos, como ONERA, para abordar la complejidad de los flujos aerodinámicos alrededor del desplegado de las superficies de control y la importancia del uso de CFD en la elaboración de datos aerodinámicos. En esta referencia se indica como hasta hace una década su utilización estaba muy limitada a las instituciones o empresas que tenían acceso a grandes recursos de computación. Su uso consumía mucho tiempo y normalmente no compensaba la simplicidad de los ensayos en túnel aerodinámico. En la actualidad los códigos CFD son intensamente utilizados para el diseño y desarrollo de aeronaves y su optimización. Gracias a los recientes avances en CFD y el refinamiento de las técnicas de discretización y mallado, se ha conseguido acelerar la convergencia y el rendimiento de cálculo. Cada día más simulaciones numéricas están involucradas en la generación de datos sin llegar a desplazar por completo la obtención de parámetros de comportamiento aerodinámico con túnel aerodinámico.

Dentro de todas las posibilidades de CFD, se ha decidido utilizar el código OpenFOAM®, [97]. Esta herramienta CFD es un código abierto de software libre que tiene una gran base

de usuarios en la mayoría de áreas de la ingeniería y de la ciencia, tanto de las organizaciones comerciales como de las académicas. OpenFOAM cuenta con una amplia gama de características para resolver cualquier problema de flujos de fluidos complejos que pueden involucrar reacciones químicas, turbulencia y transferencia de calor. Incluye herramientas para realizar la discretización o malla del fluido y la geometría 3D del cuerpo a estudiar. Al ser abierto, OpenFOAM ofrece a los usuarios total libertad para personalizar y ampliar las funcionalidades existentes, pues es un código modular.

OpenFOAM contiene un conjunto de herramientas numéricas para resolver los problemas físico – matemáticos representados por ecuaciones diferencias ordinarias o en derivadas parciales. Para resolver estas ecuaciones se utiliza un enfoque numérico de solución iterativa por el método de Modelo de Elementos Finitos, en inglés FEM. OpenFOAM tiene su propio lenguaje de programación para escribir los algoritmos de solución. Este lenguaje incluye un conjunto de funciones que discretizan los operadores diferenciales estándar para crear ecuaciones matriciales. La variable de solución para cada ecuación de la matriz se define en los centros de los elementos discretos. En particular, para este caso de estudio aerodinámico, el acoplamiento entre las ecuaciones que relacionan presión y velocidad, se realiza utilizando versiones adaptadas de algoritmos bien conocidos, tales como los algoritmos PISO (Pressure Implicit Split Operator) y SIMPLE (Semi Implicit Method for Pressure-linked Equations). En resumen, se ha seleccionado este CFD OpenFOAM, por todas estas características descritas anteriormente y porque ofrece la posibilidad de un modelado completo y modular del problema.

Este capítulo queda dividido en las secciones resultantes de incluir los diferentes estudios aerodinámicos de la superficie de control convencional. Para eliminar el efecto del hueco entre parte fija y superficie de control, en la comparativa inicial con los resultados de la superficie no convencional que presenta continuidad entre parte fija y móvil, se ha eliminado el hueco en los estudios aerodinámicos convencionales. Esto también es posible porque el efecto del hueco está estudiado en la literatura y es fácilmente cuantificable en términos de coeficientes aerodinámicos

Una vez completados los cálculos aerodinámicos del perfil convencional, hay una sección dedicada a la comparación y validación de los resultados obtenidos con casos reales aerodinámicos obtenidos de los documentos de certificación de un avión comercial turboreactor de 70 pasajeros. Para completar la comparación y validación será necesario utilizar las correcciones por efecto de la existencia de hueco entre parte fija y móvil.

Con la solidez que da la validación de los cálculos CFD sobre la solución convencional, se procede a completar los estudios aerodinámicos de la nueva superficie de control no convencional. Como ya se ha indicado antes la nueva superficie de control presenta continuidad con la parte fija del estabilizador, mediante dos curvas de ajuste continuo trazadas de forma gráfica, constituyendo una solución teórica mientras no se concluya en capítulos siguientes, la viabilidad del diseño conceptual del mecanismo que habilita esta

continuidad, y sobre la deformación real del mecanismo, se recalculen las cargas aerodinámicas.

La búsqueda de una solución óptima, en términos de curva a manejar para conectar el borde de salida de la parte fija, con una superficie de control que continúe la curva, es compleja de abordar con todo el aparato de modelos CFD. No obstante no se ha querido renunciar a hacer alguna investigación al respecto. Para ello, se ha optado por realizar estudios de acuerdo a la teoría potencial y calcular distintas soluciones con el objetivo de apuntar a una curva óptima. Esto se ha recogido en la primera sección de este apartado.

Antes de realizar los modelos CFD más complejos con Open Foam, también se ha preferido hacer cálculos con programas más sencillos. Este es el caso del código XFOIL, [98]. XFOIL es un programa interactivo, basado originalmente en un desarrollo del Instituto de Tecnología de Massachusetts (MIT) en Matlab en los 80's, para el diseño y análisis 2D de perfiles aerodinámicos en régimen subsónico. Definida la geometría de la forma del perfil aerodinámico, el número de Reynolds y Mach, XFOIL puede calcular la distribución de la presión sobre la superficie, y en consecuencia la sustentación y la resistencia aerodinámica. Es de libre acceso en internet. En estos estudios se ejecuta a través de la interface XFLR5 escrita en lenguaje de programación C++. Los desarrolladores de XFOIL han publicado este módulo XFLR5 que incorpora más funciones añadidas, como el análisis en 3D, y que además es más cómodo de utilizar en la modificación de perfiles para los cálculos 2D, por lo que es el que se ha utilizado en la realización de estos estudios. La versión que se ha utilizado es la 6.99 que ha sido accesible en el primer trimestre de 2014.

A pesar de su antigüedad, se ha decidido utilizar el XFOIL ya que la literatura reporta buenos resultados a bajas velocidades y para deflexiones de la superficie de control relativamente bajas. Ejemplos de su utilización para problemas similares al objeto de estudio se pueden encontrar en las referencias ya mencionadas [2], [3], [17], [24] o en otras también actuales y relacionadas con nuestros estudios, [23], [57], [99], [100], [101], [34], [102], [103], [104], [105], [106], [107].

También se ha utilizado el código Tornado, [108], para realizar parte de la validación y verificación de resultados en lo referente a las correcciones tridimensionales respecto a los resultados de modelos bidimensionales. El Tornado es una herramienta de cálculo aerodinámico en 3D y lineal basado en el método de Vortex - Lattice. Tornado puede resolver la mayoría de las derivadas aerodinámicas para una amplia gama de geometrías de aeronaves pues modela todas las superficies de control como placas delgadas. Presenta una buena velocidad de cálculo y su utilización es sencilla y rápida. El código de programación está implementado en MATLAB y está siendo utilizado en muchas universidades, centros tecnológicos y la industria. Todavía está en fase de desarrollo como una colaboración entre el Real Instituto Sueco de Tecnología (KTH), la Universidad de Bristol, la Universidad de Linköping y la empresa Redhammer.

Se ha decidido utilizar Tornado como parte de la validación de resultados para comprobar las correcciones 3D que se realizan con los estudios CFDs Open Foam y entender mejor la

complejidad tridimensional del problema. Tornado es una de las herramientas de cálculo aerodinámico de referencia en problemas similares encontrados en el análisis de las publicaciones en torno a la materia de nuestros estudios. Así es posible encontrarlo en las referencias ya mencionadas [103], o en otras como [109], [35] y [110]. Tornado permite realizar también correcciones aerodinámicas que resultan aceptables para velocidades medias, ampliando el perímetro de velocidades bajas de los estudios iniciales con XFOIL. La evaluación correcta de los fenómenos 3D en este problema de estudio es fundamental, ya que el estabilizador vertical y su superficie de control presenta grandes diferencias a un ala rectangular y de gran alargamiento que sería la consecuencia de aplicar los resultados de la modelización bidimensional de forma directa.

3.2 Estudio aerodinámico según teoría potencial de perfiles delgados

Como ya se ha indicado, se utiliza la teoría de flujo potencial sobre perfiles delgados, para buscar la curva de adaptación óptima, desde un punto de vista de eficiencia aerodinámica de este problema. Con ayuda de referencias reconocidas, por ejemplo la referencia [111], se ha desarrollado un método analítico de vórtices para determinar las cargas aerodinámicas de superficies de sustentación delgadas para incorporar la función curva, en la zona de borde de salida, como variable analítica. La teoría aerodinámica potencial se basa en considerar el aire como un fluido incompresible y no viscoso y la aplicabilidad a este estudio se ve condicionada a considerar ángulos pequeños, tanto de incidencia, resbalamiento en este caso, como de deflexión del timón de dirección, bien sea convencional o no. Esto es debido a que la teoría aerodinámica potencial no es aplicable para los casos de alto ángulo de ataque, donde las capas límites se engrosan y hay desprendimiento de las mismas.

La teoría de perfiles delgados asume que las propiedades aerodinámicas de un perfil son, en primera aproximación, función de su línea media ($z=z(x)$) y del ángulo de ataque α . Las propiedades de sustentación de un perfil se modelan con vórtices situados en su cuerda media. Se repasa a continuación los conceptos clave de esta teoría que será utilizada a continuación. La distribución e intensidad de los vórtices se obtienen tras imponer que las velocidades inducidas por los mismos, sean tangentes a la curva media del perfil y que en el borde de salida, la intensidad resultante sea cero, condición de Kutta. Como la pendiente de la curva media de la mayoría de los perfiles, es pequeña, la condición de tangencialidad se cumple proyectando la línea de pendiente de la curva media del perfil sobre la cuerda media según la teoría aerodinámica clásica.

La velocidad v , inducida por un vórtice de tamaño ds , con intensidad γ , a una distancia r , se puede escribir como:

$$dv = \frac{\gamma ds}{2\pi r} \quad (1)$$

Si se integra esta expresión sobre el total de la cuerda del perfil, se obtiene la velocidad vertical debido a las vorticidades

$$v = \int \frac{\gamma ds}{2\pi r} \quad (2)$$

Por condición de impenetrabilidad del fluido con el cuerpo, esta velocidad vertical debe ser cero. De este modo, para un perfil delgado y pequeños ángulos de ataque, es posible escribir:

$$\frac{v(x)}{U_\infty} = \alpha - \frac{dz}{dx} \quad (3)$$

Siendo U_∞ la velocidad de vuelo, la pendiente de la sección media del perfil aerodinámico respecto a la línea de cuerda $\frac{dz}{dx}$. Sustituyendo en la expresión anterior y teniendo en cuenta que $r = x_0 - x$;

$$\frac{1}{2\pi U_\infty} \int \frac{\gamma(x)}{x_0 - x} dx = \alpha - \frac{dz}{dx} \quad (4)$$

Para facilitar los cálculos posteriores, se hace un cambio de coordenadas a un sistema polar centrado en el 50% de la cuerda:

$$0 \leq \theta \leq \pi; x = \frac{c}{2}(1 - \cos \theta) \quad (5)$$

$$\frac{1}{2\pi U_\infty} \int_0^\pi \frac{\gamma(\theta) \sin \theta}{\cos \theta - \cos \theta_0} d\theta = \alpha - \frac{dz}{dx} \quad (6)$$

Una solución general para calcular la vorticidad de forma analítica es muy difícil de manejar, pero si que se puede aproximar la distribución de vorticidad con una serie de Fourier:

$$\gamma(\theta) = 2U_\infty \left[A_0 \left(\frac{1 + \cos \theta}{\sin \theta} \right) + \sum_{n=1}^{\infty} A_n \sin n\theta \right] \quad (7)$$

Los valores de A_0 a A_n están dados por las siguientes expresiones:

$$A_0 = \alpha - \frac{1}{\pi} \int_0^\pi \frac{dz}{dx} d\theta \quad (8)$$

$$A_n = \frac{2}{\pi} \int_0^\pi \frac{dz}{dx} \cos n\theta d\theta \quad (9)$$

Aplicando la condición de Kutta- Jukowski se obtienen las siguientes expresiones para los coeficientes aerodinámicos del perfil:

$$C_{leff} = \pi(2A_0 + A_1) \quad (10)$$

$$C_{M_{oeff}} = \frac{-\pi}{2} \left(A_0 + A_1 - \frac{A_2}{2} \right); C_{M_{\frac{c}{4}eff}} = \frac{\pi}{4} (A_2 - A_1) \quad (11)$$

Finalmente, se hace la corrección de las magnitudes anteriormente obtenidas con el ángulo de ataque real, y no el efectivo, para así obtener las magnitudes aerodinámicas correctas.

Se van a calcular los coeficientes de Fourier y aerodinámicos de diferentes casos:

- Superficie de control convencional

- Superficie de control dividida en dos convencionales planas con deflexiones independientes
- Superficie de control no convencional basada en curvas cuadráticas
- Superficie de control no convencional basada en curva logarítmica

Las ecuaciones que proporciona la teoría de perfiles aerodinámicos delgados se obtienen con la suposición de que la pendiente de la línea media es pequeña, lo cual habilita una aproximación por cálculo infinitesimal.

Figura 4 Perfil aerodinámico con su superficie de control convencional

La Figura 4 muestra el esquema de la aerodinámica del problema de referencia de esta tesis. La incidencia del aire en el estabilizador vertical produce sustentación en el perfil simétrico del estabilizador vertical que se ve incrementada por la deflexión del timón de dirección. El fallo de motor origina un desequilibrio de empuje que tiene que compensarse con fuerza en el estabilizador vertical. El vuelo puede seguir pero el nuevo equilibrio del avión adelanta el ala contraria a la del fallo de motor, lo que supone que el avión lleve resbalamiento. El viento aparente incide en el estabilizador vertical como indican las figuras en este capítulo. El estabilizador vertical tiene que girar la superficie de control a tope para originar la fuerza que compense el empuje asimétrico. Esto se representa tanto en la Figura 4 como en la Figura 5, Figura 6 y Figura 7

Se ha comprobado en el primer caso que los resultados obtenidos son congruentes con los publicados en referencias conocidas, por ejemplo en las referencias [112], o en las [113] y [114]. En esta última referencia se puede encontrar completamente desarrollado el caso de estudio de una superficie de control de borde de salida con doble charnela, como se muestra en la Figura 5.

Figura 5 Esquema de estudio de superficie de control con doble charnela, [114]

En este caso, si se conviene que el ángulo de deflexión equivalente de las dos superficies es el que forma la cuerda con la línea resultado de unir el punto de charnela con el extremo de la parte móvil, hay una ligazón entre la cuerda ocupada por el primer tramo, llamémosla x , el ángulo de deflexión del primer tramo δ_A y el ángulo de deflexión del segundo tramo δ_B

$$x \operatorname{seno}(30 - \delta_A) = (0,3 - x) * \operatorname{seno}(\delta_B) \quad (13)$$

Esto quiere decir que elegida una longitud de cuerda para el primer tramo móvil, x , y una deflexión de este primer tramo δ_A , para un ángulo de deflexión equivalente dado, el ángulo de deflexión del otro tramo está fijado. Repitiendo los análisis y cálculos realizados anteriormente, es posible escribir los coeficientes de Fourier del siguiente modo:

$$A_0 = \alpha + \frac{1}{\pi} \delta_A (\pi - \theta_A) + \frac{1}{\pi} \delta_B (\pi - \theta_B) \quad (14)$$

$$A_1 = \frac{2}{\pi} \delta_A \sin \theta_A + \frac{2}{\pi} \delta_B \sin \theta_B \quad (15)$$

$$A_2 = \frac{\delta_A}{\pi} \sin(2\theta_A) + \frac{\delta_B}{\pi} \sin(2\theta_B) \quad (16)$$

Con:

$$\theta_A = \arccos(2\delta_A - 1) \quad (17)$$

$$\theta_B = \arccos(2\delta_B - 1) \quad (18)$$

En la referencia [114] se estudia por medio de la teoría potencial, la aerodinámica de un perfil simétrico con una superficie de control no convencional definida a partir de una función cuadrática. Para ello se sirve de los resultados de la superficie de control dividida en dos tramos y obtiene las ecuaciones que permiten calcular los coeficientes de Fourier de los coeficientes aerodinámicos.

Figura 6 Esquema de estudio de superficie de control no convencional, [114]

La ecuación de la curva en los ejes definidos anteriormente se puede expresar como:

$$0 \leq x \leq x_A; z(x) = 0 \quad (19)$$

$$x_A \leq x \leq x_B; z(x) = a_1 x^2 + b_1 x + c_1 \quad (20)$$

$$x_B \leq x \leq 1; z(x) = a_2 x^2 + b_2 x + c_2 \quad (21)$$

Siendo:

$$a_1 = \frac{-\delta_A}{2(x_B - x_A)} \quad (22)$$

$$a_2 = \frac{\delta_B}{2(x_B - 1)} \quad (23)$$

$$b_1 = \frac{-\delta_A x_A}{x_B - x_A} \quad (24)$$

$$b_2 = \frac{\delta_A - (\delta_A + \delta_B)x_B}{x_B - 1} \quad (25)$$

$$c_1 = \frac{-\delta_A x_A^2}{2(x_B - x_A)} \quad (26)$$

$$c_2 = \frac{-\delta_A(x_A + x_B - x_A x_B) + (\delta_A + \delta_B)x_B^2}{2(x_B - 1)} \quad (27)$$

Repitiendo los cálculos de los coeficientes de Fourier, se obtienen las siguientes expresiones:

$$A_0 = \alpha - \frac{1}{\pi} [(a_1 + b_1)(\theta_B - \theta_A) - a_1(\sin \theta_B - \sin \theta_A) + (a_2 + b_2)(\pi - \theta_B) + a_2 \sin \theta_B] \quad (28)$$

$$A_1 = \frac{2}{\pi} \{ (a_1 + b_1)(\sin \theta_B - \sin \theta_A) - 0,5a_1[(\theta_B - \theta_A) + 0,5(\sin 2\theta_B - \sin 2\theta_A)] \\ - (a_2 + b_2) \sin \theta_B - 0,5a_2[(\pi - \theta_B) - 0,5 \sin 2\theta_B] \} \quad (29)$$

$$A_2 = \frac{2}{\pi} \left\{ 0,5(a_1 + b_1)(\sin 2\theta_B - \sin 2\theta_A) - a_1 \left[\frac{\sin \theta_B - \sin \theta_A}{2} + \frac{\sin 3\theta_B - \sin 3\theta_A}{6} \right] \right. \\ \left. - 0,5(a_2 + b_2) \sin 2\theta_B + a_2 \left[\frac{\sin \theta_B}{2} + \frac{\sin 3\theta_B}{6} \right] \right\} \quad (30)$$

Aplicando estas expresiones de los coeficientes aerodinámicos en función de los términos de Fourier, se calculan los mismos y se puede trabajar con ellos. En la

Tabla 2 se muestran los coeficientes de sustentación de la superficie convencional junto a los obtenidos para distintas configuraciones de la superficie doble. Se representan los resultados para ángulos de deflexión crecientes. En esta tabla 2, se representan los cálculos con ángulo de incidencia nulo.

Tabla 2 Comparativa de coeficiente de sustentación de superficie móvil convencional con superficie doble en distintas configuraciones, para ángulos de deflexión crecientes y ángulo de ataque nulo

Para establecer una comparativa con el caso de que haya un ángulo de ataque no nulo, se repiten los cálculos con los mismos ángulos de ataque crecientes. El resultado se muestra en la **Tabla 3** a continuación. El ángulo de ataque considerado ha sido de 5° .

Tabla 3 Comparativa de coeficiente de sustentación de superficie móvil convencional con superficie doble en distintas configuraciones, para ángulos de deflexión crecientes y ángulo de ataque no nulo

De la comparativa de los resultados resumidos en las tablas 2 y 3, se puede deducir que el efecto de la consideración de un ángulo de ataque, supone una traslación del origen de referencia de los coeficientes. El comportamiento de los mismos con el aumento de ángulo de deflexión de la superficie, no varía. Esto es así dado el carácter cuasi lineal de la teoría potencial, que como ya se ha indicado, limita la validez de los resultados a ángulos de deflexión pequeños. Es por este motivo que los resultados, en particular el comportamiento no lineal de los coeficientes de sustentación correspondientes a la curva cuadrática, debe ser tomado como referencia cualitativa, y no cuantitativa.

Con el apoyo de los resultados mostrados en estas tablas, que muestran varios aspectos de mejora de la sustentación con superficies de mando y control no convencionales, se puede concluir de forma cualitativa, sobre la base de la teoría potencial, las siguientes conclusiones:

- El ya conocido efecto que la doble superficie de control mejora la solución convencional de superficie única. Se afirma que ya es conocido porque este tipo de soluciones de diseño han sido introducidas con éxito no sólo en timones de control lateral- direccional doble, sino también en dispositivos de borde de salida hiper-sustentadores.
- Es mejor retrasar el segundo punto de charnela más allá del punto medio de la superficie móvil original. Se aprecia que en el caso que este segundo punto de

charnela se vaya al 75% de la cuerda de la superficie móvil original, las sustentaciones obtenidas son mucho mayores que cuando está al 25% o al 50%

- El efecto de mover el segundo punto de charnela causa mayores diferencias en los coeficientes obtenidos que el cambiar los ángulos de deflexión entre las dos nuevas superficies.
- Para el caso de segunda charnela al 75%, como se ha visto punto óptimo en este aspecto, es mejor disponer de menor ángulo de deflexión en la primera superficie y mayor en la segunda, que al contrario.

Analizando el comportamiento de la superficie doble según se varían los parámetros de definición de la misma, se concluye que el óptimo se obtiene con radio de la curva creciente y que el efecto de la distancia del nuevo punto de charnela al original es mayor que el de cambio de ángulos.

Antes de dar por terminado el estudio, basado en teoría potencial, de la curva óptima que sirva de objetivo para la definición del timón no convencional, y considerando la curva bi-cuadrática obtenida antes, se considera el bio- mimetismo como potencial fuente de inspiración en la definición de dicha curva. La naturaleza muestra cómo la espiral logarítmica, es la curva que más se repite como solución geométrica de problemas de crecimiento en seres vivos, despliegue de galaxias, fractales, etc. Dentro de las espirales logarítmicas es la que tiene por razón de crecimiento el número áureo la que se ha elegido para este estudio. El número áureo representado por la letra griega φ , en honor al escultor griego Fidias, es un número irracional:

$$\varphi = \frac{1 + \sqrt{5}}{2} \approx 1,618034 \dots$$

La espiral logarítmica tiene diversas propiedades pero hay una que va a resultar de utilidad cuando se quiera plantear la viabilidad de diseñar la nueva superficie. Esta propiedad está asociada al hecho de ser una curva de radio creciente de forma continua de tal modo que presenta la propiedad de que la tangente en cada punto corta al radio vector siempre con el mismo ángulo. De ahí que también se la denomine como curva “equiangular”. Aparte de esta propiedad relevante para el caso, la espiral logarítmica tiene otras propiedades interesantes:

- El radio vector crece de forma exponencial respecto del ángulo de giro, es decir, los ángulos alrededor del polo son proporcionales al logaritmo del radio vector
- La espiral logarítmica es la única curva que verifica que su evoluta, su involuta, su caústica y su podaria son, a su vez, una espiral logarítmica
 - Se llama evoluta de una curva "C" dada, al lugar geométrico de los centros de curvatura de "C". También: envolvente de las normales a la curva.
 - Envolvente de una familia de curvas: Curva tangente a cada una de las curvas de la familia en el punto de contacto.
 - Evolvente o involuta es la curva de la que una dada, es evoluta. Es ortogonal a las tangentes a la curva.

- Se conoce por caústica de reflexión, o cáustica, la curva envolvente de los rayos de luz emanados desde un polo y reflejados por la curva.
- Pedal o podaria: Lugar geométrico de las proyecciones perpendiculares desde el polo a las tangentes de la curva dada.
- La auto-semejanza controla la espiral logarítmica, lo mismo que los fractales.

Por todos estos motivos, desde el bio-mimetismo hasta el último punto anterior, la espiral logarítmica, como curva teórica, ha sido la considerada como la base del diseño del mecanismo de despliegue para el conformado de la superficie de control. En el capítulo de diseño estructural, se vuelven a indicar las relaciones existentes entre la selección de la espiral logarítmica, el diseño del mecanismo de desplegado, el problema de la elástica, la curva de menor energía y la curva de mayor variación de curvatura en un arco. En este apartado de estudio aerodinámico, simplemente se recoge la necesidad de evaluar la sustentación del perfil con la zona del borde de salida y superficie de control, conformado según la espiral logarítmica.

Figura 7 Línea media de un perfil aerodinámico representativo de superficie vertical con superficie de control no convencional

Si como ya se ha indicado, se denomina $z=z(x)$ la función que define la curva en los ejes dados en la Figura 7, el problema de calcular los coeficientes aerodinámicos del perfil curvado se reduce a calcular las integrales siguientes de la pendiente de la curva definida:

$$\int \frac{dz}{dx} d\theta; \int \frac{dz}{dx} \cos \theta d\theta; \int \frac{dz}{dx} \cos 2\theta d\theta; x = \frac{c}{2}(1 - \cos \theta) \quad (31)$$

Por condiciones de continuidad con la el perfil aerodinámico de la parte fija del estabilizador vertical, que es un perfil simétrico, la función $z=z(x)$ verifica:

$$x = 0 \text{ (lo que es lo mismo que } \theta = \theta_b), z(0) = 0, \left. \frac{dz}{dx} \right|_{x=0} = 0 \quad (32)$$

Con objeto de poder plantear en los mismos términos las derivadas de control con deflexión de la superficie de control no convencional, se define un ángulo equivalente de deflexión como el que existe entre la línea media con la que resulta de unir con una línea recta el punto de charnela con el borde de salida.

Para este estudio, se van a considerar unos ejes, con origen en la posición de la línea de charnela: el eje z_p positivo hacia abajo, el eje x_p como el X , ver ejes en Figura 8.

Figura 8 Sistemas de ejes para definición curva de superficie no convencional

La espiral logarítmica se puede escribir matemáticamente como $r = a \cdot e^{k\alpha}$, siendo r el radio vector y α el ángulo de giro. Nótese que este ángulo de giro, α , no tiene nada que ver con el ángulo θ anterior elegido para parametrizar el perfil. Si la espiral logarítmica, es áurea, entonces $k = 0,30635$ estando el ángulo α definido en radianes. Se plantea una espiral decreciente desde un valor en $z'=0$. En los ejes “prima”, y en los originales la ecuación de la curva media de la superficie de control así definida, se escribe:

$$\dot{x} = a \cdot e^{-k\alpha} \cos \alpha; \quad x_p = a \cdot e^{-0,30635 \alpha} \cos \alpha \quad (33)$$

$$\dot{z} = a \cdot e^{-k\alpha} \sin \alpha; \quad z_p = a \cdot e^{-0,30635 \frac{\pi}{2}} - a \cdot e^{-0,30635 \alpha} \sin \alpha \quad (34)$$

Para completar la definición de la curva, es posible calcular el valor del ángulo α_t en función del ángulo ψ y el valor de la relación a/c . Para ello se tiene que plantear una ecuación para resolver el problema geométrico. Esta ecuación puede ser fruto de la limitación del mecanismo de curvado. En principio, no se ponen limitaciones al mecanismo, si no que se impone, que el ángulo ψ , sea el mismo que el definido por la deflexión de superficie convencional contra el que se compara, Figura 9.

Figura 9 Curva de la superficie de control no convencional y representación gráfica de los parámetros de la espiral logarítmica

Es posible plantear ecuaciones geométricas que ligan los diferentes parámetros. Para $\alpha = \alpha_t$ se tienen dos ecuaciones y 2 incógnitas: $\alpha_t, \frac{a}{c}$ para valores de ψ dados:

$$x_p = 0,3c \rightarrow a \cdot e^{-k \cdot \alpha_t} \cdot \cos \alpha_t = 0,3c \rightarrow \frac{a}{c} = \frac{0,3}{e^{-k \cdot \alpha_t} \cdot \cos \alpha_t} \quad (35)$$

$$z_p = 0,3c \cdot \tan \psi \rightarrow 0,3 \cdot \tan \psi = \frac{a}{c} \cdot e^{-k \frac{\pi}{2}} - \frac{a}{c} \cdot e^{-k \alpha_t} \sin \alpha_t \quad (36)$$

Donde: $k = 0,30635$; ψ, α_t en radianes. Se resuelve y se obtienen los resultados incluidos en la **Tabla 4**.

Ψ rad	a/c	α_t rad
0,09	0,5732	0,83
0,17	0,4695	0,67

Tabla 4 Resultados de parámetros de curva logarítmica en función del ángulo de deflexión

Las curvas “biomiméticas” basadas en la espiral áurea quedan así definidas para los dos ángulos elegidos de deflexión de la superficie de control, la formulación se adjunta debajo:

Para: Ψ (rad) = 0.09; α (rad) $\rightarrow 0.83 < \alpha < \pi/2$; $x_p = 0.5732c \cdot e^{-0.30635 \alpha} \cos \alpha$

$$z_p = 0.5732c \cdot \left(e^{-0.30635 \frac{\pi}{2}} - e^{-0.30635 \alpha} \sin \alpha \right)$$

Y para: Ψ (rad) = 0.17; α (rad) $\rightarrow 0.67 < \alpha < \pi/2$; $x_p = 0.4695c \cdot e^{-0.30635 \alpha} \cos \alpha$

$$z_p = 0.4695c \cdot \left(e^{-0.30635 \frac{\pi}{2}} - e^{-0.30635 \alpha} \sin \alpha \right)$$

En la tabla 5 se incluye la sustentación obtenida con la superficie basada en la espiral logarítmica en relación con la convencional y las no convencionales estudiadas antes.

Tabla 5 Mejoras de sustentación para superficie de control espiral - no convencional- en relación a convencional

Esta curva logarítmica basada en el bio- mimetismo supera la aproximación del timón convencional. Del análisis de los resultados, en relación al coeficiente de sustentación es posible concluir, de forma preliminar dadas las limitaciones de la teoría potencial ya reseñadas, su potencial mejora por efecto de la curvatura de la superficie de control, en relación a la superficie convencional. Son conclusiones cualitativas por la falta de rigor físico en el tratamiento de los puntos singulares que ofrece la teoría potencial.

También, se pueden concluir potenciales ahorros energéticos en la actuación de la superficie de control no convencional en relación a la convencional, pues la primera, va a producir la misma componente de sustentación que una superficie de control convencional, con menos ángulo de deflexión total. Esto puede ser motivo de ser investigado con más detalle y será cierto siempre que la energía necesaria para generar la curva sea inferior a la resultante de integrar el trabajo de mover la superficie plana entre la diferencia de ángulos de deflexión.

3.3 Estudio aerodinámico mediante código XFOIL

La teoría potencial no considera la viscosidad del fluido. Como primer paso en este estudio, de complejidad creciente, se va a considerar la viscosidad, pues en el caso objetivo de fallo de motor, avión en fase de despegue o aterrizaje y subsónico bajo, velocidad 60 m/s típica de mínimo control en aire que es la crítica a considerar en el caso de fallo de motor en despegue, juega un papel importante. Ya se ha adelantando que se ha elegido realizar los estudios que incorporan la viscosidad del aire con el programa XFOIL [98] por ser una herramienta de cálculo aerodinámico fiable en régimen subsónico bajo, $Re < 1$ millón, de acuerdo a la literatura [115], [116], para el caso de estudio de esta tesis típicamente hasta 130 m/s. Para velocidades superiores los resultados no son válidos.

Los perfiles originales del estabilizador vertical del avión objetivo son NACA64A010 (punta) y NACA64A012 (raíz). La Figura 10 muestra las pequeñas diferencias existentes entre estos dos perfiles. Durante los estudios aerodinámicos 2D hay que utilizar un perfil representativo de todo el estabilizador vertical, por cercanía con el centro de presiones, lo ideal sería interpolar entre ambos para sacar el perfil a 1/3 de la altura del estabilizador vertical. Las pequeñas diferencias entre ambos, justifican que se haya utilizado el NACA 64A010 como aproximación suficientemente buena a efectos de los estudios de esta tesis y modificarlo con curvas en la parte de la superficie de control de una forma gráfica y sencilla.

Figura 10 Perfiles NACA64A010/012 comparados

Las deflexiones de la superficie de control convencional, han sido también trasladadas a perfiles aerodinámicos en formato de entrada de datos para el programa. Se han realizado perfiles que se corresponden con deflexiones de 10° , 20° y 30° con la línea de charnela situada a $2/3$ de la cuerda de acuerdo a la geometría base del avión objetivo,

Figura 11.

Figura 11 Perfiles aerodinámicos XFLR5- XFOIL para deflexiones de la superficie de control convencional de 0° , 10° , 20° y 30°

Para la definición del perfil aerodinámico con el timón de dirección no convencional, se han trazado dos curvas continuas siguiendo la aproximación de espiral logarítmica ya mencionada. Se ha mantenido un tramo recto al final de la superficie, parte final del borde de salida, para ayudar a verificar la condición de Kutta. La

Figura 12 muestra los perfiles resultantes para deflexiones hasta 30 grados equivalentes (como ya se ha indicado, medido con recta desde el punto medio en final parte fija hasta punto final en borde de salida).

Figura 12 Perfil aerodinámico XFLR5-XFOIL para deflexiones de 10° , 20° y 30° y superficie de control no convencional

Los resultados obtenidos para los distintos perfiles aerodinámicos con el módulo de análisis XFOIL a 60 m/s y aire en condiciones atmósfera ISO estándar a nivel de mar, número de Reynolds del orden de 4 millones para una cuerda adimensionalizada de 1 metro, se muestran a continuación, **Figura 13**, **Figura 14** y **Figura 15**. El ángulo de ataque, ángulo de resbalamiento β en este caso, considerado varía entre -10° y 10° .

Figura 13 Coeficiente de sustentación C_L de los perfiles con superficie de control convencional y no convencional para deflexiones de 10° , 20° y 30° en función del ángulo de resbalamiento ($-10^\circ:10^\circ$)

Figura 14 Coeficiente de momento C_m de los perfiles con superficie de control convencional y no convencional para deflexiones de 10° , 20° y 30° en función del ángulo de resbalamiento ($-10^\circ:10^\circ$)

Figura 15 Coeficiente de sustentación c_L de los perfiles con superficie de control convencional y no convencional para deflexiones de 10°, 20° y 30° en función del coeficiente de resistencia c_D

Se observa la limitación del programa XFOIL cuando el ángulo de ataque (resbalamiento en este caso) está en oposición al efecto aerodinámico de deflexión de la superficie de control. Se observan picos discretos en las gráficas anteriores para ángulos de ataque negativos y deflexiones positivas de la superficie de mando. Esto mismo ocurre cuando se estudia la aerodinámica con ayuda de la teoría potencial debido a la singularidad del modelo matemático que subyace. Este escenario no puede ocurrir en el caso de fallo de motor que centra los estudios de esta Tesis. Al ocurrir el fallo de motor, el ala con empuje adelanta a la que no lo tiene, generando una simetría que provoca un ángulo de resbalamiento en el estabilizador vertical. La superficie de mando lateral se deflecta en el mismo sentido que la incidencia- resbalamiento- lo hace, aumentando la fuerza lateral vertical en el empenaje, para así generar un momento que contrarreste el par asimétrico de los motores.

Analizando los resultados de XFOIL, para ángulos de ataque – resbalamiento- positivos se concluye que el efecto de introducir la superficie de control no convencional ha mejorado, en todos los casos de deflexión, la eficiencia aerodinámica. El aumento de la deflexión de la superficie de control empeora la eficiencia aerodinámica debido a que se produce un aumento mayor de c_D que no se ve compensado por uno de c_L .

Se puede apreciar que la teoría aerodinámica potencial mayor los coeficientes de sustentación aerodinámica en relación al código XFOIL. Los resultados de mejora de sustentación obtenidos con la teoría potencial son considerablemente superiores que los obtenidos con XFOIL. Como ya se ha comentado las singularidades que provoca la teoría potencial están aumentando artificialmente los coeficientes de sustentación por encima de la realidad. El origen es el efecto de la singularidad de distribución de sustentación en la zona del punto de remanso del borde de ataque resultado de la aerodinámica potencial.

Para ángulos grandes de deflexión de la superficie de control, la teoría potencial aumenta mucho las sustentaciones que el XFOIL corrige. La **Tabla 6** incluye los resultados XFOIL de coeficientes de sustentación del timón convencional y no convencional para un ángulo de resbalamiento de 0° , deflexión del timón de 30° . Como aspecto positivo cualitativo, se puede, en cualquier caso afirmar que ambas aproximaciones, concluyen que la introducción de una superficie de control de dirección no convencional curvada va a suponer una mejora apreciable en la fuerza lateral generada en el estabilizador vertical como consecuencia de la deflexión de la misma.

Aproximación	c_l convencional	c_l no convencional	c_l no convencional
			c_l convencional
XFOIL	1,10	1,45	1,32

Tabla 6 Resultados de coeficientes de sustentación con XFOIL

Por la importancia de tener un factor de aumento de la sustentación lo más cercano a la realidad posible y dado que los cálculos de XFOIL aunque completos en el tratamiento del aire con fluido viscoso, importante para velocidades bajas como es el caso de estudio de fallo de motor en despegue, están circunscritos a perfiles bidimensionales, se hacen necesarios los estudios en 3D.

En la extrapolación de resultados de estudios en 2 dimensiones a geometrías reales tridimensionales ha habido investigaciones en el campo de alas laminares con conicidad, que podrían ser aplicables a los estudios de esta Tesis, [117]. No obstante, dado el carácter de investigación de este estudio, se ha preferido desarrollar herramientas de simulación computacional, que permitan conocer, con mayor profundidad, la complejidad de la aerodinámica del perfil del estabilizador vertical con su superficie de control lateral-direccional. Esto suple en parte la no disponibilidad de acceder a resultados de túnel aerodinámico. Tanto para los estudios de baja velocidad, importantes como se verá más adelante para el estudio de la estabilidad estática en caso de fallo de motor en despegue a nivel del mar, como para el estudio de la estabilidad dinámica y control a velocidad de crucero.

3.4 Estudio aerodinámico mediante CFD-OPENFOAM

Como se comentado, los modelos CFD- OPENFOAM tienen en cuenta los efectos de viscosidad y puede modelarse el carácter tri-dimensional del estudio. Los efectos viscosos no son cuantitativamente importantes a partir de cierta velocidad pero para las velocidades presentes en el caso de referencia de fallo de motor, sí que tienen un efecto importante. En particular, la relevancia de la viscosidad del aire en bajas velocidades, se hace patente en los fenómenos turbulentos, que ocurren en la capa límite y su desprendimiento.

Los modelos numéricos CFD, se basan en la integración de las ecuaciones de Navier-Stokes, que rigen el comportamiento de un fluido viscoso en el dominio fluido. Estas ecuaciones se muestran a continuación y consisten en un sistema constituido por:

- una ecuación vectorial obtenida de la aplicación de la segunda ley de Newton a un elemento fluido, conocida como ecuación de momento,
- la ecuación de la continuidad, basada en la conservación de la masa,
- y la ecuación de la conservación de la energía.

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}[\rho u_i u_j + p \delta_{ij} - \tau_{ji}] = 0 \end{array} \right. \quad (37)$$

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}[\rho u_j] = 0 \end{array} \right. \quad (38)$$

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial}{\partial t}(\rho e_0) + \frac{\partial}{\partial x_j}[\rho u_j e_0 + p u_j + q_j - u_i \tau_{ij}] = 0; \quad i = 1,2,3; j = 1,2,3 \end{array} \right. \quad (39)$$

Para completar la integración se requiere la geometría del cuerpo sólido como condición de contorno.

La utilización de los modelos numéricos CFD sigue un proceso que se basa en tres etapas:

- Etapa de pre-procesado, en la que se define la geometría del cuerpo a analizar aerodinámicamente, las condiciones de contorno y el mallado del dominio fluido para realizar las computaciones numéricas de las ecuaciones
- Etapa de resolución de las ecuaciones a través del proceso numérico del CFD. Los ajustes de parámetros de convergencia, la definición de los tiempos característicos son importantes, para ello es importante tener en cuenta el tiempo de residencia de las partículas fluidas
- Etapa de post- procesamiento cuando se elige cómo visualizar los resultados para su posterior análisis

A continuación se realiza una breve introducción a “OpenFoam”, el CFD que se ha elegido para completar los estudios aerodinámicos en este trabajo.

3.4.1 OpenFoam

OpenFoam es un código abierto CFD en constante desarrollo, [97], como ya se ha indicado. Contiene un amplio conjunto de librería de aplicaciones en lenguaje de programación C++ que puede ser modificado por los usuarios. Esto permite que se pueda modificar el código para adaptarlo a la medida del problema que se pretende resolver y sus características específicas.

Como cualquier CFD, OpenFoam tiene unas utilidades de pre-procesado asociadas a la gestión de datos, gestionar los parámetros de malla y la discretización, que son necesarias para acometer las resoluciones numéricas de las ecuaciones.

Otro conjunto de herramientas está asociado a la solución de las ecuaciones de la mecánica de fluidos por medio de distintos métodos numéricos, y modelos matemáticos, que pueden ser modificados.

Finalmente, para el post-procesado, dispone de una utilidad que permite manipular y utilizar los resultados según sea requerido.

3.4.2 Pre-procesado

La realización de un correcto pre-procesado es una de las claves para tener éxito en el manejo de la herramienta CFD. Una de las tareas críticas es la selección de los parámetros que discretizan el dominio fluido para realizar el mallado de la geometría. La malla debe ser definida de forma correcta para obtener la solución correcta con el menor número de iteraciones, y tiempo de procesado, posible. Debe satisfacer ciertos requisitos para poder asegurar que la solución obtenida es correcta. Por defecto la malla contiene un número arbitrario de elementos tridimensionales con un número arbitrario de caras, con ciertas ligaduras. Este mallado por defecto se conoce como “polymesh” y se caracteriza por ofrecer gran libertad a la hora de definir la geometría, pero presenta dificultades asociadas a su complejidad.

Jerárquicamente, el mallado está compuesto por puntos o nodos, caras entre las que se distinguen internas y de contorno, y las celdas. Además se definen los elementos “*patch*”, formados por una serie de caras del contorno, a partir éstos se definen las condiciones de contorno.

En este caso de estudio se importa la geometría inicial del programa XFRL5 en forma de puntos para aplicarla en OpenFoam. Aunque el CFD OpenFoam admite la simulación tridimensional desde el principio, se ha elegido hacer primero estudios bi-dimensionales que corren los hechos anteriormente además de que dan mayor seguridad antes del modelo 3D completo. Además estos estudios 2D habilitan hacer distintos estudios donde analizar el efecto del tamaño de malla en los resultados sin un gran consumo de recursos de computación. De este modo cuando se pasa a la simulación 3D se tendrán estos parámetros caracterizados.

El primer estudio que se aborda con OpenFoam 2D es el caso del perfil a 30% de la altura del estabilizador vertical del avión objetivo, con el timón lateral deflectado 30°. Los casos aerodinámicos de altas deflexiones son los más difíciles de simular por los efectos de turbulencia, desprendimiento e iteraciones complejas.

Desde el punto de vista de selección de metodologías de realización de la malla 3D, en nuestros estudios se han utilizado tres metodologías distintas. Por las conclusiones prácticas obtenidas, se considera relevante que formen parte de este estudio para posibles utilidades futuras:

- Malla formada por elementos prismáticos. Este tipo de malla es más típica de problemas estructurales que fluido-dinámicos. La Universidad de Durham ha realizado un tutorial para la utilización de este tipo de método de mallado para la generación de perfiles aerodinámicos [118]. El mallado presentaba problemas en cuanto se aplicaba fuera de lo establecido en el ejemplo del manual, por esta razón este método se desechó.
- Generación del mallado mediante la edición directa del archivo del que OpenFoam lee la geometría, denominado “BlockMesh”, BM. Esta es una de las formas de mallado más prácticas con OpenFoam, dado que no requiere importar la geometría con otra aplicación. El resultado de esta metodología ha sido un mallado en forma de “C”, que en general captura bien la geometría, con una precisión correcta y proporciona un resultado coherente, tanto a altas como a bajas velocidades. El problema de este método es que el volumen afectado por la estela como el de deflexión de la superficie de mando no tienen una gran precisión, dado que el método no permite aumentar la densidad de la malla de forma local de forma automática. Para mejorar los resultados se ha procedido a aplicar una tercera metodología.
- La tercera y última metodología de realización de malla probada en nuestros estudios ha sido la utilización de una utilidad del OpenFoam conocida como “*SnappyHexMesh*”. Este módulo permite definir regiones de alta definición o densidad de mallado, y con una correcta utilización, ha permitido capturar mejor la estela y las zonas ya mencionadas antes. Una representación gráfica del dominio fluido modelizado con diferentes tamaños de celda en cada zona mallada, se muestra en la Figura 16.

Figura 16 Malla resultado de aplicación de la metodología “SnappyHexMesh” de OpenFoam

La distancia adimensional a la pared fluida, y_+ , es el parámetro que determina el grado de refinamiento objetivo de nuestra malla. Este parámetro se define como el cociente entre la

distancia dimensional multiplicada por la velocidad de fricción dividida entre la viscosidad cinemática, esto es:

$$y_+ = u_* y / \nu \quad (40)$$

Para estimar este parámetro se utiliza la teoría de Schlichting, Hermann (1979) [119]. Para este caso y por cuestiones que se detallan más adelante, para las condiciones de contorno, la ley de la pared y los modelos de turbulencia, y_+ debe ser de entre 30 y 100. A continuación se obtiene la distancia “D” de la primera célula de la malla a la pared que permite obtener el y_+ objetivo. Esta distancia será el parámetro que determinara el refinamiento de la malla, ya que corresponde al tamaño de celda más pequeño, que es el que está más cerca de la pared.

Datos de partida:

- Velocidad del fluido en el infinito: $U_\infty = 60 \text{ m/s}$
- Densidad: $\rho = 1,205 \frac{\text{Kg}}{\text{m}^3}$
- Viscosidad cinemática: $\nu = 1,82e - 05 \frac{\text{kg}}{\text{m s}}$
- Valor de y_+ objetivo: 30

Resultados:

- N° de Reynolds: 4,0 e+06
- Distancia a la pared: $D = 20 \text{ mm}$

Respecto a los límites del dominio fluido, y de forma generalizada para todos los casos pueden definirse 7 caras, que son definidos como elementos “Patch” como se ha adelantado antes. Las caras correspondientes a la entrada y salida del fluido, perpendiculares a la velocidad del fluido, y las caras laterales que serán paralelas a la velocidad. El propio perfil es un “patch” que se define como pared.

A continuación se define el número de capas a añadir. El parámetro y_+ depende de forma directa del número de capas. De forma aproximada se puede decir que el tamaño de la celda más cercana a la pared, D , se rige por la siguiente fórmula:

$$D = \frac{C * \rho_{FLT}}{2^{N_r} \epsilon^{N_l}} \quad (41)$$

Donde C es el tamaño de la celda original, N_r es nivel de refinamiento. El cociente entre estos dos parámetros es el tamaño que tendría dicha celda de no añadir capas. La relación entre la capa más alejada de la pared y la primera celda de la malla antes de añadir capas se denomina ρ_{FLT} . La relación de expansión entre celdas es ϵ . N_l es el número de capas. El valor de D que se obtenga, debe ser lo más próximo posible al calculado con anterioridad para que y_+ esté cercano al objetivo de calidad del modelo, entre 30 y 100.

El proceso de mallado se aplica a la geometría bidimensional, configurada alrededor del perfil aerodinámico, para luego ampliarlo a la realidad tridimensional del estudio completo. Lo ideal es hacerlo con un solo elemento de espesor en la dirección de la envergadura, para así conseguir un enorme ahorro en recursos computacionales, sin causar perjuicio a los resultados. Esto se consigue con la herramienta OpenFoam *ExtrudeMesh*, que de este modo habilita la reducción en un orden de magnitud (~ 10) del número de celdas respecto al caso tridimensional completo. La necesidad de obtener resultados más precisos, en particular, que recojan correctamente los efectos asociados a la flecha y a la punta (en inglés “wash-out”) del estabilizador, hacen necesaria la modelización 3D. Se han realizado dos mallados 3D, uno para una deflexión de 30° y otro para una deflexión de 10° , se muestran a continuación imágenes del de 30° , Figura 17, Figura 18 y Figura 19. Excepto por la deflexión son idénticos en el de 10° .

Figura 17 Mallado del modelo OpenFoam 3D alrededor del perfil aerodinámico

Figura 18 Detalle del tamaño de malla del modelo OpenFoam 3D en superficie de control

Figura 19 Representación del mallado del modelo OpenFoam 3D del dominio fluido

3.4.3 Solución o procesado

Una vez definido el mallado, se aborda la resolución del propio problema de fluidodinámica, resolviendo las ecuaciones de Navier- Stokes de forma numérica. Se puede dividir este problema en varias partes diferenciadas, pero altamente relacionadas entre sí. Se tiene que elegir el módulo de procesado, el modelo de turbulencia y la definición de las condiciones de contorno que dependen no sólo de la geometría, sino también de los dos puntos anteriores.

Existen dos tipos de módulos de procesado, los estacionarios y los transitorios, esto es, los que dan una solución estática y fija una vez ésta ha convergido, y aquellos que dan una solución dependiente del tiempo, normalmente de carácter oscilatorio. Se han elegido, para los estudios de esta tesis, los modelos transitorios, porque aportan mayor profundidad en el análisis. En el caso de estudio más subsónico, se ha probado a utilizar la solución del caso estacionario como condición inicial para el módulo transitorio, con el propósito de acelerar su convergencia, pero no se han apreciado grandes mejoras. En consecuencia se ha optado directamente por aplicar el transitorio sin mayores consideraciones. Los módulos de procesado de OpenFoam seleccionados son el PimpleFoam, PF, para el caso más subsónico bajo y el SonicFoam, SF, para subsónico alto.

OpenFoam ofrece diversas posibilidades para modelar la turbulencia. Se ha comprobado que la mejor selección depende, además de los recursos computacionales de los que se disponga, del caso que se desee simular. Hay que considerar que la turbulencia es un fenómeno tridimensional, y en este sentido, una modelización 2D puede hacer que la influencia de la misma sea menor. Se comentan a continuación, brevemente, los diferentes modelos y el criterio por el cual se eligió finalmente el modelo turbulento *SST $k - \omega$* para todo el rango de velocidades de estudio. El modelo de turbulencia exige que determinadas variables asociadas al modelo sean introducidas como condiciones iniciales, el valor de estas variables se estima con ayuda de estudios conocidos en la literatura [119]. Además se requieren de las ya mencionadas condiciones contorno particulares que están relacionadas con la ley o función de la pared, que a su vez se relaciona con el y_+ como ya se ha indicado.

El módulo de procesado es la parte de OpenFoam que contiene el código en C++ utilizado para acometer la resolución de las ecuaciones de Navier-Stokes. Existen diferentes posibilidades en función de las simplificaciones y métodos que se apliquen. OpenFoam permite definir los criterios de convergencia y los esquemas numéricos que se van a utilizar.

En OpenFoam, como en la mayoría de programas CFD, los métodos de procesado numérico caen en una de las dos categorías, PISO (Pressure Implicit Split Operator) o SIMPLE (Semi Implicit Method for Pressure-linked Equations). Ambos métodos siguen procesos iterativos para resolver las ecuaciones, los campos de velocidad y presión. El método PISO se utiliza para problemas transitorios, y el método SIMPLE para problemas de solución estacionaria.

A su vez ambos métodos se basan en la evaluación de ciertas condiciones iniciales y posterior corrección de las mismas. SIMPLE solo realiza una corrección mientras que PISO requiere un número mayor, normalmente menor de 4, elegido por el usuario.

El análisis estacionario basado en el método SIMPLE es rápido aunque los resultados no son válidos para problemas característicamente transitorios como es este caso, cuya solución es oscilatoria. No obstante, la utilización de este método ayuda a entender el problema fluido-dinámico.

Los estudios se realizan con dos procesados transitorios PISO que cubren el rango de velocidades. El primero para los estudios en régimen incompresible y el segundo para compresible. El límite entre ambos regímenes, se ha establecido en $M = 0.3$ como suele hacerse habitualmente. A nivel del mar y atmósfera ISO implica unos 100 m/s.

En consecuencia, hasta Mach 0.3 se utiliza PimpleFoam como código de resolución, y de ahí en adelante el procesado SonicFoam.

- PimpleFoam es un procesado transitorio para intervalos de tiempo grandes para flujo incompresible usando el algoritmo PIMPLE, que es mezcla los dos comentados anteriormente, PISO y SIMPLE.
- SonicFoam es un procesado transitorio para flujo compresible de un gas, en régimen laminar o turbulento, para velocidades desde transónico a supersónico. Ha sido utilizado cuando es necesario estudiar las condiciones de vuelo a altas velocidades, fundamentalmente en vuelo de crucero en el caso de estudio.

OpenFoam permite controlar los parámetros de resolución a través de varias aplicaciones. En una de estas aplicaciones, OpenDirect, permite definir todo lo relacionado con los intervalos y el control del tiempo. Se pueden introducir condiciones para que el tiempo se modifique automáticamente en cada intervalo en función del número de *Courant*, C .

$$C = \frac{\Delta t}{\frac{\Delta x}{u}} = \frac{u \Delta t}{\Delta x} \quad (42)$$

El número de Courant es un número adimensional, como el de Reynolds, y mide la relación entre el intervalo de tiempo fijado para la solución y el tiempo de residencia de una partícula fluida en un volumen finito definido. En este caso, éste será el volumen de la celdilla. Este número debe ser menor de uno en todo el dominio para asegurar la convergencia.

Se pueden introducir dependencias de los tiempos fijados para la solución con los resultados residuales que se fijen. De esta forma, a partir de un orden de magnitud prefijado para los mismos, se asume que se ha alcanzado la solución estacionaria.

Estos métodos de solución transitoria que se han utilizado, también deben considerar un requisito de tiempo mínimo. Este tiempo mínimo debe ser suficiente para que se pueda considerar que el fluido haya recorrido una cierta distancia característica, idealmente todo el dominio fluido objeto del modelo. En este caso el dominio fluido modelizado para los estudios ha tenido una dimensión de 6 veces ser la cuerda media del estabilizador vertical. Esto es habitual en el estudio de perfiles aerodinámicos esbeltos. Para el caso de fallo de motor en despegue, la velocidad es de 60 m/s, y la cuerda es superior a 1 m, de modo que tiempos de análisis superiores a 0,1 s son considerados adecuados. Para los análisis a alta velocidad este tiempo puede ser dividido entre 4.

La aplicación OpenFoam llamada FvSolution establece la mecánica a nivel numérico que se utiliza para resolver cada variable del problema (típicamente P , $\mathbf{u}$, ρ , y otras asociadas al modelo de turbulencia). También se controlan los criterios de convergencia, a través de las tolerancias, y se configura el algoritmo, PISO o SIMPLE, que se vaya a utilizar.

3.4.4 Modelos de Turbulencia

Se puede entender la turbulencia como un fenómeno que surge a raíz de una inestabilidad en el flujo laminar a grandes número de Reynolds. En la resolución matemática de las ecuaciones de *Navier-Stokes*, estas inestabilidades aparecen como las interacciones entre términos inerciales no lineales y términos viscosos. Éstas son rotacionales, dependientes del tiempo y tridimensionales. Además la turbulencia es un fenómeno aleatorio por lo que no resulta posible realizar una aproximación determinista. Es por este motivo por lo que, en general, se utilizan métodos estadísticos, que generan ciertas correlaciones entre las variables.

Otra característica importante es que es que las estructuras de torbellinos se mueven a lo largo del fluido, teniendo una vida muy larga. Esto hace que no sea posible definir las variables de turbulencia de forma local, y en consecuencia, es muy importante la historia aguas arriba del flujo.

Hoy en día los flujos turbulentos pueden simularse siguiendo modelos de turbulencia o por computación directa para resolver las ecuaciones de *Navier-Stokes*. En la Figura 20 se muestran método en relación a las escalas de resolución donde son más aproximados.

Los modelos turbulentos *Reynolds-Averaged Navier-Stokes* (RANS) más utilizados, referencia [120], son:

- **Linear Eddy-viscosity models (LEVM)** Se asume que los esfuerzos turbulentos son proporcionales a la media de la deformación. La viscosidad del torbellino “Eddie” se deriva de las ecuaciones de transporte turbulentas.
- **Non-linear eddy-viscosity models (NLEVM)** Los esfuerzos turbulentos se modelan como una función no lineal de los gradientes de velocidad medios. Las escalas de la turbulencia son determinadas mediante la resolución de las ecuaciones de transporte. El modelo está hecho para imitar la respuesta de la turbulencia ante ciertos tipos de deformación.
- **Differential stress models (DSM)** para resolver las ecuaciones de transporte para los esfuerzos turbulentos. Esta categoría comprende, a su vez, dos clases: “Reynolds Stress Transport Models” (RSTM) y los “Second Order Closure Models” (SOC).

Los métodos de computación directa de las variables turbulentas más conocidos son:

- **Large-eddy simulation (LES)** Se computa el flujo dependiente del tiempo, pero se modela el movimiento por debajo de la escala de la malla.
- **Direct numerical simulation (DNS)** No se realiza modelización alguna, esto obliga a computar las escalas más pequeñas de la turbulencia.

Figura 20 Modelos de turbulencia en función de las escalas relacionadas

3.4.4.1 Modelos de turbulencia RANS

Para entender bien el funcionamiento, se revisa la estructura de las ecuaciones de Navier Stokes ya referenciadas en la introducción al CFD, después se analiza cómo se aplican los métodos RANS para modelar la turbulencia con OpenFoam.

Todas las variables que describen flujo instantáneo normalmente se presentan con una tilde, estas son la densidad del fluido ($\tilde{\rho}$), la velocidad ($\tilde{u}_i$), presión ($\tilde{p}$) y las componentes del tensor de efectos viscoso ($\tilde{T}_{ij}^{(v)}$). Estas variables son todas dependientes del tiempo y del espacio.

La primera ecuación corresponde, como se dijo anteriormente, a la ecuación de momento (segunda ley de Newton para fluidos). La segunda es la ecuación de la continuidad.

$$\rho \left(\frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial t} + \tilde{u}_j \frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_j} \right) = - \frac{\partial \tilde{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial \tilde{T}_{ij}^{(v)}}{\partial x_j} \quad (43)$$

$$\left(\frac{\partial \tilde{\rho}}{\partial t} + \tilde{u}_j \frac{\partial \tilde{\rho}}{\partial x_j} \right) + \tilde{\rho} \frac{\partial \tilde{u}_j}{\partial x_j} = 0 \quad (44)$$

Y el tensor de esfuerzos viscosos queda como:

$$\tilde{T}_{ij}^{(v)} = 2\mu \left(\tilde{s}_{ij} - \frac{1}{3} \tilde{s}_{kk} \delta_{ij} \right) \quad (45)$$

Donde $\tilde{s}_{ij}$ es la tasa media del tensor de deformaciones

$$\tilde{s}_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \tilde{u}_j}{\partial x_i} \right) \quad (46)$$

Si se introduce flujo incompresible las ecuaciones se simplifican considerablemente.

$$\left(\frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial t} + \tilde{u}_j \frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_j} \right) = - \frac{1}{\tilde{\rho}} \frac{\partial \tilde{p}}{\partial x_i} + \vartheta \frac{\partial^2 \tilde{u}_i}{\partial x_j^2}; \quad \vartheta \equiv \frac{\mu}{\rho} \quad (47)$$

$$\frac{\partial \tilde{u}_j}{\partial x_j} = 0 \quad (48)$$

$$\tilde{T}_{ij}^{(v)} = 2\mu \tilde{s}_{ij} \quad (49)$$

Se descomponen las variables turbulentas en dos componentes, la media y la fluctuante:

$$\tilde{u}_i = U_i + u_i \quad (50)$$

$$\tilde{p} = P + p \quad (51)$$

$$\tilde{T}_{ij}^{(v)} = T_{ij}^{(v)} + \tau_{ij}^{(v)} \quad (52)$$

Las ecuaciones de Navier Stokes resultantes, son de la forma:

$$\rho \left[\frac{\partial(U_i + u_i)}{\partial t} + (U_j + u_j) \frac{\partial(U_i + u_i)}{\partial x_j} \right] = - \frac{\partial(P + p)}{\partial x_i} + \frac{\partial(T_{ij}^{(v)} + \tau_{ij}^{(v)})}{\partial x_j} \quad (53)$$

$$\rho \left[\frac{\partial U_i}{\partial t} + U_j \frac{\partial U_i}{\partial x_j} \right] = - \frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} (T_{ij}^{(v)} - \rho \langle u_i u_j \rangle) \quad (54)$$

De esta forma aparecen los términos conocidos como esfuerzos de Reynolds, convencionalmente $R_{ij} = \rho \langle u_i u_j \rangle$, con la misma estructura y dimensiones que los términos de esfuerzos viscosos pero sin ser un esfuerzo real, sino más bien una modelización matemática. Estos términos aportan nuevas variables al problema, sin que se dispongan de relaciones adicionales para resolverlo. Se pueden intentar modelar como si se tratasen realmente de esfuerzos, intentando obtener empíricamente relaciones constitutivas que son propias de los fluidos, pero no funcionan porque la turbulencia está asociada al flujo y cambia en cuanto las condiciones de este varían. Esto imposibilita obtener relaciones constitutivas válidas para modelar la turbulencia y obliga a acudir a otros métodos. Este es el “problema del cierre” de las ecuaciones de Navier-Stokes: a priori no se puede cerrar el problema por falta de ecuaciones. A partir de aquí en función de cómo se resuelva, se pueden definir varios tipos de modelizaciones.

Los modelos “*Linear Eddy Viscosity Models*” son de especial interés para el caso de estudio subsónico de esta Tesis. En estos modelos se establece una relación lineal, análoga a las ecuaciones constitutivas de la materia, entre los esfuerzos y las deformaciones medias del fluido. Esta relación se conoce como hipótesis de *Boussinesq (1877)*, [121]. Se define mediante la ecuación que relaciona la viscosidad del “Eddy” o viscosidad de la turbulencia μ_t , la energía cinética media k y la deformación media S :

$$-\rho \langle u_i u_j \rangle = 2\mu_t S_{ij} - \frac{2}{3}\rho k \delta_{ij} \quad (55)$$

Siendo:

$$k = \frac{1}{2} (\langle u_1 u_1 \rangle + \langle u_2 u_2 \rangle + \langle u_3 u_3 \rangle) \quad (56)$$

$$S_{ij} = \frac{1}{2} \left[\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right] - \frac{1}{3} \frac{\partial U_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \quad (57)$$

El problema se ha simplificado a modelar μ_t . Para afrontar este problema se conocen varios modelos. Los modelos algebraicos o de cero-ecuaciones, de una ecuación y de dos ecuaciones. El primer tipo no requiere de ecuaciones adicionales pero sus resultados pueden no resultar válidos. No obstante se pueden utilizar, no sólo como aproximaciones rápidas para entender la complejidad de los problemas, sino también como condiciones iniciales para otros modelos más complejos.

El modelo de una ecuación normalmente resuelve la ecuación del transporte para la energía cinética turbulenta y relaciona ésta con la viscosidad turbulenta a través de unos coeficientes y ecuaciones. Modelos típicos de una ecuación son el de *Prandtl (1952)*, o de

Spatart-Almaras (1994), [122]. Estos dos modelos no han sido utilizados para los resultados incluidos en este estudio, aunque se hicieron pruebas con *Spatart-Almaras* para hacer análisis de sensibilidad.

Por último los modelos de dos ecuaciones son los que más interesan para el caso de estudio. Son modelos muy utilizados en la industria y también son activamente estudiados en muchas universidades, y constantemente mejorados por estas, se encuentran varios artículos al respecto como los que se incluyen en las referencias [122] y [123]. Ambos modelos incluyen dos ecuaciones de transporte extra para representar las propiedades del flujo turbulento. Esto les permite incluir efectos relacionados con la historia del flujo como la difusión y convección de la energía turbulenta.

Normalmente al igual que en los de una ecuación, la primera variable cuya ecuación de transporte se computa es la energía cinética k , de la elección de la segunda depende el tipo de modelo. Lo más común es escoger la disipación turbulenta ε , o la disipación específica ω . Esta segunda variable se puede interpretar como aquella que define la escala de la turbulencia, ya sea espacial o temporal, mientras que k define la energía asociada a la misma.

3.4.4.2 Modelos de turbulencia utilizados

Los modelo $k - \varepsilon$, han demostrado ser útiles para calcular flujos con condiciones de contorno en pared y flujos internos, siempre que los gradientes de presión sean pequeños. Se ha demostrado que la precisión se reduce muchísimo cuando aparecen grandes gradientes adversos de presión. El modelo $k - \omega$ se comporta mucho mejor ante gradientes adversos de presión, pero predice la separación de la capa límite antes de lo debido. Además requiere buena resolución cerca de la pared, lo que aumenta los recursos computacionales.

El modelo que se ha utilizado en los casos de estudio es el denominado SST (Shear Stress Transport) que es el resultado de utilizar los dos mencionados. Se combina el modelo $k - \omega$ para la zona cercana a la pared, y el modelo $k - \varepsilon$ en la zona más alejada de la misma. Esto se consigue mediante una función de acoplamiento. Además la formulación de la viscosidad turbulenta es modificada para tener en cuenta para tener en cuenta los esfuerzos cortantes turbulentos.

Así, la utilización de la formulación $k - \omega$ en la capa límite hace que el modelo sea directamente utilizable hasta la sub-capa viscosa, esto permite usarlo como un modelo de Reynols bajo. La formulación del SST cambia a un comportamiento $k - \varepsilon$ en la zona de la corriente libre evitando el problema característico del $k - \omega$ original, que resulta muy sensible a las condiciones de iniciales turbulentas en la corriente.

Los usuarios de este modelo, resaltan usualmente el buen comportamiento de éste ante gradientes adversos de presión y flujo separado, esta es la razón por la que ha sido escogido, dado que la gran deflexión del timón de dirección genera un gradiente adverso de presión muy importante que es necesario modelar con la mayor precisión y economía de

recursos computacionales posibles. Entre sus defectos cabe resaltar una sobre predicción de los niveles de turbulencia en zonas con grandes deformaciones normales, como zonas de remanso o de grandes aceleraciones, en cualquier caso esta tendencia es mucho menor que en el modelo $k - \varepsilon$.

Se incluyen a continuación las fórmulas que caracterizan a este modelo según aparecen en [124], las dos primeras son las ecuaciones de transporte para la energía cinética turbulenta k , y la segunda para la disipación específica. F_1 es la función de mezcla o acoplamiento donde CD_{kw} viene dado debajo y es la distancia a la pared más cercana, así F_1 es nulo lejos de la pared y toma valor unitario dentro de la capa límite, generando el cambio entre el modelo $k - \varepsilon$ y el $k - \omega$.

$$\frac{\partial k}{\partial t} + U_j \frac{\partial k}{\partial x_j} = P_k - \beta^* k \omega + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(v + \sigma_k v_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (58)$$

$$\frac{\partial \omega}{\partial t} + U_j \frac{\partial \omega}{\partial x_j} = \alpha S^2 - \beta \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(v + \sigma_\omega v_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + 2(1 - F_1) \sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_i} \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \quad (59)$$

$$F_1 = \tanh \left\{ \left\{ \min \left[\max \left(\frac{\sqrt{k}}{\beta^* \omega y}, \frac{500v}{y^2 \omega} \right); \frac{4\sigma_{\omega 2} k}{CD_{kw} y^2} \right] \right\}^4 \right\} \quad (60)$$

$$CD_{kw} = \max \left(2\rho \sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_i} \frac{\partial \omega}{\partial x_i}; 10^{-10} \right) \quad (61)$$

El valor de la viscosidad turbulenta v_t o *Eddy viscosity* es el siguiente, donde F_2 es otra función de mezcla:

$$F_2 = \tanh \left[\left[\max \left(\frac{\sqrt{k}}{\beta^* \omega y}, \frac{500v}{y^2 \omega} \right) \right]^2 \right] \quad (62)$$

$$v_T = \frac{a_1 k}{\max(a_1 \omega, SF_2)} \quad (63)$$

Se introduce un limitador para evitar la generación de turbulencia en zonas de remanso.

$$P_k = \min \left(\tau_{ij} \frac{\partial U_i}{\partial x_j}; 10\beta^* k \omega \right) \quad (64)$$

Por último las constantes se calculan como una interpolación entre las propias del modelo $k - \varepsilon$ y el $k - \omega$ utilizando la función F_1 anterior.

$$\phi = \phi_1 F_1 + \phi_2 (1 - F_1) \quad (65)$$

$$\sigma_{\omega 1} = 0.5; \sigma_{\omega 2} = 0.856; \beta_1 = \frac{3}{40}; \beta_2 = 0.0828; \beta^* = \frac{9}{100} \quad (66)$$

$$\alpha_1 = \frac{5}{9}; \alpha_2 = 0.44; \sigma_{k1} = 0.85; \sigma_{k2} = 1 \quad (67)$$

Una de las características importantes de este modelo es el tratamiento que se realiza en la pared. El parámetro que define la calidad de la malla es el y_+ , que se obtiene para cada mallado como ya se ha recogido en apartados anteriores. Para obtener una precisión suficiente sin utilizar funciones de pared se debe alcanzar un y_+ menor de 2, [125]. A medida que aumenta la velocidad, la zona bajo la influencia de la pared disminuye, como consecuencia de la disminución de la influencia relativa de la viscosidad. Esto implica que para altos valores del número de Reynolds (Re) resulte costosísimo el modelado desde el punto de vista computacional, por ello este método de integración sirve para valores de Re bajos. Para valores altos de Re es necesario utilizar las llamadas funciones de pared. Sin intención de profundizar en un tema tan complejo como éste, se comenta brevemente la estructura de la capa límite y la base de las funciones de pared. La capa límite se compone de tres zonas diferenciadas que utilizando el y_+ se dividen: subcapa viscosa (y_+ entre 0 y 5), la *buffer layer* o capa intermedia (y_+ entre 5 y 30) y la subcapa inercial (y_+ entre 30 y 200). La turbulencia es despreciable en la subcapa viscosa, análogamente los efectos viscosos lo son en la subcapa inercial. En la capa intermedia ambos efectos son relevantes. La Figura 21, extraída del artículo referencia [125], muestra las condiciones de cortadura, total, laminar o turbulenta en la pared, en función del y_+ .

Figura 21 Distribución de la turbulencia total, laminar y turbulenta, en función de y_+

Las funciones de pared se basan en aproximar las variables turbulentas en la zona de la capa límite, mediante funciones dependientes de la distancia a la pared, además de una serie de parámetros. Para esto ha de situarse el primer nodo de la malla, representado por P en la Figura 22 dentro de la capa inercial ($y_p > y_v$) nunca dentro de la zona viscosa. De esta condición se concluye la necesidad de obtener un y_+ de aproximadamente 30, que se adelantó con anterioridad. La Figura 22, tomada de [125] muestra también una modelización típica de estas variables.

Figura 22 Modelizaciones de los valores de las variables turbulentas, [125]

La novedad del modelo *SST* es que aplica un modelo de tratamiento de la pared, con funciones que cambian automáticamente de formulación para bajos números de Reynolds en función del espaciado de la malla cerca de la pared. Esto reduce enormemente la dependencia de los resultados con el refinamiento de la malla. Se muestra a continuación, Figura 23 extraída de [124], la comparativa para tres mallas con y_+ de 0.2, 9 y 100. Puede apreciarse que la diferencia es mínima.

Figura 23 Comparación de resultados de modelos turbulentos SST para distintos valores de y_+ , [124]

Como se está modelando el flujo de aire, las fuerzas externas originadas por la gravedad se desprecian. Además, para completar los datos introducidos al modelo OpenFoam, hay que introducir ciertas variables termodinámicas adicionales. Se modela el aire como gas perfecto como aproximación suficientemente válida a los efectos de este problema:

$$p = \rho RT; e = \frac{R}{\gamma - 1} T; h = \frac{\gamma R}{\gamma - 1} T \quad (68)$$

3.4.4.3 Condiciones de Contorno

Para completar el modelo Openfoam hay que modelizar adecuadamente las condiciones de contorno. Se han introducido condiciones de contorno para dos casos, uno a baja velocidad

(60m/s) y otro a una velocidad alta (200 m/s). Para cada conjunto de condiciones de contorno se han utilizado, como ya se ha comentado, una estrategia de solución y procesamiento distinto. Las condiciones de contorno cambian de un caso a otro pero tienen en común ciertas cosas. Las variables cuyos valores iniciales se deben introducir están asociadas al mismo modelo de turbulencia, estas son ω , ν_t o μ_t y k . Además de estas se introduce la presión inicial y la temperatura.

Los parámetros de entrada para el modelo de turbulencia se estiman haciendo uso de la literatura especializada y de otros valores conocidos como la velocidad en el infinito. Para valorar k y ω se estima la intensidad de la turbulencia, que según la referencia [119] para casos como el de estudio, esto es, flujos externos para aviones, submarinos o coches, vale aproximadamente 0.5. Se introduce también el orden de magnitud de la longitud característica de la turbulencia que es difícil de estimar a priori. Se va a fijar en una primera aproximación en el 10% de la cuerda pues la literatura sugiere que se relacione con la dimensión característica del problema. La dependencia de k con este parámetro es nula y la de ω es inversamente proporcional. En la literatura ya referenciada, se concluye que el modelo de turbulencia aplicado no muestra una gran dependencia con estos valores como condiciones de entrada por lo que no resultan tan importantes los valores elegidos, como ha sido posible comprobar.

3.4.4.3.1 Caso de baja velocidad

En este caso no se tienen en cuenta los fenómenos de compresibilidad. Las diferencias de presión que genera el perfil no dependen de la presión ambiente, sino de la velocidad y de la geometría. En el perfil la condición de contorno para presión se introduce con condición de contorno de tipo Neumann, primera derivada nula.

Para la temperatura, al igual que la velocidad, en los límites del dominio fluido se define una condición de contorno dependiente de la dirección del flujo, siendo del tipo Neumann cuando sale del dominio, y de valor el definido como temperatura ambiente cuando el flujo entra en el dominio. La velocidad por supuesto es nula en la pared, esto es, el perfil.

Por último, para los términos relacionados con el modelo de turbulencia se introducen funciones de pared, explicadas anteriormente, para las condiciones iniciales en α_t , difusividad térmica, k , ω , y μ_t viscosidad turbulenta. Para el resto del dominio se establece un valor fijo estimado, en este caso para 60 m/s.

3.4.4.3.2 Caso de alta velocidad

La primera modificación importante en relación al de baja velocidad se produce en la presión. La presión sufre un descenso asociado al hecho de que se vuela a una cierta altura. Además se define una condición más compleja que sirve para capturar posibles rebotes de ondas de choque originadas por el perfil.

Las condiciones de contorno de la velocidad y la temperatura no cambian de un extremo a otro del dominio fluido, más allá de los cambios en los valores numéricos. Igualmente ω , k y α varían únicamente en que la nueva condición de pared es la propia de régimen compresible. Para régimen compresible se utiliza ν_t en lugar de μ_t , esto es el cociente entre μ_t y la densidad ρ . Por esto la función de pared asociada a esta condición cambia. La pared se define siguiendo la modelización de Launder-Spalding, habitual en la literatura especializada, ver referencias [122] y [125]

3.4.4.4 Solución tridimensional

La solución del caso tridimensional es similar al bidimensional. A parte de tener que manejar un número mayor de discretizaciones- celdillas- el paso a 3D supone estudiar unas características concretas.

Para empezar, y según ya se ha adelantado y es de esperar, la convergencia en la computación, resulta más complicada en el caso 3D que en el caso bidimensional. El número de *Courant*, que como ya se ha indicado es, junto con los residuos iniciales, la medida más adecuada para evaluar la convergencia, presenta unas diferencias mayores entre el valor medio, que es posible hacer corresponder a todo el perfil, y el valor máximo. Este máximo se alcanza en la punta del estabilizador. Esta es la parte más crítica en el caso de estudio por el carácter tridimensional del flujo. Así, teniendo en cuenta que el diferencial de tiempo debe establecerse de forma que el número de *Courant* esté por debajo de uno en todo el perfil, la parte más crítica es la que impone el valor del mismo. Esto hace que pese a que en otras zonas del perfil, el diferencial de tiempo pueda ser mayor, y por tanto alcanzar una solución estable con mayor prontitud, esto no sea posible si no se realiza para la punta. Como consecuencia de este hecho, al problema de necesitar un mayor número de celdas, se le añade el menor diferencial de tiempos, lo que implica una exigencia de recursos y de tiempo de computación mayor, para alcanzar resultados aceptables, que en el caso bidimensional.

Un cálculo en primera aproximación suponiendo que el 3D tiene 10^2 veces más celdas que el 2D, y el diferencial de tiempo es 10 veces más pequeño, se necesitan 10^3 veces más tiempo de procesamiento a igualdad de recursos computacionales. En la práctica incluida posteriormente se ha observado que este es el orden de magnitud de la diferencia de tiempo de computación.

Respecto al modelo de turbulencia no se ha realizado ningún cambio. Si bien las diferencias de número de Reynolds asociadas a la variación de la cuerda a lo largo de la envergadura podrían hacer pensar que los valores de las condiciones iniciales, cuya estimación como se vio depende del número de Reynolds, deberían variar a lo largo de la envergadura. No obstante, como también se ha explicado antes, no existe una gran dependencia de la solución cuando se ha procesado suficiente tiempo, respecto a dichos valores. Por esto, se tomarán aquellos correspondientes a la cuerda media para toda la envergadura.

Respecto a las condiciones de contorno, como se adelantó durante el mallado se han producido algunos cambios. El plano del encastre se ha tomado como de simetría, y el del

infinito en la dirección de envergadura como parte de los límites fluidos. Respecto a lo demás no se han producido variaciones.

Se trabaja en 3D con el caso de deflexión de 10° para velocidad típica de crucero, más adelante se detallan las razones por las que se elige esta configuración, pero en lo que respecta a este tema comentar simplemente que al igual que en 2D se utiliza el “SonicFoam” como opción de resolución del OpenFoam para altas velocidades.

3.4.5 Post-procesado de los resultados

La herramienta de post-procesado que utiliza el OpenFoam, se denomina módulo “Paraview”. Éste permite visualizar los resultados, operar con ellos y exportarlos. Se presentan a continuación para cada caso, el mallado final utilizado, y la solución del problema en términos de campos presión y velocidad y su evolución en el tiempo. Se presenta la distribución de presiones en el perfil cuando se alcanza el estado estacionario. A su vez se presentan los coeficientes aerodinámicos para cada instante de cálculo, que se utilizan para dar una idea de la convergencia de la solución, dentro de la naturaleza oscilatoria de la misma.

Los casos aerodinámicos basados en CFD que se han incluido en esta tesis se corresponden con dos simulaciones bidimensionales distintas, y una simulación tridimensional.

- Modelo 2D para la deflexión de 30 grados, caso de baja velocidad, corresponde con fallo de motor en despegue, caso 1.
- Modelo 2D para caso de alta velocidad y deflexión de 10° , caso 2.
- Modelo 3D para caso de alta velocidad y deflexión de 10° , casos 3.

El caso de mayor interés para nuestros estudios es el que corresponde a un modelo 3D de baja velocidad y superficie de mando deflectada 30° . En este caso no ha sido posible la convergencia por falta de recursos computacionales, pero se proponen aproximaciones alternativas que suplan este hecho que serán desarrolladas en apartados siguientes.

3.4.6 Caso 1: 2D, baja velocidad, 30° deflexión

Se presentan los resultados del modelo 2D a baja velocidad 60 m/s y 30° de deflexión. Respecto al mallado se ha aumentado el numero de capas, con objeto de mejorar los resultados, su convergencia, y obtener un y_+ mas cercano a 30, Figura 24, Figura 25 y Figura 26. Haciendo uso de la formulación ya utilizada en el apartado de pre-procesado, se obtiene que para la configuración definida para este mallado, la celda de menor tamaño es del orden de 1.7×10^{-4} m. Si se introducen las condiciones del modelo, esto es densidad, velocidad, viscosidad, longitud característica e y_+ deseado, la celda de menor tamaño resulta ser 1.9×10^{-4} m, valor mayor que el anterior. En consecuencia el modelo realizado con la celda menor es una configuración válida y ligeramente conservadora, como será comprobado posteriormente.

Figura 24 Modelo CFD OpenFoam, vista general, caso 1.

Figura 25 Modelo CFD OpenFoam para el caso 1, detalle malla entorno al perfil

Figura 26 Modelo CFD OpenFoam para el caso 1, detalle malla en borde de ataque

Se presentan a continuación, la distribución de presión para el tiempo final de convergencia, Figura 27, así como la evolución de la presión cada 0.01 segundos, Figura 28 y Figura 29.

Figura 27 Distribución de presiones en convergencia, $t=0.17$ s, caso 1

Figura 28 Evolución de la distribución de presiones, caso 1 (I)

Figura 29 Evolución de la distribución de presiones, caso 1 (II)

Se observa el comportamiento periódico de la estela. En las imágenes de distribución de velocidades se aprecia mejor la estela que en las figuras anteriores de distribución de presiones. Se muestran a continuación la distribución de velocidades en el instante de tiempo de convergencia, $t= 0,17$ s, Figura 30, y la evolución en el tiempo, Figura 31 y Figura 32.

Figura 30 Distribución de velocidades para $t=0.17$ s, caso 1

Figura 31 Evolución de la distribución de velocidades, caso 1 (I)

Figura 32 Evolución de la distribución de velocidades, caso 1 (II)

Se presenta ahora la variación de los coeficientes aerodinámicos con el tiempo, Figura 33. Para este caso, se observan las oscilaciones de sustentación, así como la estabilización de las mismas.

La frecuencia de desprendimiento de estela se estima contando el número de ciclos, 13 en el periodo $0.15-0.05=0.10$, que resulta entorno a los 130 Hz.

Figura 33 Evolución de los coeficientes aerodinámicos, caso 1

La Figura 34 presenta la distribución de presiones relativas en el perfil.

Figura 34 Distribución de presiones sobre el perfil, caso 1

3.4.7 Caso 2: 2D, Alta velocidad, deflexión 10°

Se presentan a continuación los resultados para el caso de deflexión de timón de dirección de 10° , para una velocidad de crucero de 240 m/s, a una altura de 8000 metros, lo que implica una densidad de 0.45 Kg/m^3 y una presión de 35000 Pa . Estas son condiciones representativas del vuelo de crucero y valores típicos cuando el avión requiere de la deflexión del timón de dirección para contrarrestar ráfagas, realizar una maniobra, o corregir, en general, un desequilibrio respecto del vuelo rectilíneo, estacionario y equilibrado. Se muestran a continuación las imágenes para la evolución de la presión y la velocidad, cada 0.0125 s, Figura 35 y Figura 36, y la distribución final de las mismas en el tiempo final de convergencia 0,10 s, Figura 37 y Figura 38. El tiempo de convergencia es menor que en el caso anterior debido a la mayor velocidad de flujo de aire.

Figura 35 Evolución de la distribución de presiones, caso 2

Figura 36 Evolución de la distribución de velocidades, caso 2

Figura 37 Distribución de presiones para $t=0.1$ s, caso 2

Figura 38 Distribución de velocidades para $t=0.1$ s, caso 2

Se observa en ambos casos la formación de una onda de choque justo antes del timón, provocada por la deflexión de este a alta velocidad. Además, en la velocidad se percibe la formación de una estela de torbellinos, que como en los casos anteriores, genera cierta oscilación en los valores de los coeficientes, Figura 39. Esta estela es menos notable que en el caso 1, debido a la menor deflexión del timón. Además se puede ver que a partir de 0.06

segundos no se producen grandes variaciones, si bien el coeficiente de sustentación mantiene una tendencia al alza que disminuye en el tiempo. Se puede considerar que en $t=0.1$ s la solución ha convergido completamente y es estable. Nótese que la frecuencia de desprendimiento de estela es por lo menos un orden de magnitud superior que en el caso anterior.

La Figura 40 corresponde a la distribución de presiones relativas sobre el perfil una vez se ha alcanzado la convergencia.

La Figura 41 incluye la distribución de valores del parámetro y_+ sobre el perfil, que están dentro de los límites recomendables.

Figura 39 Evolución de los coeficientes aerodinámicos con el tiempo, caso 2

Figura 40 Distribución de presiones sobre el perfil, caso 2

Figura 41 Valores del parámetro y_+ sobre el perfil, caso 2

3.4.8 Caso 3: 3D, Alta velocidad, deflexión 10°

Respecto a las condiciones de vuelo este caso es idéntico al anterior, dado que uno de los objetivos que se persigue es establecer una comparativa entre ambos, para tratar de evaluar hasta qué punto resulta optimista el análisis bidimensional respecto al 3D. Hay que tener en cuenta que el estabilizador vertical tiene una flecha acentuada y poca esbeltez por lo que se espera una corrección importante cuando se obtengan los resultados con el modelo tri-dimensional.

Este caso se ha procesado solo hasta un tiempo de 0.025 s, esto es un cuarto del tiempo anterior. Según lo concluido en la estimación de tiempos de residencia mínimos de las partículas fluidas en el dominio analizado, este tiempo de procesado es suficiente como para asegurar que la solución ha convergido dentro de una tolerancia del 10%. Esto también se puede concluir del análisis de la figura 39: para un tiempo de 0,025 s el coeficiente de sustentación difiere un 10% en relación con la solución convergente en tiempos superiores a 0,05 s. Los otros coeficientes son estables en estos límites de tiempo.

Señalar que el tiempo de procesado de este tiempo real de simulación, utilizando 64 cpus trabajando en paralelo, ha durado del orden de 1.35×10^6 segundos, esto son unas 375 horas o 16 días completos. Esto implica que alcanzar tiempos reales altos resulta muy costoso desde el punto de vista de recursos computacionales. En el caso bidimensional con 8 cpus, se ha tardado aproximadamente una hora, en alcanzar la convergencia.

Dado que se trata de un caso tridimensional se muestra la presión y la velocidad en la sección en el encastre en tres instantes de tiempo: 0.013 s, 0.022 s y 0.025 s, Figura 42 y Figura 43. Además para el tiempo de convergencia se muestran éstas en la sección a 1/3 de la altura y en la sección en la punta del estabilizador, Figura 44 y Figura 45

Figura 42 Evolución de la presión, sección en la raíz, caso 3

Figura 43 Evolución de la velocidad, sección en la raíz, caso 3

Se percibe al igual que en el caso anterior una onda de choque, pero en esta ocasión no esta tan definida, además su posición esta algo más retrasada, y tiene mayor inclinación.

Figura 44 Distribución de presión, secciones a 1/3 altura y punta, $t= 0.025$ s, caso 3

Figura 45 Distribución de velocidades, secciones a 1/3 altura y punta, $t= 0.025$ s

Se observa cómo para la sección de la punta del estabilizador, hay una notable pérdida de presión y velocidad, como era de esperar debido a los efectos tridimensionales.

La distribución de presiones en el estabilizador vertical se muestra de forma gráfica primero de extradós, Figura 46, y después en el intradós Figura 47.

Figura 46 Distribución de presiones en el extradós, $t=0.025$ s, caso 3

Figura 47 Distribución de presiones en el intradós, $t=0.025$ s, caso 3

La Figura 48 muestra la distribución de presiones relativas en los perfiles resultantes de realizar cortes a lo largo de la envergadura cada 0.5 metros, para evidenciar la evolución a lo largo de la envergadura. Las representaciones en Figura 49 y Figura 50, se corresponden con la distribución de presiones relativas sobre los perfiles en la raíz y en la punta. Como se puede observar la distribución es muy similar para toda la envergadura, exceptuando la punta, donde aparecen los efectos conocidos de “wash- out” tridimensionales.

Figura 48 Presiones en distintas secciones desde raíz a punta, izqda.- dcha., arriba-abajo, caso 3

Figura 49 Distribución de presiones en la sección en la raíz, caso 3

Figura 50 Distribución de presiones en la sección en la punta, caso 3

3.5 Validación Resultados

Los resultados obtenidos con el estudio aerodinámico carecen de validez si no se les somete a una comparación con alguna referencia contrastada. Esta referencia se encuentra en los informes de integridad estructural estática, que incluyen las cargas aerodinámicas, aprobados por las autoridades de aeronavegabilidad, originalmente el CTA Brasileño y luego endorsados en paralelo por FAA en EEUU, EASA en UE y por extensión el resto de naciones.

En estos documentos de certificación aparecen multitud de casos de carga para distintas configuraciones de avión, maniobras, ráfagas, alturas, velocidades, etc. Estos casos de carga son generados por el fabricante para cada modelo de avión basándose en la experiencia de modelos anteriores, cálculos analíticos que tienen en cuenta la particularidad del modelo de aeronave y que finalmente son contrastados con extensivas campañas de ensayos en tierra y en vuelo.

De entre todos los casos de carga estáticos, como ya se ha indicado, se ha elegido el caso de fallo de motor al despegue. Este es un caso que se caracteriza por ser altamente subsónico, típicamente velocidad 60 m/s, ocurrir en atmósfera densa- se elige nivel del mar, requerir la deflexión completa del timón de dirección 30º y ser uno de los casos que dimensiona estabilizador vertical y timón de dirección de los aviones de transporte con motores en ala, como el avión objetivo.

Este caso de carga estático, se produce tras el fallo de uno de los motores durante el despegue que genera una asimetría en el empuje que éstos producen. Esta asimetría genera un momento que es tanto mayor cuanto más alejados están los motores del eje de simetría del avión, cuanto mayor es el empuje en el motor no compensado y también aunque esto será de menor importancia cuanto mayor es la resistencia aerodinámica que el motor inoperativo genera. Para compensar esta asimetría el timón de dirección debe actuar, generando un momento opuesto al anterior. Se entiende mejor viendo la Figura 51 tomada de la documentación de operaciones de vuelo de Airbus [126]

Figura 51 Caso de fallo de motor, esquema de las principales fuerzas

Por normativa de certificación aeronáutica, se define una velocidad característica para la ocurrencia de este evento, la velocidad V_{MCA} .

V_{MCA} se define como la velocidad mínima de control en el aire en configuración de despegue. Es la velocidad mínima a la que, cuando un motor falla o no funciona y con el motor opuesto proporcionando el máximo empuje, con un ángulo de balance pequeño (3° - 5°) y el timón de dirección deflectado al máximo, se puede mantener el vuelo recto. El ángulo de balance exacto requerida para V_{MCA} es proporcionado por el fabricante pues depende de la guarda mínima de la punta de ala o de la góndola del motor con el suelo. En el caso del avión objetivo es de 5° . El método utilizado para ensayar el fallo crítico de motor debe representar el caso más crítico de planta de potencia en servicio con respecto a la controlabilidad, referencia CS 25.107 Sub-parte B "Take off speeds", [95].

La velocidad V_{MCA} de prueba se marca con una línea roja en el indicador de velocidad, mientras que la real varía con muchos factores. V_{MC} está calculada para el peor escenario posible, el real es menor. Además V_{MCA} está acotada superiormente por $1.2 V_{S1}$. Siendo, en este caso, V_{S1} velocidad de pérdida en vuelo estacionario rectilíneo en configuración de despegue.

La forma en la que afecta la velocidad a la controlabilidad es evidente, la fuerza que el timón de dirección puede generar a través de su deflexión es en principio, proporcional al cuadrado de la velocidad, por lo tanto variará muy sensiblemente con ésta. Las condiciones en las que se define esta velocidad para el caso de despegue, que es el que interesa, serán determinadas por el fabricante con objeto de realizar la certificación del avión. La tabla 7 recoge el efecto de los factores en la V_{MCA} y en la actuación del avión. Como resumen de lo indicado en la normativa, CS 25.107 [127], se resaltan los siguientes aspectos:

- Atmosfera Estándar .
- Centro de gravedad y peso más desfavorable.
- Sin efecto suelo.
- Fallo del motor crítico.
- Balanceo de no más de 5 grados hacia el motor operativo, Figura 52.
- Potencia máxima de despegue para cada motor inicialmente.
- Avión ajustado para despegue.
- Flaps, morro y controles de combustible en posición de despegue.
- La fuerza del timón de dirección requerida por el piloto no debe superar 150 libras.
- Debe ser posible mantener la dirección ($\pm 20^\circ$).

Figura 52 Ángulo de balance máximo en fallo de motor

Factor	V_{MC}	Actuación
Aumento densidad	<i>Decrece/mejora</i>	<i>Decrece/empeora</i>
Aumento Peso	<i>Decrece/mejora</i>	<i>Decrece/empeora</i>
Flaps extendidos	<i>Decrece/mejora</i>	<i>Decrece/empeora</i>
Tren recogido	<i>Crece/empeora</i>	<i>Crece/mejora</i>
Balanceo de hasta 5º	<i>Decrece/mejora</i>	<i>Crece/mejora</i>

Tabla 7 Efecto de los diferentes factores en V_{MCA} y las actuaciones en el caso de fallo de motor.

El objetivo ahora es calcular esta velocidad para el avión de estudio. Para ello en primer lugar se ha acudido a la referencia [128], donde se encuentran las V_{MCA} para distintos tipos de aviones, buscando uno de similares características para ver entre que valores se puede esperar encontrarla. Además se busca el manual de vuelo de un avión tipo semejante, no obstante resulta más complicado de lo esperado encontrar los datos necesarios, dado que esta velocidad depende de tantos factores que en los manuales de aviones tipo no se encuentra explícitamente. La velocidad que se busca está cercana a V_1 (velocidad a partir de la cual el despegue no puede ser abortado de forma segura), V_2 (velocidad a partir de la cual el avión puede mantenerse en el aire de forma segura) y V_R (velocidad de rotación en despegue, cuando el tren de aterrizaje delantero se despegas del suelo) para la posición de despegue de los flaps y las condiciones más severas de peso. Finalmente se toma una velocidad de 60 m/s, existe no obstante cierto margen de error en este aspecto. Esta velocidad elegida corresponde con 117 KIAS que para el avión de referencia de este estudio está entre $V_1 = 106$ y $V_2 = 125$ KIAS velocidades de referencia del modelo de avión objetivo, [129] para despegue con mínimo peso, nivel del mar, atmósfera estándar.

Una cuestión que también se ha planteado, es si el estudio debe realizarse para un ángulo de resbalamiento específico, no nulo, y de ser así cual debe ser éste. Tras buscar información sobre cómo se realizan los ensayos de vuelo de certificación, se concluye que si bien en el momento inmediatamente posterior al fallo del motor el ángulo de resbalamiento es grande, esta es una situación transitoria. Esto es así debido a que el propio estabilizador vertical y la deflexión del timón de dirección, así como el balanceo sirven para retornar a una situación de ángulo de resbalamiento pequeño, Figura 53. Esta situación estática es la que interesa para este caso de estudio, y es por tanto la que se ha considerado.

Figura 53 Ángulo de resbalamiento (side slip) caso fallo de motor

Los resultados aerodinámicos OpenFoam para las condiciones de fallo de motor se han obtenido en el caso bidimensional, timón de dirección deflectado 30°, velocidad 60 m/s, pues como se ha indicado anteriormente, no ha sido posible la convergencia del CFD en 3D. En consecuencia, se debe realizar una extrapolación a la situación tridimensional. Se han realizado tres aproximaciones distintas para, basándose en los resultados obtenidos en apartados anteriores, se pueda realizar una estimación del caso real tridimensional:

- La primera es la extrapolación lineal de los coeficientes obtenidos mediante OpenFoam en 2D para el caso 60 m/s, timón deflectado 30°, a los perfiles resultantes de discretizar la envergadura, para que tras sumarlos, den el valor aproximado para todo el estabilizador vertical.
- La segunda estrategia consiste en la comparación de los resultados del modelo tridimensional, caso de velocidad 60 m/s y timón deflectado 30°, procesado mediante OpenFoam, con el mismo caso pero en bidimensional y así obtener unos factores de corrección.
- Por último se ha realizado un análisis mediante el programa Tornado, referencia [108].

3.5.1 Extrapolación Lineal OPENFOAM

Los coeficientes se obtienen de ejecuciones OpenFoam 2D para perfiles en la envergadura resultantes de una discretización. Se trabaja con un Excel sencillo, que permite variar los datos de forma rápida para las diversas ejecuciones del CFD 2D.

En primer lugar hay que tener en cuenta la geometría real del estabilizador vertical y su timón de dirección, que está totalmente caracterizada cuando se realiza el CFD del estabilizador en tres dimensiones. Se determinan los parámetros geométricos que definen completamente la geometría del estabilizador, coordenadas x , y , z perfiles raíz, punta, así como la longitud de las cuerdas de ambas. Con esto se pueden definir la posición en la cuerda del borde ataque y de salida y la longitud de la cuerda en función de la altura vertical, esto es de z . Esto es importante después para calcular las fuerzas sobre el estabilizador vertical.

Primero se estiman las fuerzas de resistencia y de sustentación, en este caso, ésta última es la fuerza lateral, que es la más importante. Se presenta también el valor de la cuerda en función de z , ejes estructurales, siendo H_{VS} la altura total del estabilizador. Para esto se utilizaran las siguientes integrales:

$$L = F_y = \int_{z_t}^{z_r} \frac{1}{2} \rho c_l V^2 c(z) dz = \frac{1}{2} \rho c_L V^2 \int_{z_t}^{z_r} c(z) dz = \frac{1}{2} \rho c_L V^2 S \quad (69)$$

$$D = F_x = \int_{z_t}^{z_r} \frac{1}{2} \rho c_d V^2 c(z) dz = \frac{1}{2} \rho c_D V^2 \int_{z_t}^{z_r} c(z) dz = \frac{1}{2} \rho c_D V^2 S \quad (70)$$

$$c(z) = c_{root} - \frac{(c_{root} - c_{tip})}{H_{VS}} z \quad (71)$$

Para el cálculo de las fuerzas ni la flecha ni la variación de la cuerda afectan. Se habrían obtenido idénticos resultados de haberse tratado de un estabilizador vertical con cualquier otra geometría con la misma área. Se presentan después los resultados.

Desde el punto de vista estructural los momentos más relevantes son sobre los ejes estructura Z y X, estos momentos se trasladan a través de la estructura del estabilizador vertical a la unión con el fuselaje posterior del avión. El momento según el eje X es proporcional a la distancia de la cuerda al encastre y a la propia cuerda, se define la siguiente integral.

$$M_x = \int_{zt}^{zr} \frac{1}{2} \rho c_L V^2 c(z) z dz = \frac{1}{2} \rho c_L V^2 \int_{zt}^{zr} c(z) z dz \quad (72)$$

Este cálculo es análogo al de la posición en Z del baricentro, es decir, si se integra el momento y se divide entre la fuerza lateral anterior, la posición Z que se obtendría se correspondería con dicho baricentro. De la misma forma si se calcula el baricentro y se multiplica por la fuerza se obtendría este momento.

Por último el momento torsor, en Z, se obtiene de forma análoga, pero esta vez teniendo en cuenta la variación en el punto de aplicación de la fuerza lateral en función del eje x. Se procederá de la siguiente manera, primero se deberá calcular la variación del borde ataque según la siguiente fórmula.

$$x_{le} = x_{leroot} - \frac{x_{leroot} - x_{letip}}{H_{VS}} z \quad (73)$$

Teniendo en cuenta que se toma como referencia el punto más adelantado del borde de ataque de la sección en la raíz, x_{leroot} será nulo. Ahora para saber dónde se aplica la carga lateral sobre la cuerda se divide el coeficiente de momentos entre el coeficiente sustentación, esto da una posición adimensional sobre la cuerda. Teniendo en cuenta ahora que el momento torsor respecto al punto que se ha elegido como referencia se define como la fuerza multiplicada por la distancia a ese punto, esta distancia será la suma de la distancia x_{le} (leading edge), y la distancia a lo largo de la cuerda. Se define pues la siguiente integral.

$$T = M_z = \int_{zt}^{zr} \frac{1}{2} \rho c_l V^2 c(z) x_{cp} dz = \frac{1}{2} \rho c_L V^2 \int_{zt}^{zr} c(z) \left(c(z) \frac{c_m}{c_L} + x_{le} \right) dz \quad (74)$$

Siendo $c(z)$ y x_{le} las definidas anteriormente. Como se ve para el Momento en y afecta la variación de la cuerda, mientras que para el momento en z o momento torsor, afecta ésta y además la flecha.

3.5.2 Comparativa entre 3D y 2D

Se realiza una comparativa entre el caso bidimensional y el tridimensional, con objeto de establecer el grado de error en que se incurre cuando se realiza una extrapolación como la anterior. Esta comparativa se realiza para los dos últimos casos del apartado anterior, cuyas condiciones se definieron anteriormente, y se corresponden con una condición de utilización del timón de dirección típica de vuelo en crucero.

Se pretende también realizar la comparativa para el caso de carga subsónico 60m/s y 30º deflexión, pero como ya se mencionó en el apartado de *procesado*, la solución 3D para dicho caso divergía a pesar de los esfuerzos realizados para alcanzar la convergencia, y además antes de divergir el procesado era mucho más lento que en el otro caso. Esto es así debido a que para deflexiones tan altas es más difícil alcanzar soluciones estables, y cuando se alcanzan no siempre resultan válidas.

De esta forma haciendo una comparativa de los valores de los coeficientes obtenidos a través de OpenFoam para los casos vuelo crucero 240 m/s, deflexiones timón de 10º se tiene:

$$c_{L2D} = 0.693 \quad (75)$$

$$c_{D2D} = 0.055 \quad (76)$$

$$c_{L3D} = 0.499 \quad (77)$$

$$c_{D3D} = 0.060 \quad (78)$$

$$\frac{c_{L2D}}{c_{L3D}} = 1.389 \quad (79)$$

$$\frac{c_{D2D}}{c_{D3D}} = 0.917 \quad (80)$$

$$\frac{E_{2D}}{E_{3D}} = \frac{c_{D3D}}{c_{D2D}} \times \frac{c_{L2D}}{c_{L3D}} = 1.515 \quad (81)$$

Para el c_m la comparación es más complicada, resulta mejor comparar las fuerzas directamente, esto es debido a que la flecha del 3D complica la cuestión al calcular el coeficiente siempre respecto al mismo punto que no es coincidente con el del caso 2D excepto en el encastre. En cualquier caso, como se esperaba, se observa una sobreestimación del coeficiente de sustentación de casi el 40% y una subestimación de la resistencia del orden del 10%. Esto era lo esperable, dado que la flecha, como se va comprobar gráficamente en el apartado siguiente con ayuda del código Tornado, reduce la velocidad de incidencia efectiva. También es notable el efecto de la punta del estabilizador, que en el caso real de avión de referencia no está carenada, y que hace que el 3D reproduzca una reducción adicional de la eficiencia aerodinámica. Como se deduce de la formula anterior la sobreestimación de eficiencia con 2D respecto al 3D es de aproximadamente un 50%.

Se realiza una comparativa de las fuerzas obtenidas a través de OpenFoam directamente para el caso 3D, con la extrapolación lineal realizada anteriormente para pasar de coeficiente en 2D a fuerzas en 3D, considerando el caso 240 m/s y 10° deflexión timón.

Comparación	2D corregido	3D	Δ
F_x (N)	10810,0	11650,1	-7,8%
F_y (N)	137582,4	97090,9	29,4%
M_x (Nm)	289049,6	222117,0	23,1%
M_z (Nm)	261241,8	262752	-0,5%

Tabla 8 Comparativa de resultados OpenFoam 2D corregido y 3D

La diferencia, Δ , entre las fuerzas y momentos obtenidos con la modelización 2D corregida y la 3D muestra el mismo comportamiento que el ya observado para los coeficientes aerodinámicos.

Los resultados mostrados en la tabla 8, se van a utilizar para generar factores correctivos, de resultados obtenidos con modelización CFD bidimensional para que sean lo más representativos posible de la realidad, tridimensional, del estabilizador vertical y su timón de control lateral direccional. Estos factores se aplicaran en el siguiente apartado, cuando se realice la comparativa de cargas resultantes de los diferentes casos y configuraciones. Al aplicar estas correcciones obtenidas en unas condiciones de vuelo y deflexión dadas, a otras condiciones y deflexiones, se hace la hipótesis, válida en primera aproximación, de que las variaciones entre el caso 2D y el caso 3D dependen de la geometría y el alargamiento y en menor medida de las condiciones de vuelo y la deflexión del timón.

3.5.3 Estudio aerodinámico del efecto tridimensional con el código Matlab TORNADO

El Tornado es un código Matlab en desarrollo por Universidades europeas de prestigio, referencia [108], que se basa el método de mallado por vórtices, VLM, de inglés Vortex Lattice Method. El objetivo de sus desarrolladores es que pueda utilizarse como referencia rápida en diseño aerodinámico lineal de alas. Tornado simplifica el tratamiento de las superficies sustentadoras como placas planas, para resolver la mayoría de las variables aerodinámicas para multitud de geometrías. El Tornado permite considerar los efectos tridimensionales de superficies sustentadoras con flecha y cortas como es el caso del estabilizador vertical. Es precisamente por este motivo por el que se ha decidido a utilizarlo como paso previo a la utilización de un CFD más complejo. Para ello se realiza un análisis de coeficientes aerodinámicos para un ala larga, con el perfil NACA64A010 y otro para la geometría en planta propia del estabilizador vertical. El programa Tornado está formulado para alas, que presentan simetría respecto al plano vertical- longitudinal del avión, de modo que cuando se modele el estabilizador vertical, automáticamente el programa considera su simétrico, hecho que habrá que considerar en la interpretación de los resultados.

La velocidad considerada en el caso de estudio es de 60 m/s según se ha indicado antes. Tornado habilita la corrección por efectos de compresibilidad según la teoría de Prandtl-Glauert, si bien a estas velocidades que corresponden con un número de Mach inferior a 0,3

no se consideran apreciables los efectos de aire compresible. El caso de estudio también considera que el avión vuela sin resbalamiento y con el timón de dirección deflexado 30 grados.

La Figura 54 muestra los resultados de la ejecución de Tornado para la geometría correspondiente al perfil 2D NACA64A010 a la altura 1/3 del estabilizador vertical. La relación de esbeltez, envergadura en relación a la cuerda, es del orden de 20, no suficientemente grande como para considerar que el caso de ala infinita es representativo, de modo que estos resultados sean comparables a los estudios anteriores.

Figura 54 Valores de los coeficientes, condiciones de vuelo y distribución del coeficiente de sustentación en la envergadura, geometría 2D, TORNADO

Del análisis de los resultados, se puede concluir que el c_L se mantiene constante exceptuando en las puntas de las alas. El valor del c_L medio obtenido es ligeramente superior a 1.93.

Se aborda el estudio 2D con el programa Tornado una vez se han obtenido los resultados con la aproximación Tornado 2D, se han hecho estudios de sensibilidad con los parámetros, y comparativa con los casos de estudio anteriores para considerar una referencia suficientemente fiable. En la Figura 55 se resumen los resultados de Tornado para el caso 3D.

Tornado Computation Results

JID: PG Downwash matrix condition: 1182.4326
 Reference area: 32.5052 Supersonic flow warning: 0
 Reference chord: 3.3899 Reference point pos: 0 0 0
 Reference span: 10.4 Center of gravity : 1.5 0

Net Wind Forces: (N) Net Body Forces: (N) Net Body Moments: (Nm)
 Drag: 7467.5063 X: 7467.5063 Roll: 1.3108e-010
 Side: 4.0679e-013 Y: 4.0679e-013 Pitch: -252074.4844
 Lift: 68203.5827 Z: 68203.5827 Yaw: -2.7319e-011

CL 0.95158 CZ 0.95158 Cm -1.0375
 CD 0.10419 CX 0.10419 Cn -3.665e-017
 CY 5.6756e-018 CC 5.6756e-018 Cl 1.7585e-016
 CD_{trefftz} N/A

STATE:

α [deg]: 0 P [rad/s]: 0
 β [deg]: 0 Q [rad/s]: 0 Rudder setting [deg]: 30
 Airspeed: 60 R [rad/s]: 0
 Altitude: 0 PG Correction: 1
 Density: 1.225 Mach: 0.17632

Figura 55 Valores de los coeficientes, condiciones de vuelo y distribución del coeficiente de sustentación en la envergadura, geometría 3D, TORNADO

Del análisis de los resultados obtenidos con Tornado para la geometría real 3D, se pueden concluir los efectos que la zona de la raíz y de la punta del estabilizador tienen sobre la distribución del coeficiente de sustentación c_L , disminuyéndolo. La distribución de sustentación también presenta un máximo que se produce aproximadamente a 4 metros de la raíz, esto es en torno al 70% de la envergadura. También disminuye el coeficiente de sustentación c_L medio a un valor de 0,95, aproximadamente la mitad que en el caso 2D. Esto es debido principalmente a dos efectos:

- el estabilizador vertical es poco esbelto y los efectos asociados al encastre y a la punta afectan a prácticamente toda el ala,
- el efecto de la flecha también afecta, debido a la incidencia real de la velocidad, que se ve reducida notablemente en relación al caso de flecha nula.

Del estudio con el Tornado, es posible concluir unos factores de corrección entre 3D y 2D, para los coeficientes aerodinámicos.

$$\frac{c_{L2D}}{c_{L3D}} = \frac{1,93}{0,95} = 2,03 \quad (82)$$

$$\frac{c_{D2D}}{c_{D3D}} = \frac{0,097}{0,104} = 0,93 \quad (83)$$

Se van a comparar estos coeficientes con los obtenidos mediante los modelos CFD Open Foam que permiten la consideración tridimensional del problema. A priori, el hecho de obtener el doble de coeficiente de sustentación para casi la misma resistencia en el caso bidimensional indica una notable pérdida de eficiencia aerodinámica para el caso real 3D en

relación al teórico 2D. Esto era de esperar en cierta medida, si bien la reducción a la mitad es ciertamente sustancial.

3.5.4 Comparativa cargas basadas en estudios aerodinámicos CFD con cargas reales de certificación

Antes de realizar la comparativa se explicará como se ha realizado la obtención de las cargas reales a partir de los documentos de certificación de la aeronave. Para ello, se disponen de varias secciones del informe de certificación de integridad estructural estática del avión de referencia al que se aplican los estudios de esta Tesis. En estos documentos hay un apartado de cargas aerodinámicas aplicadas sobre las superficies externas del estabilizador vertical. Aparecen entre las cargas críticas aquellas asociadas al caso de carga de *Fallo de Motor*. Hay seis casos diferentes para *Fallo de Motor*, cada pareja de casos corresponden con el fallo del motor de babor o estribor. Las diferencias son mínimas por lo que se va a usar el criterio de seleccionar el caso que mayores cargas presente.

LOAD TYPE	LOAD CASE	F.S.	F _x [N]	F _y [N]	F _z [N]	M _x [Nm]	M _y [Nm]	M _z [Nm]
STATIC H1	EMF5J0C	1.5	9595	-46886	-3431	180811	127605	-1261894
STATIC H1	EMF5J0FM	1.5	9595	46886	-3431	-180659	127539	1262295
STATIC H1	EMF5J0V	1.5	9595	-46886	-3431	180811	127605	-1261894
STATIC H1	EMF5J0YM	1.5	9595	46886	-3431	-180659	127539	1262295
STATIC H1	EMJ1J05	1.5	9686	-45327	-3647	174927	133761	-1222028
STATIC H1	EMJ1J05M	1.5	9680	45327	-3642	-174773	133562	1222433

Tabla 9 Cargas Últimas de fallo de motor para el avión objetivo

Estas cargas son últimas y están referenciadas al sistema de ejes general del avión, Figura 56, cuyo origen está situado en el punto del eje longitudinal del avión más adelantado, en el morro. El eje X en la dirección longitudinal del avión de adelante atrás. El eje Y perpendicular al plano de simetría del avión, distancias medidas positivas hacia estribor. El eje Z perpendicular a los anteriores, positivo hacia arriba.

Figura 56 Sistema de ejes avión

Al aparecer las cargas referenciadas respecto a este sistema de “ejes avión” resulta complicado hacer una comparativa, por ello primero se trasladan estas cargas a un sistema de ejes más conveniente. Primero se calcula el punto donde hay resultante en términos de fuerzas, no de momentos. Para ello se resuelve el siguiente sistema de ecuaciones:

$$F_x y + F_y x = M_z \quad (84)$$

$$F_z y + F_y z = M_x \quad (85)$$

Sobra una ecuación que proporciona información sobre lo correcto de asumir que el punto está en el plano de simetría, cuantifica el error. Se comprueba que efectivamente el error es mínimo (en torno al 1.2%). Posiblemente este error es debido a la deformación por flexión que se produce en el estabilizador vertical como consecuencia del momento, M_x . En los estudios de esta Tesis se ha considerado el avión rígido, despreciando los efectos aeroelásticos para los cálculos.

Los valores del punto resultante de fuerzas obtenidos son $[mm]$ (26914, 0, 3858). Este punto está situado cerca del baricentro del estabilizador vertical, lo que era de esperar. Por último se trasladan las cargas aplicadas en este punto a aquél que es utilizado como referencia. En todos los apartados anteriores se utilizó el punto más adelantado del estabilizador vertical, en la sección de raíz. Este punto está a una distancia del baricentro x, y, z de valores $[mm]$ (-1614, 0, 2363). Se trasladan las fuerzas a este punto y se obtienen los valores incluidos en la tabla 10.

Para poder comparar estos valores con los que resultan del estudio aerodinámico, se tienen que dividir entre 1,5 como consecuencia de su carácter de cargas últimas.

3.5.5 Comparativa de cargas

En la tabla 10 se presentan los resultados obtenidos mediante los estudios aerodinámicos, los valores provenientes del documento de certificación y su comparativa. Los valores para tornado ya están divididos entre dos para que sean comparables.

Comparación	OF + 2D	OF_corr3D	Tornado	Report	eOF_corr3D
F_y (N)	45980	35533	34101	31257	13,7 %
M_x (Nmm)	96600	78473	80000	73857	6,2 %
M_z (Nmm)	39157	39157		33635	16,4 %

Tabla 10 Valores de fuerzas y momentos de caso crítico fallo motor de certificación. Sistema ejes avión con origen en punto referencia estabilizador vertical.

Se observa que los valores resultantes del Tornado y el OpenFoam con correcciones tridimensionales (OF_corr3D) son muy similares, esto proporciona una validación cruzada intermedia pues resulta coherente que siguiendo dos metodologías distintas, que tienen en cuenta los efectos tridimensionales de forma diferente, se obtengan valores similares. Por otra parte, se puede concluir también que las cargas obtenidas extrapolando los resultados OpenFoam 2D a toda la envergadura ($OF + 2D$), mayoran entre un 20 y un 30% los valores de referencia.

El hecho de que nuestros modelos aerodinámicos de timón convencional se hayan considerado sellados, requieren extraer el efecto del soplado entre intradós y extradós, de la modelización CFD y concentrarse sólo en la mejora por efecto de la curvatura en el nuevo timón no convencional. Por eso, ahora, en el momento de la validación, se comparan los resultados de los modelos con las cargas de certificación y se concluye que las cargas relacionadas con la sustentación (F_y) se prediecen mayoradas como corresponde al hecho

de que se haya considerado sellado el hueco entre las superficies en los modelos cosa que no ocurre en la realidad. La referencia [130] para el caso de un timón romo que gira en torno al 33% de la cuerda, predice una diferencia del 10% en las magnitudes relacionadas con la sustentación. La media de las cargas relacionadas con la sustentación calculadas arroja un 12% de mejora. Restando el efecto reportado en la literatura, se puede concluir que la desviación de este modelo de cargas en relación a las de certificación es del 2%, error que se considera aceptable a los efectos de estos estudios.

La herramienta OpenFoam 2D presenta valores de momento en x mayores que el resto de métodos. Esto se origina en la forma como se calculó. Las zonas más alejadas del encastre son las que más afectan a este valor y es en estas zonas en las que el c_L mas ha sido sobre-evaluado, si bien la reducción de la cuerda compensa en parte esto. Esto se puede comprobar en la distribución de c_L de Tornado ya presentada. Se comprueba que con la ayuda de este programa el M_x da un valor muy cercano al del documento de certificación. Si se introducen las correcciones tridimensionales a los resultados OpenFoam 2D se obtienen valores del momento en x muy similares al de documento de certificación, al igual que con Tornado.

Por último el momento torsor, M_z , obtenido con OpenFoam está por debajo de los valores de certificación. Aquí puede haber afectado notablemente el método de cálculo que se ha utilizado con el CFD en relación a la realidad. En este estudio se ha considerado un perfil continuo entre parte fija y móvil, estabilizador vertical y timón. Esto provoca un adelanto del centro de cortadura del perfil compuesto en relación a la realidad de que se tratan de dos perfiles separados. Esta realidad la tiene en cuenta el documento de certificación. En el documento de certificación, la carga lateral desarrollada por el timón, se transmite a la parte fija a través de los herrajes que hay en el larguero posterior de la parte fija. Esto implica que el OpenFoam ha considerado un brazo menor que la realidad. Realidad que si tiene en cuenta el documento de certificación.

Se puede concluir, que de forma genérica, el orden de magnitud de las cargas obtenidas con OpenFoam, comparadas con las cargas reales de los documentos de certificación, es aceptable.

Se han detectado desviaciones importantes en las cargas de resistencia aerodinámica entre los modelos y los documentos de certificación. Esto se debe a que los documentos de certificación tienen en cuenta efectos sombra de fuselaje en empenaje que no se han considerado en los modelos. Dado que la resistencia aerodinámica juega un papel residual en el dimensionado estructural del estabilizador vertical, se ha decidido no incluir la comparativa de resistencia aerodinámica.

Si bien es cierto que solo se puede garantizar la validez de estos resultados dentro de un cierto margen de error, también lo es que las tendencias son en gran parte independientes de la absoluta exactitud de los resultados. Esto es, si una determinada configuración aerodinámica presenta una serie de valores de los coeficientes y otra presenta otra serie de valores, siendo los de la primera superiores de los de la segunda, y habiendo realizado la

modelización de manera análoga, es posible afirmar que la primera configuración es mejor que la segunda, realizando una apreciación cualitativa, sin que esto implique que la mejora cuantitativa sea totalmente exacta. Basándose en todo esto, se asume que se pueden generar funciones de transferencia desde las cargas que se obtengan con OpenFoam 2D a las reales 3D. Esto servirá para hacer comparativas de cargas entre el timón no convencional y el convencional que se ha establecido aquí, y transferir dicha comparativa al caso de carga real. El proceso es el siguiente:

- se realizan modelizaciones bidimensionales con geometrías no convencionales,
- se comparan con las bidimensional de timón convencional,
- la relación que exista entre las cargas de una y de otra se aplicará sobre las cargas del documento de certificación para obtener la mejora o empeoramiento de las mismas.

En el siguiente apartado se realiza una primera prueba con el perfil de timón no convencional resultante de conectar los puntos extradós e intradós más retrasados de la parte fija con la parte móvil de modo que las curvas sean continuas y con curvatura continua. Se está pues ante un caso de prueba teórico. Éste tiene por objetivo establecer una primera referencia de la mejora. Una vez se haya completado el diseño del mecanismo no convencional y sea modelado estructuralmente, se podrá incorporar al análisis con respecto a la referencia de los resultados de timón no convencional, que se denomina teórico, y los resultados obtenidos para el timón convencional.

3.6 Estudio mejora timón con curva teórica

Este apartado muestra la comparativa entre las cargas del perfil con continuidad entre parte fija y móvil con el ajuste con la curva continua basada en la espiral logarítmica, que llamaremos “teórica” respecto al timón convencional. Se presentan en primer lugar los resultados para el caso de ajuste teórico. Se realiza después una comparativa con los resultados con timón tradicional. Se concluye el apartado con una estimación de la mejora en cargas, teniendo en cuenta las características del caso comparado.

El timón convencional se ha analizado como caso 1 en los análisis expuestos anteriormente, OpenFoam 2D, Baja velocidad 60 m/s, 30º deflexión.

Se modela CFD en timón curvado teórico para estas condiciones de vuelo y deflexión. La ejecución OpenFoam se ha realizado con las mismas condiciones que dicho caso, mallado y parámetros, con la única diferencia que se deriva de la nueva geometría teórica. Se muestran a continuación las imágenes de distribuciones de presión y velocidad, figuras Figura 58 a Figura 61. El tiempo de procesado hasta convergencia ha sido de 0,24 segundos.

Figura 58 Evolución presión caso ajuste teórico, hasta convergencia en $t=0,24$ s

Figura 59 Distribución de presiones $t=0.24$ s, caso ajuste teórico

Figura 60 Evolución velocidad caso ajuste teórico, hasta convergencia en $t=0,24$ s

Figura 61 Distribución de la velocidad $t=0,24$ s, caso ajuste teórico

Se muestran a continuación la evolución de los coeficientes aerodinámicos, Figura 62. Se observa que para el tiempo seleccionado para el procesado, 0,24 s, ya se han estabilizado los coeficientes. Además en apariencia se podría pensar que las oscilaciones han desaparecido, pero la realidad es que la amplitud de las mismas es mucho menor: siguen existiendo oscilaciones de mayor frecuencia. Es decir, para el mismo número de Reynolds,

hay un cambio del número de Strouhal al cambiar el timón de una configuración convencional a la nueva. Esto puede tener implicaciones importantes si existen problemas aeroelásticos y de vibraciones. En cualquier caso, el estudio del efecto aeroelástico tiene que tener en cuenta esta consideración de cambio de una de las frecuencias de excitación. Se observa claramente en la distribución de velocidad que sigue existiendo una estela turbulenta que es la que genera dichas oscilaciones, lo que es coherente con el hecho de que sigan apareciendo. Para mayor claridad se muestran otra vez las oscilaciones para el caso convencional con el objetivo de establecer una mejor comparación con el caso no convencional.

Figura 62 Coeficientes aerodinámicos timón convencional y no convencional teórico, caso 2

Los valores de y_+ sobre el perfil están dentro del rango de validez, en torno a 30, excepto en una pequeña zona muy localizada en la punta del borde de salida donde se disparan a 300, Figura 63.

Figura 63 Distribución de los valores de y_+ para caso 1 y configuración no convencional teórica

Figura 64 Distribuciones de presiones para el caso 1 en configuración convencional y no convencional teórica, perfil medio

Se muestran, Figura 64, las distribuciones de presiones para el caso 1 en configuración convencional y no convencional teórica. Se observa un pico de entrada más pronunciado en

el caso no convencional teórico, además de un alisamiento de presiones mayor en la zona de aplicación de la curva de transición suave.

Se presenta la siguiente tabla comparativa de los valores de los coeficientes aerodinámicos, en el caso convencional se toma el valor medio de las oscilaciones periódicas pasado el tiempo de convergencia 0.24 s. Para el caso no convencional se toma el ultimo valor a $t=0.24$ s

	c_L	c_D	c_m
Caso Convencional	1,33	0,095	-0,533
Caso no Convencional teórico	1,41	0,057	-0,551
Ratio	1,06	0,6	1,03

Tabla 11 Comparación coeficientes aerodinámicos 2D convencional y no convencional teórico

El factor de aumento del coeficiente de sustentación, solo tiene en cuenta la mejora aerodinámica resultante de la adición de un elemento de curvatura en la transición entre la parte fija del estabilizador y la superficie de control. Como ya se ha indicado, los modelos aerodinámicos de la superficie convencional, han sido realizados con el hueco entre la parte fija ya la móvil sellados. Es el momento de que con ayuda de la literatura, [130], se valore el factor de mejora de sellar el hueco. En este caso, con la línea de charnela de la superficie móvil al 65% de la cuerda total y el borde de ataque de la superficie de control roma, se valora con un factor del 10% que combinado con la mejora del 6% de la tabla 11, resulta en una mejora global, que es asumido en el 15% para quedarse en el lado conservador. El aumento de pendiente de la recta c_L/δ se corresponde con un aumento de la pendiente de aproximadamente 0.15 rad^{-1}

Como resultado de comparar las distribuciones de presión incluidas en la Figura 64, del nuevo timón y del convencional, se pueden concluir varios puntos:

- Hay una mejora de presiones máximas tanto en extradós como en intradós.
- La presión media del extradós, en la zona más plana de la misma, presenta una clara mejora cuando la superficie móvil se conforma en curvo.
- Hay una mejora de distribución de presiones en el intradós en la superficie de control
- El extradós en la zona de la superficie de control tiene una distribución de presiones más roma, con menos pico que la convencional, y con valores mayores.

El descenso de la resistencia aerodinámica, 40%, teniendo en cuenta que el coeficiente de sustentación aumenta del orden de un 6%, hace que aumente mucho la eficiencia aerodinámica. Respecto al momento se observa un aumento respecto al caso convencional, que es negativo. No obstante se debe tener en cuenta que el momento es la multiplicación de la sustentación por la distancia desde el punto de referencia al punto de la resultante donde se aplica la sustentación. En el caso de estudio el punto de referencia seria el 25% de la cuerda, para obtener el punto de aplicación de la sustentación se divide el momento entre el coeficiente de sustentación. De esta forma se observa la mejora real del momento, un

2.5%, aislada del efecto que produce la variación de la fuerza de sustentación. Tras analizar las distribuciones de presiones en el perfil no convencional incluida en el apartado anterior, se concluye que esta mejora se explica por el suavizado y adelanto del baricentro de las presiones a una posición más adelantada en sentido de la cuerda.

$$\frac{c_m}{c_L} = R \quad (89)$$

	<i>R</i>
<i>Convencional</i>	0,4
<i>Ajuste Teórico</i>	0,39
<i>Ratio</i>	1,025

Tabla 12 Comparación 2D brazo del momento torsor convencional y no convencional- teórico

Este adelanto en el punto resultante, si bien pequeño ya que es del orden de 2,5%, resulta interesante desde el punto de vista estructural, ya que supone un descenso del momento de torsión a igualdad de fuerza de sustentación. Esto tiene implicaciones potenciales en reducción de peso del estabilizador vertical.

Por otra parte el aumento en la fuerza lateral implica que para obtener la misma fuerza lateral será necesaria una deflexión menor, o para la misma deflexión, se obtendrá una mayor fuerza lateral lo que supone mayor eficiencia. Suponiendo linealidad entre la deflexión y la carga, y dado que para deflexión cero, la sustentación es nula por la simetría del perfil, se puede concluir que se necesita menos de deflexión para superar los requisitos de carga de timón para control y en consecuencia puede suponer ahorros en los mecanismos de actuación.

Estos resultados, apuntan que la eficiencia aerodinámica del conjunto del estabilizador vertical, se mejora como consecuencia de la introducción del nuevo timón de dirección. Como consecuencia, se considera adecuada la realización de estudios de viabilidad mecánica del nuevo timón conformado en curva.

La mejora en la resistencia aerodinámica puede permitir ciertas reducciones de peso pero como ya se ha dicho, estas reducciones son pequeñas ya que el efecto real de la resistencia aerodinámica en el dimensionado de la estructura del estabilizador vertical, es secundario. De acuerdo a la literatura, [128], la resistencia producida por empenaje vertical es del orden de un 5% de la del avión, y una mejora del orden del 40% como la obtenida, puede tener impactos en los requisitos de empuje. Si se considera el caso de fallo de motor, este ahorro puede llegar a ser importante desde el punto de vista de la capacidad del motor para generar empuje y continuar con el despegue. No obstante desde el punto de vista del consumo de combustible las mejoras no serán relevantes, ya que el timón lateral actúa en condiciones puntuales. Salvo en el caso de fallo de motor en operación EROPS, no es usual tener el timón de dirección deflectado durante el vuelo de crucero, excepto si se pretende realizar alguna compensación en particular para la que resulta preferible su utilización combinada con los alerones.

Capítulo 4

4 Diseño preliminar de un dispositivo que genere la curvatura objetivo en la superficie de mando lateral- direccional.

4.1 Introducción

En los capítulos anteriores se han cuantificado las mejoras aerodinámicas que se pueden alcanzar con un timón de dirección no convencional. Este timón no convencional consiste en conectar, con una curvatura continua, los dos lados del borde de salida de la parte fija del estabilizador vertical, con el timón de dirección, y adicionalmente curvar el propio timón también de forma continua.

En el estudio aerodinámico, al establecer comparaciones bio-miméticas, se ha apuntado cómo la espiral logarítmica presenta propiedades geométricas que resultan en una buena base para que sea la curva teórica seleccionada para el diseño del borde de salida del perfil que incluye la nueva superficie de control no convencional. En este apartado lo que se busca es definir y desarrollar, una estructura con sus mecanismos y su configuración propia, que permita obtener curvas lo más aproximadas posible, en relación a las objetivo, o teóricas, que se planteen a priori. Al finalizar el diseño conceptual del sistema- mecanismo de conformado, se re-evalúan las mejoras aerodinámicas de la implementación obtenida dado que pueden ser inferiores a las correspondientes a las curvas teóricas iniciales, pero que se esperan que sigan siendo más eficientes que las del timón convencional.

La consecución de la forma aerodinámica requerida para obtener las mejoras, requiere de suficiente capacidad del sistema de actuación. Precisamente, la reducción de la energía necesaria para el despliegue del sistema, está también en la base de la selección del curvado inspirado en la espiral logarítmica. La capacidad del sistema de actuación se traduce en dos parámetros fundamentalmente: desplazamiento requerido en los diferentes puntos y fuerza a realizar por los actuadores para obtenerlos y mantenerlos. El problema de encontrar la curva de mínima energía en aplicaciones estructurales se remite al problema de la elástica. Hay numerosos estudios de la elástica y las relaciones con la curva de mínima energía y la espiral logarítmica. En la tesis de Levien [131], se puede encontrar un estudio detallado que relaciona estos conceptos. En general, es frecuente en la literatura [132], encontrar la espiral como curva óptima de interpolación continua entre puntos “spline”, por las características de continuidad de la función y sus derivadas, y como curva ejemplo de menor energía- función de gasto.

Desde un punto de vista de definición de la cinemática del nuevo mecanismo de desplegado de la superficie de mando, la espiral logarítmica presenta el atractivo de una fácil traducción del movimiento de un actuador rotatorio a un desplazamiento lineal mas una rotación incremental. De hecho, las dos ideas que inspiran el crecimiento descrito por la

espiral logarítmica son las de rotación (aritmética) más dilatación (geométrica). Esto se corresponde con un crecimiento aditivo auto-semejante más un enrollamiento.

También, en los últimos años son numerosos los avances en el campo de investigación y desarrollo de actuadores más capaces. Se pueden citar por su relevancia e innovación los nuevos actuadores basados en aleaciones con memoria de forma, [12], los sistemas de actuación piezo-eléctricos, [16], o los que tienen como base la utilización de materiales multi-estables, [20].

En el marco de las investigaciones relacionadas con esta Tesis se ha desarrollado un nuevo sistema consistente en costillas articuladas que junto con un revestimiento altamente deformable en dirección de la cuerda y con capacidad de carga según la envergadura, es capaz de soportar las cargas internas. El bajo módulo elástico equivalente del material altamente ortotrópico que constituye los paneles de continuidad entre parte fija y móvil, habilita la utilización de actuadores convencionales en la actuación.

El esqueleto que forma los paneles altamente ortotrópicos y deformables se rellena con un material elastomérico de forma que se verifique el requisito de impermeabilidad al aire. Para este material elastomérico hay distintas alternativas. Se necesitan estudios detallados de compatibilidad química para la selección del material. A efectos de esta tesis, se nombran los posibles material elastoméricos candidatos a ser utilizados en esta aplicación, a continuación.

- CR, Poli-cloropreno - neopreno. Este es un caucho de uso general que tiene buena elasticidad, flexibilidad y estabilidad en un amplio rango de temperaturas. Aplicado en trajes térmicos aislantes. Presenta un buen comportamiento frente a disolventes. Tiene capacidad aislante térmica y eléctrica y un buen comportamiento frente a fuego. Este es el material que se utilizó en el proyecto EU FP 5 3As para recubrir un panel de deformación selectiva y dotarlo de impermeabilidad, [133].
- ECH, Epiclorhidrina. Es un caucho relativamente caro en relación al anterior. Se usa en la actualidad en automoción y máquinas comerciales con exposición a fluidos. Dispone de buena resistencia a altas temperaturas y buena flexibilidad en ambiente frío. Excelente resistencia a ataques de aceites, ácidos, álcalis y ozono.
- EPDM, Etileno Propilen Dien monómero. Tiene una excelente resistencia al ozono y al calor. La proporción de los 3 componentes principales en el compuesto final permite una mezcla personalizada para una amplia gama de aplicaciones. Desafortunadamente, EPDM tiene muy poca resistencia a los hidrocarburos, incluido el petróleo y la gasolina. También tiene mala resistencia al ataque de ácidos concentrados.
- Látex / Goma Natural. La "espuma de goma," original de látex, tiene una excelente resistencia a la carga axial de tracción- compresión, con muy poca estricción- pérdida de espesor – al estar sometida a carga. Muy buen comportamiento a fatiga.
- NBR, Buna-N / nitrilo butadieno / nitrilo. Es un material altamente resistente. Mejores propiedades que el látex frente al ataque de aceites y ácidos, pero no tan

flexible. Mantiene sus propiedades físicas en un amplio rango de temperaturas. Las aplicaciones típicas incluyen las mangueras de combustible y aceite, el calzado y los sellos de fluidos.

- PVC, Policloruro de Vinilo. El PVC es el material más barato que tiene buenas propiedades térmicas aislantes, flexibilidad y resistencia a la intemperie. También tiene una temperatura de funcionamiento máxima relativamente baja y alta resistencia a la abrasión. Por desgracia, el PVC presenta el fenómeno de "outgassing" generación de vapores ácidos en ambientes cálidos y húmedos y la estabilidad plastificante puede ser un problema en contacto con adhesivos a base de caucho.
- SBR, Estireno Butadieno. SBR es un reemplazo de bajo costo para el caucho natural con una excelente resistencia, flexibilidad y dureza. Al cambiar las proporciones de los 2 ingredientes principales, se puede lograr una amplia gama de propiedades físicas. SBR se mezcla a menudo con otros cauchos sintéticos para producir mezclas más rentables.
- VN (Vinilo Nitrilo). Es una mezcla de PVC y caucho nitrilo, que a veces se llama "PVC modificado."

El estudio de nuevos materiales está en continua evolución. Los materiales de relleno y en particular las espumas anisotrópicas, con cierta capacidad de carga estructural, han sido objeto de estudio por grupos de investigación académicos. La Universidad de Valladolid, ha desarrollado recientemente unas espumas anisotrópicas denominadas ANICELL, que ofrecen densidades aceptables desde el punto de vista de peso, propiedades mecánicas aceptables y ratios de anisotropía entre 2 y 3, [134], [135], [136] y [137].

La complejidad en la mejor elección del material elastomérico de relleno, es motivo de que se considere necesario estudios posteriores, dado que exceden los alcances de esta tesis.

Este tipo de sistemas de generación de curvatura en las superficies móviles fue originalmente estudiado por Monner, [138], si bien su aplicación se centró en el desarrollo de una solución para alerones de ala, donde las deflexiones son bastante menores, $\pm 15^\circ$ que en el timón de dirección $\pm 30^\circ$, valores típicos para el avión objetivo. Este concepto ha sido refinado para dispositivos hipersustentadores de ala, flaps, como por ejemplo el que es posible encontrar en la referencia [38].

4.2 Resumen de objetivos y requisitos del nuevo timón no convencional

El nuevo sistema de timón no convencional, se desarrolla con varios objetivos de alto nivel, según se listan a continuación.

- Conseguir la mayor mejora de eficiencia aerodinámica posible para timón de dirección deflectado. El aumento de eficiencia aerodinámica redundará en menor peso del sistema para mantener la estabilidad y maniobrar lateralmente la aeronave, dado que los casos de carga dimensionantes de timón y estabilizador están asociados a la máxima deflexión del mismo.

- Disminución de las cargas internas en el estabilizador vertical, momento flector principal en “x” (ejes avión), momento torsor y carga lateral en “y”. Estas menores cargas internas se traducen en menores flujos de carga axiales y de cortadura en los revestimientos y en los largueros, con el consiguiente ahorro de peso potencial
- La disminución de las cargas en la interfase entre estabilizador vertical y el fuselaje posterior es otro objetivo, pues hace que el ahorro de peso se pueda extender al fuselaje.
- Disminuir el peso del avión en su conjunto, en particular el estabilizador vertical con su timón no convencional en relación al convencional. Como ya se ha visto en el capítulo anterior, esto es posible siempre que el peso del nuevo sistema no sea superior al ahorro conseguido con su introducción. Esto redundará en una mejora general de las actuaciones del avión, mayor autonomía y alcance. Para el cálculo de las actuaciones, la misión típica tiene una mayor componente de vuelo de crucero, y durante éste, excepto para realizar compensaciones de vuelo puntuales, el timón no está deflactado.

También el nuevo diseño no convencional tiene que cumplir con varios requisitos:

- Ser capaz de generar curvatura continua en el timón. Mantener un contorno suave y que presente curvatura continua entre la parte fija del estabilizador y la móvil. Las curvas objetivo son las obtenidas con la teoría potencial.
- Cumplir con los requisitos, según normativa de aeronavegabilidad, de resistencia y rigidez estructural para los diferentes estados de despliegue o deflexión.

Como se estudiará más adelante, la definición de un material altamente ortotrópico para los revestimientos del nuevo timón, es una de las claves para conseguir cumplir con dos requisitos estructurales que deben ser verificados simultáneamente:

- La rigidez y resistencia del conjunto del timón frente a cargas en sentido de la envergadura
- La suficiente flexibilidad en sentido de la cuerda que permite el desplegado efectivo de la superficie de mando con el menor trabajo posible a ser ejercido por los actuadores.

Estos dos requisitos se traducen en una diferencia de dos órdenes de magnitud en los módulos elásticos de los paneles basados en este nuevo material altamente ortotrópico. Es nuevo en su definición geométrica y en el hecho de que aunque está basado en materia prima disponible comercialmente, termo-plástico, se puede fabricar con procesos de fabricación aditiva.

4.3 Desarrollo y diseño conceptual del nuevo timón no convencional

En los apartados a continuación se va a desarrollar el diseño conceptual y un dimensionado preliminar del nuevo timón no convencional. Para ello se parte de las cargas aerodinámicas de caso de fallo de motor en despegue, obtenidas en el capítulo anterior. En los aviones de transporte comercial con dos motores bajo ala, y tomando como base la experiencia, esta

condición de carga es dimensionante del timón de dirección y de gran parte del estabilizador vertical. El caso de aterrizaje con viento cruzado suele ser del mismo orden de criticidad para este tipo de aviones de transporte.

Una vez obtenidas las cargas aerodinámicas se distribuyen a lo largo de la envergadura del timón como cargas laterales. Estas cargas externas dan lugar a los flujos de carga internos en la estructura del timón y las reacciones en los herrajes con la parte fija.

Los flujos de carga admisibles, y su comparación con los internos, se han dispuesto siguiendo la teoría de Farrar programada en una aplicación de Matlab, [139]. Este programa, a partir de las cargas aplicadas, determina el valor de distintos parámetros geométricos y realiza un análisis de que conjuntos de valores de dichos parámetros son válidos para las cargas aplicadas y limitaciones geométricas. Estructuralmente se espera que el caso crítico para dimensionado de la estructura sea en compresión y no en tracción. Para el revestimiento en compresión, el pandeo debido a la fuerza axial originado por la flexión en la envergadura del mismo, se le suma el flujo de cortadura originado por la torsión. Los revestimientos son tratados como si estuvieran hechos de un material equivalente, de espesor por determinar y del que se tienen que obtener sus propiedades.

Se han elegido varias configuraciones de revestimientos, basados en esqueletos altamente ortotrópicos, para elegir también el de menor peso y mejor comportamiento de resistencia y rigidez.

También se ha realizado un estudio de optimización del número y configuración de las costillas. Cuanta más costillas, mejor adaptación del sistema a la curvatura objetivo y mejor eficiencia aerodinámica. Sin embargo, cuantas más costillas también hay más peso. El óptimo tiene que ser tratado con estas dos tendencias claras. Además en este caso de estudio timón de dirección, debido a las altas deflexiones $\pm 30^\circ$, hay no linealidades que tienen que analizarse con detalle cuando se realiza el dimensionado de la estructura que redunda en el peso.

4.3.1 Cargas externas, modelización, y obtención de las cargas internas dimensionantes

Como ya se ha indicado, las cargas externas consideradas son aerodinámicas y se corresponden con el caso de fallo de un motor en despegue, por ser el caso crítico en timón de dirección y buena parte de estabilizador vertical para este tipo de aviones. La distribución de presiones que genera estas cargas aerodinámicas, para la configuración no convencional teórica, se han incluido en la Figura 65, junto con su modelización a efectos de las cargas de este apartado.

El modelo de cargas se ha simplificado a una aproximación lineal con objeto de que sea sencillo y manejable. La presión en el intradós sigue una recta decreciente y lineal desde unos 1500 pascales de presión en la charnela hasta cero en el borde de salida. La presión en el extradós tiene un pico inicial debido a la sustentación del timón y se mantiene constante en torno a 1200 pascales hasta el borde de salida. Se recuerda que estos valores se

corresponden con valores de presión diferencial respecto a la presión atmosférica de referencia.

Figura 65 Distribución de presiones en la cuerda del timón para el caso estudio obtenida con OpenFOAM y su simplificación para el cálculo de cargas internas

Esta distribución de presiones se convierten en fuerzas y momentos con ayuda de una discretización de la envergadura.

- $l(y)$: fuerzas laterales en “y”, originadas por la sustentación, por unidad de longitud.
- $m(z)$: momentos flectores en “z” por unidad de longitud

$$l(y) = \frac{1}{2} \rho v^2 c \sum c_l(x_i/c) \Delta(x_i/c) \quad (90)$$

$$m(z) = \frac{1}{2} \rho v^2 c^2 \sum c_l(x_i/c) (x_i/c - x_l/c) \Delta(x_i/c) \quad (91)$$

La envergadura, altura, del timón de dirección se divide en 8 secciones que se suponen de igual tamaño. Esta división se corresponde con las 8 costillas que tiene el timón convencional y que se va a suponer igual en el caso no convencional. Se calculan las cargas por unidad de longitud en cada una de las posiciones entre costillas, con su correspondiente cuerda decreciente con su posición en la altura debido a la conicidad. La tabla 13 muestra las cargas por unidad de longitud obtenidas, junto con la altura de referencia de la sección de timón discretizado donde se aplican las mismas, y la cuerda media en esa sección.

$Z_{\text{timon}} \text{ (m)}$	$c \text{ (m)}$	$l_y \text{ (N/m)}$	$m_z \text{ (N)}$
0	1,50	2212	139,5
0,65	1,38	2030	128,0
1,3	1,25	1848	116,6
1,95	1,13	1666	105,1
2,6	1,01	1484	93,6
3,25	0,88	1301	82,1
3,9	0,76	1119	70,6
4,55	0,64	937	59,1
5,2	0,51	755	47,6

Tabla 13 Distribución de cargas (por unidad de longitud) en la envergadura del timón.

Con estos valores de carga aplicada, se puede calcular la distribución de momento flector y de fuerza de cortadura en el timón, originada en el caso de fallo de motor. El timón se modeliza como una viga apoyada en sus herrajes de cogida al estabilizador vertical, Figura 66. Estos herrajes son 9 puntos de los cuales 8 restringen los desplazamientos y el noveno, supuesto en la raíz restringe además los giros. A los efectos de este cálculo no se considera la rigidez del estabilizador vertical en cada punto de cogida, sino que se considera infinitamente rígido.

Figura 66 Modelo simplificado de la superficie de control no convencional como viga

De este modo se obtienen las distribuciones de fuerzas cortantes y de momento flector que no se incluyen en este documento de Tesis por ser cálculos conocidos en análisis estructural y por motivos de concreción. También se obtienen las reacciones en cada punto de cogida de la superficie de control no convencional con la parte fija del estabilizador vertical.

A efectos de dimensionado preliminar de la estructura, se selecciona la mayor magnitud del momento flector y fuerzas cortante, que aparece en la sección correspondiente a la primera costilla. Modelizada la superficie de control como un cajón mono-celular de flexión- torsión, se dimensiona de forma conservadora para los valores de cargas internas en esta costilla, y para sus correspondientes valores máximos.

Se resalta el hecho que el dimensionado considerado en los estudios de esta Tesis se ha centrado en los valores de cargas internas máximas de acuerdo al cálculo anterior. Esto se hace considerando el valor de la cuerda en la primera costilla. Esto es suficientemente bueno a efectos de estos estudios pero no sería adecuado si se quisiera dimensionar todo el timón, donde se deberían haber considerado la verdadera posición de cada costilla y sus cargas, su tamaño, etc.

Las cargas internas momento flector, torsor y carga de cortadura se traducen en flujos de tracción- compresión y flujos de cortadura en los revestimientos del timón y flujos de

cortadura en el larguero anterior del mismo. Esto se calcula con la teoría clásica de cajones de flexión torsión, con las simplificaciones que se indican en el desarrollo a continuación.

El flujo de compresión por unidad de longitud, N_{dis} , se obtiene idealizando el timón por su forma triangular, considerando que el flujo de compresión es constante en los revestimientos.

El cálculo del flujo de cortadura se realiza con la estructura idealizada como monocasco, en forma de triángulo y de espesor constante a determinar. El momento de inercia en "x" es función del espesor t , de la semialtura, h , y de la longitud l de dicho cajón idealizado.

$$I_x = \frac{2}{3} t h^2 (h + l) \quad (92)$$

En la tabla 14, se presentan los valores para el caso de estudio:

c (m)	l (m)	h (m)	d_{AC}	t/I_x (m ⁻³)
4,7	$0,4c = 1.88$	$0.04c = 0.188$	$\cong l$	20,54

Tabla 14 Valores de los parámetros básicos

El flujo cortante tiene dos componentes, el básico y el hiperestático. El flujo básico se calcula en los puntos A, B y C, ver Figura 67.

Figura 67 Principales parámetro del modelo estructural simplificado de la superficie de control

$$q_A = 0 \quad (93)$$

$$q_B = -\frac{Q_y t h^2}{2I_x} \quad (94)$$

$$q_C = -\frac{Q_y t h^2}{2I_x} \cdot \left(1 + \frac{h}{l}\right) \quad (95)$$

El flujo hiperestático q_0 , se obtiene a partir de estos, la circulación y lass longitudes.

$$q_0 = \frac{Q_y \frac{t}{I_x} \left[\left(\frac{h^3}{6}\right) + \left(\frac{h}{l}\right) \frac{l^3}{6} + \frac{h^2 l}{2} \right]}{h + l} \quad (96)$$

El flujo de cortadura debido al momento de torsión se obtiene de la expresión:

$$q_T = \frac{-T}{2h d_{AC}} \quad (97)$$

Para los flujos se obtienen los valores incluidos en la tabla 15, ya multiplicados por $Q_{y_{max}}$; primero el básico, después el hiperestático, el flujo de cortadura total y el torsor:

<i>Punto/Flujo</i>	q_b (N/m)	q_0 (N/m)	q_Q (N/m)	q_T (N/m)
<i>A</i>	0	3196,9	3196,9	-127,8
<i>B</i>	-2631,2	3196,9	565,7	-127,8
<i>C</i>	-28943,4	3196,9	-25746,5	-127,8

Tabla 15 Valores de flujos de cortadura

Se observa que el punto crítico es C, se toma pues este valor como dimensionante, sumando la componente del flujo cortante y torsor en dicho punto.

$$q_{dim} = q_Q + q_T = -25874,3 \text{ N/m} \quad (98)$$

Recapitulando las cargas máximas, dimensionantes, son las que se muestran en la tabla 16.

$Q_{y_{max}}$	$M_{x_{max}}$	T_{max}	N_{dim}	q_{dim}
725,1 N	79,2 Nm	90,7 Nm	224,2 N/m	-25874,3 N/m

Tabla 16 Valores las cargas internas dimensionantes del timón de dirección no convencional

4.3.2 Estudios de pre- dimensionado geométrico

En este apartado se aborda la obtención de los principales parámetros geométricos que determinan la geometría de la estructura. La estructura del timón de dirección no convencional está compuesta por costillas articuladas y revestimientos monocasco con una solución novedosa que permite grandes deformaciones en dirección de la cuerda, resuelta en una estructura de celdillas, con materiales que habilitan un proceso de fabricación aditiva, o impresión 3D.

Se procede primero a diseñar, atendiendo a requisitos de mínimo peso y máxima funcionalidad en el contexto de estos estudios, las costillas y a continuación los paneles de los revestimientos altamente ortotrópicos.

4.3.2.1 Costillas

Las costillas articuladas son las que funcionalmente, al ser actuadas, van a arrastrar los revestimientos de modo que conformen la curvatura deseada, Figura 68. Cuantas más costillas articuladas haya, en principio, mayor ajuste de curvatura estará disponible. Sin embargo, el aumento del número de costillas también significa más peso estructural. En consecuencia, este óptimo deseado está enmarcado en un punto intermedio en términos de número de costillas, su tamaño y las leyes de giro que se pueden imponer para obtener las curvas deseadas. Existen distintas posibilidades como leyes de giro, y en función de cual se

elija pueden presentarse diferentes escenarios de diseño. Son datos conocidos las siguientes magnitudes:

- Máxima deflexión de la superficie de control $\pm 30^\circ$.
- Altura del larguero posterior del estabilizador vertical, que determina la máxima altura de la primera costilla articulada
- Longitud en dirección de la cuerda, de la superficie de control. Como la longitud anterior, debido a la conicidad disminuyen con la altura.
- El último tramo de una costilla articulada debe poder unirse con los revestimientos, lo que limita su longitud mínima

Figura 68 Parámetros geométricos de las costillas articuladas

Se define como ley de giro la relación existente entre el ángulo girado por una costilla y la siguiente con respecto a su posición inicial. La ley de giro en cada articulación puede venir impuesta por las limitaciones del propio mecanismo de actuación, pero como el mecanismo en sí mismo no es objeto de estudio en este proyecto, se propone una ley de giro de tipo matemático que luego pueda ser implementada.

Una ley de giro sencilla que se puede proponer es la geométrica, donde el ángulo girado por una costilla es proporcional al girado por la anterior. Así, siendo k_1 la constante de proporcionalidad, y llamando θ al ángulo girado por las costillas, con i el subíndice identificador de cada costilla.

$$\theta_{i+1} = k_1 \theta_i \quad (99)$$

Se puede también expresar el ángulo girado por la costilla i en función de θ_0 , ángulo girado por la primera costilla:

$$\theta_i = (k_1)^i \theta_0 \quad (100)$$

Otra posible ley de giro, sencilla desde el punto de vista matemático, consiste en utilizar una progresión de tipo aritmético en lugar de geométrico, esto es:

$$\theta_i = i \theta_0 \quad (101)$$

$$\theta_i = \theta_0 + i \Delta \theta \quad (102)$$

En el primer caso la ley de giro depende de un único parámetro, para un valor de θ_0 conocido, mientras que en el segundo una vez determinado θ_0 es el número de costillas, que también interviene en el primero, el único parámetro a determinar.

Se establece también la relación de proporcionalidad entre la longitud de una costilla y la anterior por medio de una progresión geométrica de constante k_2 y siendo d_i la longitud desde el centro de articulación de la costilla i hasta el centro de articulación de la costilla $i + 1$.

$$d_{i+1} = k_2 d_i \quad (103)$$

$$d_i = (k_2)^i d_0 \quad (104)$$

Se han identificado pues cuatro parámetros k_2 , k_1 , d_0 , θ_0 . A éstos se suma el número de costillas n_{ribs} , que con la longitud entre el larguero posterior y la primera articulación d_{herr} y la longitud de la cola d_{tail} junto con otros datos externos como son la semialtura h del cajón que forma la superficie de control y la cuerda del timón de dirección definen completamente la geometría de las costillas.

Existen ciertas ligaduras que reducen el número de parámetros. La suma de las longitudes de todas las costillas, la cola y el herraje debe ser igual a la longitud del timón de dirección, matemáticamente se expresa como,

$$d_{AC} = d_{herr} + d_{tail} + \sum_0^{n_{ribs}} d_i \quad (105)$$

También hay una relación entre el sumatorio de costillas y la constante de proporcionalidad, aplicando el sumatorio de una progresión geométrica de razón k_2 y primer término d_0 se obtiene:

$$\sum_0^{n_{ribs}} d_i = \sum_0^{n_{ribs}} (k_2)^i d_0 = d_0 \sum_0^{n_{ribs}} (k_2)^i = d_0 \frac{(k_2)^{n_{ribs}} - 1}{k_2 - 1} \quad (106)$$

$$d_{AC} = d_{herr} + d_{tail} + d_0 \frac{k_2^{n_{ribs}} - 1}{k_2 - 1} \quad (107)$$

Esta es una ligadura entre los parámetros que hace que se pierda un grado de libertad.

Si además se impone la condición de que la deflexión debe ser equivalente a 30° se tiene la siguiente ligadura.

$$d_{AC} \sin 30 = d_{herr} \sin 0 + d_{tail} \sin \theta_{tail} + \sum_0^{n_{ribs}} d_i \sin \theta_i \quad (108)$$

Teniendo en cuenta la ley de giro anterior, así como que para el ángulo la cola mantendrá la ley de giro de las costillas, la ley de giro geométrico de las costillas lleva a la expresión.

$$\frac{d_{AC}}{2} = d_{tail} \sin \theta_{n_{ribs}+1} + \sum_0^{n_{ribs}} (k_2)^i d_0 \sin((k_1)^i \theta_0) \quad (109)$$

Para el caso de ley de giro aritmético, esta expresión se sustituye por cualquiera de las dos siguientes:

$$\frac{d_{AC}}{2} = d_{tail} \sin \theta_{n_{ribs}+1} + \sum_0^{n_{ribs}} (k_2)^i d_0 \sin(\theta_0 + i\Delta\theta) \quad (110)$$

$$\frac{d_{AC}}{2} = d_{tail} \sin \theta_{n_{ribs}+1} + \sum_0^{n_{ribs}} (k_2)^i d_0 \sin(i\theta_0) \quad (111)$$

La simplificación de esto, si es factible no resulta evidente como en el caso anterior pero en cualquier caso impone una ligadura entre los parámetros, que numéricamente tiene solución sencilla. Se puede decir pues que el problema tiene tres grados de libertad, además de los datos de entrada, y las imposiciones geométricas respecto a la longitud del herraje y de la cola.

Hay otra consideración más a realizar que disminuye el número de variables. La geometría de la superficie de control presenta alturas de perfil decreciente a posiciones cuerda cada vez mayores. Esto lleva a definir una homotecia como ligadura entre la altura y la longitud de cada costilla que puede expresarse de la siguiente forma:

$$\frac{d_0}{h_0} = \frac{d_0 k_2}{h_1} = \frac{d_0 (k_2)^2}{h_2} \dots = \frac{d_0 (k_2)^{n_{ribs}}}{h_{n_{ribs}}} \quad (112)$$

Donde, llamando α al semiángulo que tiene la cola:

$$h_0 = h - d_{herr} \sin \alpha \quad (113)$$

$$h_{n_{ribs}} = d_{tail} \sin \alpha \quad (114)$$

$$\alpha = \tan^{-1} \frac{h}{d_{AC}} = \sin^{-1} \frac{h}{l} \quad (115)$$

Tomando el primer y último término de esta igualdad se tiene.

$$\frac{h_{n_{ribs}}}{h_0} = \frac{d_{tail} \sin \alpha}{h - d_{herr} \sin \alpha} = (k_2)^{n_{ribs}} \quad (116)$$

De aquí se obtiene la ley de proporcionalidad, para costillas homotéticas, una vez elegido el número de costillas. Introduciendo esto en la ecuación anterior se obtiene d_0 , con lo que la definición de las costillas, estaría cerrada. A falta de definir los otros dos parámetros, relacionados con la ley de giro, con los que se podría jugar para evaluar las distintas configuraciones aeronáuticas.

Para evitar complejidades en el mecanismo y no penalizar el peso, se comienza con tres costillas intermedias, lo que sumado al herraje y a la cola implica cuatro articulaciones, Figura 69.

Se utiliza como ley de giro la aritmética, siguiendo los principios de formulación de la curva espiral:

$$\theta_i = \theta_0 + i\Delta\theta \quad (117)$$

Teniendo en cuenta todo esto, se muestran a continuación los valores de los parámetros, que se han elegido para definir la geometría de la primera de las costillas articuladas, los valores de los ángulos están en radianes, mientras que las distancias están en metros.

k_2	k_1	n_{ribs}	θ_{tail}	$\Delta\theta$	θ_0	$h_{n_{ribs}}$	h_0	d_{AC}	d_0	d_{herr}	d_{tail}
0,6085	—	3	0,35	0,15	0,3	0,05	0,135	1,6	0,43	0,25	0,5

Tabla 17 Valor parámetros costilla articulada de mayor tamaño

Figura 69 Diseño conceptual de costilla articulada

4.3.2.2 Revestimiento

Los revestimientos constituyen una de las claves para conseguir los objetivos de este estudio. La actuación sobre las costillas articuladas, hace que éstas se curven de acuerdo al diseño estudiado en el apartado anterior. De nada sirve que las costillas se curven si no hay unos revestimientos que puedan acompañarlas en su desplegado. Para ello, es necesario, que los nuevos revestimientos presenten una capacidad de deformación adecuada en el sentido de la cuerda, de modo que las extensiones- contracciones originadas por la deflexión del timón sean absorbidas sin originar tensiones en sentido de la cuerda y sin aumentar en exceso la fuerza de actuación necesaria para generar el curvado de la superficie.

Por otra parte, en sentido de la envergadura, se hace necesario que los nuevos revestimientos del timón sean rígidos y con capacidad de soportar las cargas internas originadas por las deformaciones de la superficie de mando en los distintos casos de carga.

Ambos requisitos, flexibilidad suficiente en sentido de la cuerda y rigidez y resistencia necesaria en sentido de la envergadura, esto se consigue con paneles casi cero Poisson o altamente ortotrópicos. Hay otras soluciones estudiadas en la literatura. Así por ejemplo, [2], [3] y [4] estudian configuraciones basadas en núcleos de aramida flexibles recubiertos de membranas de silicona. En la referencia [140] se resumen la investigación en materiales poliméricos con memoria de forma que con señales eléctricas de control se deforman de acuerdo a los requisitos de la aplicación. La referencia [21] incluye una solución basada en materiales compuestos bi- estables, mientras que la [141] y [142] incluyen estudios de soluciones frente a requisitos de estructuras altamente deformables para configurar las puntas de ala.

Los paneles zero Poisson, alta deformación en una dirección y rigidez y resistencia en la perpendicular, presentan características únicas para algunas aplicaciones estructurales de mínimo peso, por ejemplo superficies de control de aviones, palas de turbinas eólicas, tuberías, etc. Figura 70.

Figura 70 Panel “cero Poisson” y comparativa del comportamiento de sus celdillas respecto a materiales estándar y auxéticos

La fabricación aditiva, basada en tecnologías de impresión 3D, habilita la utilización de materiales compatibles con este proceso, y de forma económica.

En aeronáutica, para mecanizar elementos en aluminio, duros aeronáuticos típicos de la serie 7XXX, y titanio, el más utilizado el Ti6Al4V, el BtF (*) ratio está en torno a 45:1. Con la fabricación aditiva es posible BtF ratios muy cercanos a 1:1. El ratio BTF, del inglés "Buy to Fly" es el cociente entre el peso de la materia prima empleada en la construcción de una pieza, y el peso de la misma en condición final de vuelo. Es uno de los indicadores de coste empleados en la industria aeronáutica y es fácilmente extensible al resto. Es un indicador de eficiencia de uso de recursos, materias primas y energía. En la actualidad, por el extensivo uso del titanio, material caro y geo- estratégico, es uno de los parámetros críticos en las operaciones del sector aeronáutico y su economía. Una incipiente industria de pulvi-metalurgia del titanio se está creando para su utilización en procesos de fabricación aditiva también denominadas de impresión 3D, con la mejora de competitividad asociada. Adicionalmente la fabricación aditiva permite detalles geométricos no alcanzables con métodos de fabricación convencional.

Así pues, el objetivo es el desarrollo de un nuevo método analítico para estudiar paneles estructurales Zero- Poisson o altamente ortotrópicos y poder así establecer las dimensiones que proporcionan el peso mínimo y que satisfacen los requisitos establecidos:

- Capacidad de deformación en una dirección
- Rigidez y resistencia en la dirección perpendicular para soportar cargas axiales

Un material se denomina cuasi cero- Poisson cuando al aplicar una fuerza en una dirección, no presenta respuesta de deformación en las direcciones perpendiculares a la acción. Se diferencia así del comportamiento del material estándar que desarrolla una respuesta contraria en las direcciones perpendiculares. Finalmente, el material auxético es aquel que se deforma del mismo modo que la dirección de carga. En la figura 70 se muestran las celdillas típicas que constituyen paneles con estos comportamientos. Las áreas de estudio de estos tipos de comportamientos habilitan la creación de nuevos materiales en sentido amplio, componentes como paneles, tubos, etc. que presentan un comportamiento no convencional y unas respuestas a ciertos requisitos estructurales de forma más eficiente

En esta tesis nos centramos en los paneles altamente ortotrópicos que se puedan fabricar con tecnologías de fabricación aditiva y con materia prima disponibles en el mercado.

Hay diversas tecnologías de fabricación aditiva. Las más relevantes en la actualidad, se han resumido en la tabla 18

TECNOLOGÍA	FUNCIONAMIENTO	TIPOS	APLICACIONES ACTUALES	ESQUEMA
Fusión de material en polvo	La energía térmica selectivamente funde la pieza: DMLS/ EBM	DMLS: Direct Metal Laser Sintering EBM: Electron Beam Melting	Prototipos y fabricación de serie con metales
Inyección directa de energía	Energía térmica concentrada que funde material según se deposita	Plaqueado por láser Deposición en hilos	Prototipos, piezas de serie Reparaciones: 50/50 metal y polímeros
Laminación en hojas	Se pegan láminas de material para formar un objeto		Prototipos, fabricación de serie: + metal, - polímero
Inyección de aglutinador	El aglutinador se inyecta para unir el polvo		Prototipos, piezas de serie, moldes con material polimérico
Inyección del material	El material se inyecta en gotas de forma selectiva		Prototipos, moldes con material polimérico
Extrusión de material	El material se incorpora a través de un agujero con la forma neta		Prototipos, piezas de serie con material polimérico y metal
Foto-polimerización	Un material foto-polimérico en estado líquido, se cura con aporte de luz (UV)	Estéreo litografía	Prototipos con material polimérico

Tabla 18 Principales tecnologías de fabricación aditiva

Aunque los nuevos materiales pueden ser metálicos y no metálicos, debido al peor comportamiento del metal en fatiga frente a cargas cíclicas, se decide a priori basar la solución en materiales no metálicos. Dentro de las posibilidades de materiales no metálicos se elige un material disponible para su utilización en impresoras 3D lo más estándar posible desde un punto de vista comercial. El material elegido es Visijet M3X, propiedades en la tabla 19.

La dirección de mayor rigidez, dirección 1-ver figura 71- dispuesta en sentido envergadura de la superficie de control, necesita un análisis distinto a la dirección 2, flexible, que se

dispone en sentido de la cuerda. En particular los requisitos de diseño conceptual para el panel altamente ortotrópico se han traducido en los siguientes criterios de prediseño:

- La rigidez en direcciones 2 y 3 es del orden del 10% de la del material base
- La esbeltez en dirección 2 origina criticidad frente a modo de fallo de estabilidad por pandeo
- La rigidez en la dirección 1 es tal que permite la deformación inducida por un mecanismo de extensión. Esta rigidez se estima que no sea superior a un valor calculado tras la selección de los actuadores para cumplir con la función de desplegado y recogida de la superficie

En estas condiciones, una vez se ha elegido el material base, con un módulo de Young definido, el cumplimiento con el requisito de rigidez en dirección 1 exige una geometría de la celda que verifique los criterios.

Figura 71 Panel altamente ortotrópico, direcciones principales y modelizaciones de estudio en las dos direcciones principales, rígida- envergadura, flexible- cuerda

El análisis de estos paneles altamente ortotrópicos, no tiene una metodología desarrollada, validada y reconocida. Las aproximaciones y aplicaciones más cercanas que se pueden encontrar en la literatura son el estudio de paneles anisotrópicos y el estudio de paneles basados en la repetición de células de forma periódica.

La primera aproximación constituye el estado del arte y de la ciencia para el análisis de paneles de material compuesto y de amplia utilización en el desarrollo de componentes aeronáuticos donde abunda literatura reconocida, [143].

La segunda se utiliza para el estudio de paneles con celda de abeja, honeycomb, de utilización en estructuras tipo sandwich en estructuras aeronáuticas de alta rigidez y resistencia como pueden ser las puertas de tren de aterrizaje. También se utiliza para analizar el colapso en estructuras para absorción de energía, como en el dispositivo “tail bumper” de los aviones. Hay también abundantes referencias de este tipo de materiales sándwich en la literatura, [144], y estudios donde se analiza el comportamiento elasto-plástico en función de la materia prima y la geometría, con simulaciones numéricas y validaciones por ensayos, [145].

En el estudio de los paneles en celdillas de abeja, “honeycomb”, se encuentran estudios detallados de los modos de fallo bajo diversos tipos de carga. De especial interés para los estudios de esta Tesis es el modo de fallo por compresión uniaxial. Los estudios publicados, [146] muestran un mecanismo de fallo que se caracteriza por tres fases:

- Bifurcación inicial por pandeo local de las paredes de las celdas de una fila
- Deformación localizada en esa fila hasta que la fila entera colapsa
- Re-inicio del proceso en fila adyacente

Como consecuencia de estos estudios se destaca la existencia de un módulo elástico secundario a partir de cierto nivel de carga de compresión, las figuras 72, mostradas a continuación, siguiendo lo publicado [146], muestran los detalles de este comportamiento.

Figura 72 Estudio célula flexible, configuración mixta

La existencia de este comportamiento elásto plástico secundario hace que sea muy importante su caracterización dada la importancia que tiene en la aeronavegabilidad de una superficie de control. Aunque desde un punto de vista de resistencia estática sea admisible la no aparición de deformaciones permanente a carga límite y no rotura a carga última, desde un punto de vista global, aunque se verifique también la integridad estructural también a fatiga y tolerancia al daño, pueden aparecer fenómenos aeroelásticos indeseados que no se presentan en configuraciones convencionales. Es pues de capital importancia el realizar análisis detallados de rigidez de la configuración no convencional basada en paneles altamente ortotrópicos. A continuación se estudian de forma detallada de una forma nueva, no reportada en la literatura consultada, con una aproximación basada en teoría clásica y modelos de elementos finitos altamente no lineales.

Estudio de rigideces de paneles altamente ortotrópicos con teorías clásicas de vigas

En la dirección de la envergadura, basta con un análisis a pandeo a compresión del larguerillo como columna sobre soportes flexibles, ver de nuevo la figura 71 donde de forma gráfica se explicita este modelo. Se puede considerar que cada larguerillo está simplemente soportado en sus puntos de inicio y fin, por la unión de los paneles con las costillas deformables. Las costillas soportan las fuerzas en los extremos de los larguerillos y se considera que no son suficientemente rígidas las uniones entre ambos elementos como para absorber momentos.

Los modos de fallo por pandeo son múltiples y de distinta naturaleza, algunos resultan sencillos de modelar y otros más complejos. El acoplamiento entre los modos de pandeo en distintas direcciones puede provocar que la fuerza de compresión requerida para iniciar el pandeo sea inferior que la necesaria si los modos estuvieran desacoplados. Normalmente la aparición de un pandeo local puede inducir la aparición de otros tipos de pandeo ó incluso aplicar los efectos de otros que ya hayan aparecido. El comportamiento plástico de los materiales y la posibilidad de dejar pandeos locales que no generen deformaciones permanentes, añade complejidad al problema. Por todo ello, se han desarrollado teorías que permiten calcular para qué valor de la fuerza de compresión se produce el pandeo del revestimiento reforzado con rigidizadores. El estado del arte muestra como los métodos de la energía son especialmente útiles para condiciones de contorno no simples y pequeños desplazamientos. Igualar la energía elástica originada por la deformación del material al trabajo de las fuerzas externas nos resulta en una buena aproximación de la carga de pandeo. De forma más clásica, la teoría de Farrar nos permite diseñar la estructura óptima bajo carga a compresión como aquella para la que el pandeo local se produce a la vez que el pandeo de los montantes como columna.

La carga crítica de pandeo " P_{cr} " de cada larguerillo construido con un material de módulo elástico " E_0 " con un momento de inercia " I ", en la dirección de mínima inercia en el plano del panel, se puede expresar en función de la constante de rigidez " k " de cada muelle separado uno de otro una distancia " c " como:

$$P_{cr} = \left(\frac{\pi}{2}\right) \sqrt{\frac{kE_0I}{c}} = \left(\frac{\pi}{2}\right) \sqrt{\frac{kE_0dt^3}{12c}} \quad (118)$$

Siendo " d " la altura del larguerillo, " t " su espesor. La constante k depende del paso entre larguerillos b como se verá luego.

El peso de los larguerillos se puede expresar en función de su espesor " t ", su altura " d ", el ancho del panel " w ", y el paso entre los mismos " b " del siguiente modo:

$$W = \rho dt \left(\frac{w}{b} + 1\right) \quad (119)$$

El objetivo es minimizar el peso W , para una P_{cr} y ancho w del panel dados. Los parámetros son: “ d ” altura del larguerillo, “ t ” su espesor, paso entre los larguerillos “ b ”, separación entre muelles “ c ”

$$W = \rho \left(\frac{w}{b} + 1 \right) \frac{12c}{kE_0 t^2} \left(\frac{2P_{cr}}{\pi} \right)^2 \quad (120)$$

Con este procedimiento se pueden elegir los espesores y alturas de los larguerillos, así como la distancia entre ellos, para concluir una configuración óptima desde un punto de vista de peso.

En la dirección flexible el estudio de forma general se basa en analizar un panel sólido de espesor constante que presente unas rigideces en las tres direcciones, iguales a las del panel cero Poisson.

Si se denomina E_0 al módulo de elasticidad del material, del análisis detallado del panel real, del módulo base que repetido configura el panel en sentido flexible, se pueden obtener las rigideces en las tres direcciones. Las rigideces en la dirección flexible, E_1 , en la perpendicular dentro del plano del panel, E_2 , y de la rigidez en dirección perpendicular al panel E_3 .

El panel equivalente, consistirá en un espesor constante y uniforme construido en un material que presenta esas rigideces en las tres direcciones. El estudio a continuación sirve para determinar las rigideces E_1 , E_2 y E_3 en función de E_0 .

Se comienza con el estudio en las dos direcciones que presentan menos complejidad en el cálculo, E_2 y E_3 .

El módulo elástico equivalente, E_2 , en la dirección rígida del panel se puede obtener supuesta una fuerza aplicada Q en dirección 2:

- La deformación en dirección rígida se expresa utilizando la analogía del panel equivalente como:

$$\varepsilon_2 = \frac{Q}{btE_2}; \quad \varepsilon_2 = \frac{Q}{tdE_0} \quad (121)$$

- Igualando:

$$\frac{Q}{btE_2} = \frac{Q}{tdE_0} \rightarrow E_2 = \frac{d}{b} E_0; \quad d \cong 0,1b \rightarrow E_2 \cong 0,1E_0 \quad (122)$$

Para fuera del plano, se hace lo mismo, supuesta una fuerza R en dirección 3:

- Deformación expresada como panel equivalente

$$\varepsilon_3 = \frac{R}{bcE_3} \quad (123)$$

- También se puede escribir

$$\varepsilon_3 = \frac{R}{2t(c+l)E_0} \quad (124)$$

- Igualando:

$$\frac{R}{bcE_3} = \frac{R}{2t(c+l)E_0} \rightarrow E_3 = \frac{2t(c+l)}{bc} E_0 \quad (125)$$

$$t \cong d \cong 0,1l \cong 0,1c \cong 0,1b \quad (126)$$

$$E_3 \cong 0,1E_0 \quad (127)$$

Para la estimación del módulo elástico en la dirección flexible se tiene que realizar un estudio basado en el dimensionado estructural de los módulos, o células que se pueden modelizar como muelles en sentido de la cuerda, de una rigidez a ser calculada, ver modelo en la Figura 71. Estos muelles están formados pues, por celdillas, que a su vez constituyen el panel utilizando estudios de vigas continuas y haciendo uso de las simetrías con unas hipótesis:

- Las hipótesis de la teoría de Euler-Bernoulli sigue siendo válida, es decir, se supone que las deformaciones son suficientemente pequeñas de manera que las secciones que inicialmente son normales a la línea de deformación permanecen perpendiculares
- Se supone en todo momento que $t < t_s$ y que $t \ll l$
- Al ser la geometría simétrica, se puede simplificar el estudio sólo brazo.

El problema que se presenta es típico de la Teoría de Resistencia de Materiales. Debido a la simetría del problema se puede estudiar un brazo del muelle si se imponen correctamente las condiciones de contorno: en este caso, el punto A tiene restringido el movimiento horizontal y el giro. Se designa como punto A al extremo de ese brazo situado en el eje simetría, al otro extremo se le nombra como B, Figura 73. Con estas hipótesis las ecuaciones que proporcionan los desplazamientos horizontal y vertical en un punto B se puede expresar como:

$$u_B = u_A + \theta_A(y_B - y_A) - \int_A^B \frac{M_f(s)}{E_0 I_z} (y_B - y) ds \quad (128)$$

$$v_B = v_A + \theta_A(x_B - x_A) + \int_A^B \frac{M_f(s)}{E_0 I_z} (x_B - x) ds \quad (129)$$

$$\theta_B = \theta_A + \int_A^B \frac{M_f(s)}{E_0 I_z} ds \quad (130)$$

La carga aplicada es P, carga de extensión del muelle. El problema presenta 4 incógnitas M_A , H_A , M_B y V_B . Se disponen de 3 ecuaciones de equilibrio por lo que el grado de hiperestaticidad del problema es 1.

Figura 73 Estudio de la célula flexible en configuración recta

Carga axial en la barra diagonal: tracción de valor $\rightarrow P/\cos \theta_0$

Carga de cortadura en la barra diagonal $\rightarrow P/\sin \theta_0$

$$\sum F_x = 0 \rightarrow H_A = -P \quad (131)$$

$$\sum F_y = 0 \rightarrow V_B = 0 \quad (132)$$

$$\sum M = 0 \rightarrow M_B = -M_A - P l \sin \theta_0 \quad (133)$$

El momento flector en una sección a una distancia S del extremo A es:

$$M = -M_A - P s \sin \theta_0 \quad (134)$$

Se escribe la ecuación (128) imponiendo simetría: $\theta_A = 0$, $U_A = 0$

$$u_B = \frac{1}{E_0 I_z} \int_0^l (M_A + P s \cos \theta_0)(s - l) \sin \theta_0 ds \quad (135)$$

Y, por continuidad: $v_B = 0$

$$0 = v_A + \frac{1}{E_0 I_z} \int_0^l (M_A + P s \cos \theta_0)(l - s) \cos \theta_0 ds \quad (136)$$

Por último el giro en B es:

$$\theta_B = \frac{-1}{E_0 I_z} \int_0^l (M_A + P s \cos \theta_0) ds \quad (137)$$

Para resolver el problema hiperestático, se plantea la ecuación de la energía en función de M_A para imponer energía mínima posteriormente y así determinar M_A

$$P \cdot u_B + M_B \cdot \theta_B = E \quad (138)$$

$$E = \frac{P}{E_0 I_z} \int_0^l (M_A + P s \cos \theta_0)(s - l) \sin \theta_0 ds + (M_A + P l \sin \theta_0) \frac{1}{E_0 I_z} \int_0^l (M_A + P s \cos \theta_0) ds \quad (139)$$

Operando:

$$E = -M_A \sin \theta_0 \frac{l^2}{2} - P \sin \theta_0 \cos \theta_0 \frac{l^3}{6} + \left(\frac{M_A}{P} + l \sin \theta_0 \right) M_A l + \left(\frac{M_A}{P} + l \sin \theta_0 \right) P \cos \theta_0 \frac{l^2}{2} \quad (140)$$

Se impone que M_A es tal que hace que la función $E=E(M_A)$ sea mínima:

$$\frac{dE}{dM_A} = 0 \rightarrow 0 = -\sin \theta_0 \frac{l^2}{2} + 2M_A \frac{l}{P} + l^2 \sin \theta_0 + \cos \theta_0 \frac{l^2}{2} \quad (141)$$

$$M_A = \frac{-Pl}{4} (\sin \theta_0 + \cos \theta_0) \quad (142)$$

$$M_B = -M_A - P l \sin \theta_0 = \frac{Pl}{4} (\sin \theta_0 + \cos \theta_0) - P l \sin \theta_0 = \frac{Pl}{4} (\cos \theta_0 - 3 \sin \theta_0) \quad (143)$$

Se comprueba que $M_A = M_B$ cuando $\theta_0 = 45^\circ$. La deformación en el punto B es:

$$\varepsilon_B = \frac{u_B}{l \cos \theta_0} \quad (144)$$

$$u_B = \frac{1}{E_0 I_z} \int_0^l (M_A + P s \cos \theta_0)(s - l) \sin \theta_0 ds \quad (145)$$

$$u_B = \frac{Pl^2}{E_0 I_z} \int_0^l \left(\frac{-1}{4} (\sin \theta_0 + \cos \theta_0) + \frac{s}{l} \cos \theta_0 \right) \left(\frac{s}{l} - 1 \right) \sin \theta_0 ds \quad (146)$$

$$u_B = \frac{Pl^3}{24E_0 I_z} \sin \theta_0 \{3 \sin \theta_0 - \cos \theta_0\} \quad (147)$$

$$\varepsilon_B = \frac{u_B}{l \cos \theta_0} = \frac{Pl^2}{24E_0 I_z} \sin \theta_0 \{3 \tan \theta_0 - 1\} \quad (148)$$

La rigidez de un muelle se puede expresar como

$$k = \frac{P}{u_B} = \frac{24E_0 I_z}{l^3 \sin \theta_0 \{3 \sin \theta_0 - \cos \theta_0\}} \quad (149)$$

El módulo elástico equivalente, E_1 , en la dirección flexible se puede obtener como:

$$\varepsilon_B = \frac{u_B}{l \cos \theta_0} = \frac{Pl^2}{24E_0I_z} \sin \theta_0 \{3 \tan \theta_0 - 1\} \quad (150)$$

$$\varepsilon_B = \frac{P}{bdE_{1v}}; E_{1v} = \frac{P}{bd\varepsilon_B} \quad (151)$$

$$E_{1v} = \frac{24E_0I_z}{bdl^2} \frac{1}{\sin \theta_0 \{3 \tan \theta_0 - 1\}} \quad (152)$$

$$t \cong d \cong 0,1l \cong 0,1c \cong 0,1b \rightarrow E_1 \cong 10^{-3}E_0 \quad (153)$$

$$I_z = \frac{1}{12}td^3 \quad (154)$$

$$E_{1v} = E_0 \frac{2td^2}{bl^2} \frac{1}{\sin \theta_0 \{3 \tan \theta_0 - 1\}} \quad (155)$$

Es decir, con la analogía del panel equivalente de material módulo E_0 , el panel presenta en las dos direcciones rígidas, una rigidez dos órdenes de magnitud superior al que presenta en la dirección flexible. El rango de validez se establece para geometrías donde θ_0 está entre 15 y 75°.

Volviendo al problema original, minimizar el peso, ya se puede sustituir la expresión de k .

$$W = \rho \left(\frac{w}{b} + 1 \right) \frac{12c}{kE_0t^2} \left(\frac{2P_{cr}}{\pi} \right)^2 \quad (156)$$

$$W = W(b, c, d, t, \theta_0) = \rho \left(\frac{w}{b} + 1 \right) \frac{6c(b-t)^2 \sin \theta_0 \{3 \tan \theta_0 - 1\}}{E_0^2 dt^5} \left(\frac{P_{cr}}{\pi} \right)^2 \quad (157)$$

Se pueden analizar otras configuraciones de las celdas flexibles en la dirección de la cuerda. Por ejemplo una configuración curva, Figura 74. La curva elegida para esta configuración es un arco de circunferencia de radio constante. No obstante, para futuros estudios, se podrían considerar curvas mas complejas, basadas en las bondades de la espiral logarítmica, ya mencionadas cuando se ha definido la geometría de la forma general del timón no convencional, así como en los estudios de la elástica y otras curvas de mínima energía, [131], [132].

Figura 74 Célula flexible, configuración curva, de panel cero Poisson

Para resolver esta configuración se emplea la metodología de Rayleigh-Ritz para el cálculo de estructuras hiperestáticas, calculando el momento flector $M_f(s)$ como función de la incógnita hiperestática M_B y luego imponiendo la restricción de que el giro en B para que sea nulo, Figura 75.

Figura 75 Estudio célula flexible, configuración curva

Así, se obtiene la expresión que relaciona E_1 con E_0 y resto de parámetros geométricos, R , θ_0 , c (paso entre módulos), t espesor del módulo supuesto constante.

$$\frac{E_1}{E_0} = \frac{1}{3} \frac{t^3}{cR^2} \frac{\sin \theta_0}{(2\theta_0 + \sin 2\theta_0 - \sin^2 \theta_0 / \theta_0)} \quad (158)$$

Considerando que $t \cong 0,1c \cong 0,1R$ se concluye que también se cumple que $E_1 \cong 10^{-3}E_0$

También configuraciones mixtas de tramos rectos y curvos, Figura 76.

Figura 76 Célula flexible, configuración mixta, de panel cero Poisson y su estudio

Se obtiene la expresión que relaciona E_1 con E_0 y resto de parámetros geométricos, R , θ_0 , c (paso entre módulos), t espesor del módulo supuesto constante.

$$\frac{E_1}{E_0} = \frac{t^3(R\theta_0 + l)(l \cos \theta_0 + R \sin \theta_0)}{c(a_1 R^3 l + a_2 R^2 l^2 + a_3 R l^3 + a_4 l^4 + a_5 R^4)} \quad (159)$$

$$a_1 = 30 \cos \theta_0 + 6\theta_0 - 12\theta_0 \cos^2 \theta_0 \quad (160)$$

$$a_2 = 12(1 + \theta_0 \sin \theta_0 \cos \theta_0 - \cos^2 \theta_0) \quad (161)$$

$$a_3 = 3(\theta_0^3 - \theta_0 \cos \theta_0) \quad (162)$$

$$a_4 = \cos^2 \theta_0 \quad (163)$$

$$a_5 = (\theta_0 \sin \theta_0 \cos \theta_0 + \theta_0^2 - 12 \cos^2 \theta_0) \quad (164)$$

Considerando que $t \cong 0,1c \cong 0,1R$ se concluye que también se cumple que:

$$E_1 \cong 10^{-3} E_0 \quad (165)$$

Para completar los estudios relacionados con los paneles de los revestimientos, basados en el concepto de panel cero Poisson, se hace una comparativa entre la configuración de tramos rectos y una de tramos curvos consistente en dos "C", ver Figura 77. El objetivo de

esta comparación es seleccionar una configuración para completar un diseño de detalle para a continuación realizar una prueba de fabricación

Figura 77 Célula flexible, configuración doble C, de panel cero Poisson

Para calcular el valor del módulo elástico $E1$, se resuelve el sistema de ecuaciones de equilibrio estático y se imponen los desplazamientos en los puntos A, B que se derivan de las condiciones de simetría para resolver el problema hiperestático.

$$\begin{aligned}
 u_A &= 0 & ; & \quad v_A = 0 \\
 v_B &= 0 & ; & \quad \theta_B = 0 \\
 H_A + P &= 0 & ; & \quad V_A + V_B = 0 \\
 M_B + V_A(2R + l) &= 0
 \end{aligned} \tag{166}$$

Se selecciona la incógnita hiperestática M_B y se expresa el momento flector en los dos sectores en que divide la configuración.

Para tramo A - C: $s \ (0, l)$

$$M_f(s) = M_B \tag{167}$$

Para C - B: $\gamma \ (0, 2\pi)$

$$M_f(\gamma) = M_B + PR \sin \gamma \tag{168}$$

El sistema es resuelto, expresando θ_A en función de M_B y el resto de parámetros, para luego imponer que θ_B , expresado en función de θ_A , es cero.

$$\theta_A EI = M_B(l + 2R) + 2PR^2 \tag{169}$$

$$\theta_B EI = \theta_A EI - \int_0^{l+2R} M_B ds - \int_0^\pi P R^2 \sin \gamma d\gamma = 0 \tag{170}$$

Se calcula u_B en función de M_B , imponiendo dos condiciones:

$$u_A = 0 \quad ; \quad y_A = y_B \tag{171}$$

$$EIu_B = \int_0^\pi (M_B + PR \sin \gamma) R^2 \sin \gamma d\gamma \quad (172)$$

$$EIu_B = R^2 \left(2M_B + \frac{PR\pi}{2} \right) \quad (173)$$

Para completar la resolución, falta calcular M_B , para lo que imponemos:

$$v_A = v_B = 0 \quad (174)$$

$$x_A = 2R + l \quad ; x_B = 0 \quad (175)$$

$$-EI\theta_A(2R + l) - \int_0^l M_B s ds - \int_0^\pi M_B (R \cos \gamma + l) R d\gamma - \int_0^\pi PR^3 \sin \gamma \cos \gamma d\gamma = 0 \quad (176)$$

Que resulta:

$$M_B = \frac{-2PR^2(2R + l)}{(l + 2R)^2 + l(R\pi + \frac{l}{2})} \quad (177)$$

$$u_B = \frac{R^2}{EI} \left(\frac{-4PR^2(2R + l)}{(l + 2R)^2 + l(R\pi + \frac{l}{2})} + \frac{PR\pi}{2} \right) \quad (178)$$

En consecuencia:

$$\varepsilon_B = \frac{PR^2}{E_0 I (2R + l)} \left[\frac{-4R^2(2R + l)}{(l + 2R)^2 + l(R\pi + \frac{l}{2})} + \frac{R\pi}{2} \right] \quad (179)$$

Como:

$$E_{1DC} = \frac{P}{\varepsilon_B db} \quad ; I = \frac{1}{12} dt^3 \quad (180)$$

$$E_{1DC} = \frac{E_0 t^3}{12R^2 b} \frac{(2R + l)}{\left[\frac{-4R^2(2R + l)}{(l + 2R)^2 + l(R\pi + \frac{l}{2})} + \frac{R\pi}{2} \right]} \quad (181)$$

Se compara con el valor del módulo E1 para la configuración en V.

$$\frac{E_{1v}}{E_{1DC}} = \frac{24d^2 R^2}{l^2} \frac{1}{t^2 \sin \theta_0 \{3 \tan \theta_0 - 1\}} \frac{\left[\frac{-4R^2(2R + l)}{(l + 2R)^2 + l(R\pi + \frac{l}{2})} + \frac{R\pi}{2} \right]}{(2R + l)} \quad (182)$$

4.4 Estudio numérico mediante ABAQUS

Se ha realizado la construcción de varios modelos numéricos con el método de elementos finitos, para su ejecución con el programa comercial ABAQUS.

La integración de los parámetros geométricos obtenidos en los apartados anteriores, y las condiciones de contorno del problema, se ha desarrollado siguiendo la metodología que es estado del arte en este tipo de modelizaciones. En esta Tesis, por motivos de aligerar el documento final, no se muestran todos los detalles de las distintas partes que componen el modelo, ni se explica cómo se han introducido todas las condiciones de contorno y las restricciones impuestas sobre dichas partes para modelar el problema.

El modelo se ha realizado para tres costillas, de modo que el resultado de la simulación en la costilla central sea lo más representativa posible de las cargas típicas que sufrirán la mayoría de costillas del timón de dirección. Se considera la geometría de la segunda costilla porque según se ha demostrado antes, presenta el mayor nivel de cargas internas. Este modelo es cilíndrico, no se considera la variación de la cuerda a lo largo de la envergadura. Esta simplificación está contrastada en la práctica industrial y sus resultados correlacionados con ensayos y buenos para los análisis de detalle en torno a una costilla. Por ser un modelo 3D simplificado, en algunos estudios se le conoce como 2,5 D.

Se toma como distancia entre costillas la típica en el timón de dirección, sin considerar las zonas asociadas a los mecanismos de deflexión en las que hay una mayor concentración de costillas.

El objetivo del modelo es hacer un estudio de deformaciones y esfuerzos preliminar, para observar el comportamiento de la estructura deformable constituida por los revestimientos y evaluar las reacciones en la zona de unión con el larguero posterior. Para importar la geometría al Abaqus se utilizó la geometría CATIA 5 exportada en formato IGES que puede leer el Abaqus, Figura 78.

Figura 78 Geometría del timón de dirección exportada de CATIA 5 para Abaqus

Se van a considerar 4 alternativas distintas de esqueleto. La que se denomina configuración 1 corresponde con la opción más rígida y se desarrolla con geometría de celdas en “V”, Figura 79, y en “Doble-C” Figura 80. La configuración 2 es más flexible y también se despliega en “V” y en “Doble- C”, Figura 81 y Figura 82 respectivamente.

Figura 79 Modelo CATIA 5 del esqueleto del revestimiento, configuración 1 en “V”

Figura 80 Modelo CATIA 5 del esqueleto del revestimiento, configuración 1 en “Doble C”

Figura 81 Modelo CATIA 5 del esqueleto del revestimiento, configuración 2 en "V"

Figura 82 Modelo CATIA 5 del esqueleto del revestimiento, configuración 2 en "Doble C"

Se muestran a continuación los modelos de elementos finitos. Las figuras Figura 83 a Figura 86 muestran las cuatro configuraciones seleccionadas para análisis. La discretización numérica FEM, caracterizada por el tamaño de la malla, es de menor detalle que la del modelo completo, para el que se ha elegido la configuración recta, Figura 87. El análisis comparativo no requiere tanto detalle como la comprobación de resistencia que se plantea en términos absolutos.

Figura 83 Modelo FEM Abaqus de configuración “Doble C” flexible, mallado de los diferentes elementos

Figura 84 Modelo FEM Abaqus de configuración “Doble C” rígida, mallado de los diferentes elementos

Figura 85 Modelo FEM Abaqus de configuración "V" flexible, mallado de los diferentes elementos

Figura 86 Modelo FEM Abaqus de configuración "V" rigida, mallado de los diferentes elementos

Figura 87 Modelo FEM Abaqus, detalle del mallado fino de los diferentes elementos

4.4.1 Análisis de comprobación de resistencia

Se analizan los resultados obtenidos a través del Abaqus, para ello primero se estudian las cuatro tipologías de esqueleto. Se investiga qué configuración presenta mejor comportamiento ante la deflexión impuesta, y la viabilidad de cada una de ellas desde un punto de vista de integridad estructural.

Para la configuración rígida en V se analiza la estructura completa, a la que además se le introducen las cargas aerodinámicas simplificadas que se mostraron en el apartado del estudio analítico de parametrización. Este estudio completo de viabilidad e integridad estructural de esta configuración se realiza para el caso de carga crítica de fallo de motor en despegue.

El material se modela como perfectamente lineal y elástico. En la tabla 19 se muestran los esfuerzos admisibles considerados y la deformación máxima en el momento de la rotura para los materiales seleccionados para configurar la estructura. El aluminio seleccionado para las costillas es el 7050-T7451 de alta resistencia estática y el esfuerzo admisible a rotura empleado para los cálculos se corresponde con el del modo de fallo de rotura por tracción. El esfuerzo admisible del material para impresión en 3D, Visijet M3 X, es también el de rotura a tracción.

Propiedades	Condición	VisiJet M3X
Densidad @ 80°C (líquido)	ASTM D4164	1.04 g/cm ³
Resistencia a tracción (esfuerzo)	ASTM D638	49 MPa
Módulo elastic a tracción	ASTM D638	2168 MPa
Elongación maxima en la rotura	ASTM D638	8.3%
Resistencia a flexion (esfuerzo)	ASTM D638	65 MPa
Inicio de distorsión térmica @ 0.45Mpa	ASTM D648	88°C

Material	s_{all} (MPa)	ϵ_{yield} (%)
Al 7050 – T7451	540	> 8
Visijet M3 X	49	> 8

Tabla 19 Propiedades del material Visijet M3 X 3D y esfuerzos admisibles del aluminio elegido.

4.4.1.1 Análisis cargas en muelles de los esqueletos

Se han estimado, con ayuda de los modelos numéricos no lineales, basados en método de elementos finitos, Abaqus, y para cada configuración, los esfuerzos medios de Von Mises, así como las deformaciones medias. Se ha decidido utilizar una escala logarítmica en lugar de lineal, esto se debe a que de esta forma se aprecian mejor las diferencias entre zonas. Se ha observado que si se utiliza la escala lineal, como la mayor parte del esqueleto está muy por debajo del límite elástico, es más difícil de evaluar las zonas con mayores niveles de esfuerzos y deformaciones internas.

Antes de presentar los resultados es necesario hacer unas puntualizaciones sobre los modelos numéricos FEM Abaqus utilizados para las distintas configuraciones y su validez. Se encontraron muchos problemas de convergencia en la resolución debido a la alta componente no lineal por los grandes desplazamientos de la estructura. El programa comercial Abaqus requiere que para obtener una solución válida, se consigan unos valores de convergencia. En este caso por tratarse de una carga estática, el tiempo teórico de procesamiento es uno, y durante este intervalo de tiempo Abaqus impone el movimiento de la costilla de forma incremental y lineal. Esto es para el tiempo 0.5 se impone la mitad del desplazamiento forzado, para el 0.75 es 75% etc. Para los distintos casos se encontraron problemas para alcanzar el 100% de la convergencia, es decir de la deflexión, tras distintas pruebas y modificaciones, se consiguió llevar la solución al menos al 85% de la deflexión en todos los casos. Esto implica que la deflexión final es algo menor de la esperada, pero no anula la validez de los resultados. A efectos prácticos es como si se presentasen resultados para una deflexión un 85%. En consecuencia, en primera aproximación lineal, los resultados de los diferentes modelos a continuación, tanto en términos de esfuerzos de Von Mises como en deformaciones internas de la estructura se deben corregir por un factor de $1/0,85 = 1,176$

Caso en V rígido

Para el caso en V rígido se muestran, en las figuras Figura 88 y Figura 89 a continuación, las tensiones y deformaciones en los elementos muelle del esqueleto, en la cuerda. Se consideran los niveles de esfuerzos de Von Mises con una escala que se mantiene para todas las configuraciones de forma que la comparación de resultados es más directa.

Figura 88 Esfuerzos de Von Misses para la configuración en V rígida

Figura 89 Detalle de los Esfuerzos de Von Misses en el esqueleto de la configuración en V rígida

La zona más crítica son las dos uniones del esqueleto con el herraje y la costilla, especialmente esta última. Esto se explica dado que las costillas, con su rotación impuesta por el mecanismo de actuación, son las que imponen las deformaciones al esqueleto. Los esfuerzos internos máximos en la costilla de aluminio están en los 516 MPa, incluyendo la corrección indicada antes. El margen de seguridad de la costilla es de 4,6 % frente a modo de fallo de rotura, caso de carga última de fallo de motor, calculado como se indica a continuación:

$$MS_{Vr_rib} = \left(\frac{s_{all}}{s_{ap}} - 1 \right) \cdot 100 = \left(\frac{540}{516} - 1 \right) \cdot 100 = 4,6\% \quad (183)$$

En el caso del panel de material plástico, se observa que existen zonas de especial concentración de esfuerzos, particularmente en las zonas de unión entre los larguerillos, dirección de la envergadura, y los muelles, dirección de la cuerda. Se vera que este comportamiento se repite en todos los casos. Otra conclusión interesante es que no existen grandes diferencias entre las distribuciones de esfuerzos de Von Misses entre extradós e intradós. Se considera que la zona del larguero posterior del panel, en su empotramiento con la costilla, y que presenta esfuerzos del mismo orden que la costilla en sí, puede presentar una plastificación e incluso rotura. Esto se puede resolver añadiendo un nuevo elemento estructural de aluminio, tipo platabanda de refuerzo, que baje los niveles de esfuerzo en el panel hasta un nivel aceptable, por debajo del esfuerzo de rotura del material. Sin considerar esta zona, el esfuerzo de Von Misses máximo en el panel está en el entorno de los 46 MPa, incluyendo la corrección por deflexión. El margen de seguridad en relación al modo de fallo de rotura del panel se puede calcular como:

$$MS_{Vr} = \left(\frac{s_{all}}{s_{ap}} - 1 \right) \cdot 100 = \left(\frac{49}{46} - 1 \right) \cdot 100 = 6,5\% \quad (184)$$

Se presentan a continuación las deformaciones, Figura 90. Se ha supuesto una escala hasta el 5% de deformación máxima. Esta escala también se mantiene para el estudio del resto de configuraciones.

Figura 90 Detalle de las deformaciones en el esqueleto de la configuración en V rígida

Se observa que las deformaciones, como se espera por su relación directa con los esfuerzos, siguen un patrón similar a los esfuerzos de Von Mises, siendo las zonas con mayor deformación las mismas que las que presentan un mayor nivel de esfuerzo.

Caso en V flexible

Al igual que en el caso anterior, se puede apreciar en las figuras Figura 91 a Figura 93, que el esqueleto soporta bien las cargas asociadas a la deflexión. Las partes más cargadas son las zonas de contacto de los larguerillos con las costillas, así como las zonas de contacto de los muelles con los larguerillos, por el mismo efecto de concentración de esfuerzos comentado antes. A su vez, también la zona de unión con el herraje y la última costilla están especialmente cargadas.

Figura 91 Esfuerzos de Von Mises en configuración V flexible

Figura 92 Detalle de esfuerzos de Von Mises en el esqueleto de la configuración V flexible

Figura 93 Detalle de esfuerzos de Von Mises en el esqueleto de la configuración V flexible- corte transversal

Las zonas de esfuerzos máximos son las mismas que en el caso anterior. El esfuerzo máximo (566 MPa con la corrección incluida) supera en un 4,8% el esfuerzo admisible de rotura del material, por lo que se espera una zona plastificada en un área restringida en la costilla para el caso de carga última y es posible concluir un margen de seguridad de cero. Considerando el caso de carga límite, aterrizaje por viento cruzado, llevado a igual criticidad que fallo de motor, el esfuerzo máximo aplicado es 377 MPa. Este esfuerzo está por debajo del límite de fluencia del material 410 MPa por lo que no hay deformación permanente a carga límite y se cumple el requisito de certificación.

$$MS_{Vr} = \left(\frac{S_{all}}{S_{ap}} - 1 \right) \cdot 100 = \left(\frac{410}{377} - 1 \right) \cdot 100 = 8,7\% \quad (185)$$

En el caso del panel de material plástico, se observan las mismas zonas de concentración de esfuerzos que en el caso anterior. El margen de seguridad en relación al modo de fallo de rotura del panel se puede calcular como:

$$MS_{Vr} = \left(\frac{s_{all}}{s_{ap}} - 1 \right) \cdot 100 = \left(\frac{49}{42} - 1 \right) \cdot 100 = 16,7\% \quad (186)$$

Para las deformaciones el comportamiento es totalmente análogo, Figura 94.

Figura 94 Deformaciones en configuración V flexible

Caso Doble C rígido

Los resultados obtenidos para esta configuración, predicen valores tanto de esfuerzos como de deformaciones similares a los de las configuraciones en “V” anteriores. Hay diferencias en los detalles que se resaltan a continuación y que de su estudio, se concluye la mejoría que supone esta configuración en relación a las “V”, Figura 95 y Figura 96.

Figura 95 Esfuerzos de Von Mises en configuración Doble C rígida

Figura 96 Detalle de esfuerzos de Von Misses en esqueleto de configuración Doble C rígida

Las zonas de esfuerzos máximos son las mismas que las descritas en los casos anteriores. El esfuerzo máximo supera el esfuerzo admisible de rotura del material, por lo que se espera una zona plastificada en un área restringida en la costilla para el caso de carga última y se puede concluir un margen de seguridad nulo. Considerando el caso de carga límite, aterrizaje por viento cruzado, llevado a igual criticidad que fallo de motor, el esfuerzo máximo aplicado es 536 MPa. Este esfuerzo está por encima del límite de fluencia del material 410 MPa por lo que hay deformación permanente a carga límite. Analizando el área donde se produce el esfuerzo máximo, se concluye que hay una flexión secundaria en el alma de la costilla, de espesor 3. Para conseguir cumplir con el requisito de certificación, se tiene que aumentar el espesor del alma de la costilla. El esfuerzo de flexión es inversamente proporcional al cuadrado del espesor por lo que el espesor que se necesita en el alma de la costilla se calcula como

$$t'_w = t_w \sqrt{\frac{536}{410}} = 3\sqrt{1,3} = 3,4 \text{ mm} \quad (187)$$

Se concluye un aumento del espesor del alma de la costilla, en la zona de plastificación de 3,5 mm para dejar un margen de seguridad que sirva para el posible aumento de esfuerzos aplicados como consecuencia del aumento de rigidez. Sería necesario actualizar el modelo FEM Abaqus con este espesor calculado para completar el análisis. Para efectos de este estudio se deja en este estado, con la consideración del pequeño impacto en peso de la costilla consecuencia de esta configuración de panel.

Se calcula el nuevo esfuerzo límite aplicado para caso de aterrizaje en viento cruzado y el nuevo margen de seguridad:

$$s'_{app} = 536 \left(\frac{3}{3,5} \right)^2 = 394 \text{ MPa} \quad (188)$$

$$MS_{Vr} = \left(\frac{s_{all}}{s_{ap}} - 1 \right) \cdot 100 = \left(\frac{410}{394} - 1 \right) \cdot 100 = 4,1\% \quad (189)$$

En el caso del panel de material plástico, se observan las mismas zonas de concentración de esfuerzos que en los casos anteriores. El margen de seguridad en relación al modo de fallo de rotura del panel se puede calcular como:

$$MS_{Vr} = \left(\frac{s_{all}}{s_{ap}} - 1 \right) \cdot 100 = \left(\frac{49}{47} - 1 \right) \cdot 100 = 4,2\% \quad (190)$$

Observando más de cerca uno de los muelles se observa un giro en torno a la normal a la superficie,

Figura 97. Este giro es significativo de la presencia de una energía de deformación por rotación interna de estos elementos, que se añade a la energía de deformación por extensión- compresión del panel. Esto es indicativo de un mejor comportamiento de esta configuración en relación a la “V”.

Figura 97 Detalle del giro de los muelles del esqueleto de configuración Doble C rígida

En esta configuración los esfuerzos están mucho menos concentrados que en los casos anteriores. Esto es importante desde el punto de vista de la durabilidad de la estructura y compensa la mayor rigidez de este tipo de estructura. Se presentan, a continuación, las deformaciones obtenidas, Figura 98.

Figura 98 Deformaciones de la configuración Doble C rígida

Caso Doble C flexible

La última configuración estudiada, es la llamada Doble C flexible. Se observan unos esfuerzos mayores respecto al caso anterior en la union entre larguerillos y muelles, Figura 99, Figura 100. En general se puede decir que el comportamiento es similar al anterior.

Figura 99 Esfuerzos de Von Mises en configuración Doble C flexible

Figura 100 Detalle de esfuerzos de Von Misses en esqueleto de configuración Doble C rígida

Igual que en los casos anteriores, las zonas de esfuerzos máximos se repiten. El esfuerzo máximo también supera el esfuerzo admisible de rotura del material, por lo que se espera una zona plastificada en un área restringida en la costilla. Considerando el caso de carga límite, aterrizaje por viento cruzado, llevado a igual criticidad que fallo de motor, el esfuerzo máximo aplicado es 529 MPa, un poco por debajo en relación al caso anterior. Como en el caso anterior, al estar este esfuerzo por encima del límite de fluencia del material, hay deformación permanente a carga límite. Se hace necesario el mismo aumento de espesor del alma de la costilla, calculado como antes. En consecuencia se requiere un aumento del espesor del alma de la costilla, en la zona de plastificación de 3,5 mm para dejar un margen de seguridad que sirva para el posible aumento de esfuerzos aplicados como consecuencia del aumento de rigidez.

En el caso del panel de material plástico, se observan las mismas zonas de concentración de esfuerzos que en los casos anteriores. El margen de seguridad en relación al modo de fallo de rotura del panel se puede calcular como:

$$MS_{Vr} = \left(\frac{s_{all}}{s_{ap}} - 1 \right) \cdot 100 = \left(\frac{49}{47} - 1 \right) \cdot 100 = 4,2\% \quad (191)$$

Se observa que se produce el mismo giro en la zona de unión de las dos Cs, pese a que en este caso por cuestión de limitaciones geométricas esta unión es más corta,

Figura 101.

Figura 101 Detalle del giro de los muelles del esqueleto de configuración Doble C flexible

Se presentan, a continuación, las deformaciones, Figura 102. Estas son, como en casos anteriores, similares a los esfuerzos y no superan el límite del 5% impuesto por el material.

Figura 102 Deformaciones de la configuración Doble C flexible

Comparación de resultados de comportamiento mecánico de los paneles

La siguiente tabla resume los resultados obtenidos en las diferentes configuraciones.

Configuración	Elemento	Esf.Máx. aplicado (MPa)	Caso de carga	Esfuerzo admisible (MPa)	Modo de fallo	MS	Comentarios
V- Rígida	Costilla	516	Engine out	540	Rotura	4,6%	
	Panel	46	Engine out	49	Rotura	6.5%	
V- Flexible	Costilla	>540	Engine out	540	Rotura	<0%	Zona local plastificada
	Costilla	377	Aterrizaje Viento cruzado	410	Deformación permanente	8,7%	
	Panel	42	Engine out	49	Rotura	16,7%	
Doble C Rígida	Costilla original	>540	Engine out	540	Rotura	<0%	Zona local plastificada
		536	Aterrizaje Viento cruzado	410	Deformación permanente	<0%	
	Costilla modificada	>540	Engine out	540	Rotura	<0%	Zona local plastificada
		394	Aterrizaje Viento cruzado	410	Deformación permanente	4,1%	
	Panel	47	Engine out	49	Rotura	4,2%	
Doble C Flexible	Costilla Original	>540	Engine out	540	Rotura	<0%	Zona local plastificada
		529	Aterrizaje Viento cruzado	410	Deformación permanente	<0%	
	Costilla modificada	>540	Engine out	540	Rotura	<0%	Zona local plastificada
		389	Aterrizaje Viento cruzado	410	Deformación permanente	5,4%	
	Panel	47	Engine out	49	Rotura	4,2%	

Tabla 20 Resumen de comprobación de resistencia preliminar paneles Zero- Poisson

Es posible extraer algunas conclusiones sobre el comportamiento de los muelles. Las configuraciones que se han definido como rígidas soportan mayores niveles de esfuerzos en casi todos los muelles. Además se puede concluir que en la configuración en doble C las cargas están mejor repartidas dentro del muelle produciéndose menos zonas de concentración de esfuerzos, especialmente reduciéndose los mismos en la unión con los larguerillos. Esto es fundamental para un mejor comportamiento frente a las cargas cíclicas que provocan la fatiga del material. Se puede concluir pues, que la configuración que presenta un mejor comportamiento global es la configuración en Doble C flexible.

Para completar el análisis estructural, se realiza un modelo más refinado y un análisis más detallado de una de las configuraciones. Se ha elegido la configuración en V rígida por ser la que se ha concluido como de peor comportamiento relativo en relación a las otras tres. Si se demuestra la viabilidad de esta configuración, la del resto también quedará demostrada.

Se comparan los resultados para el esqueleto para comprobar si la asunción de que las cargas aerodinámicas no producen un gran efecto sobre los muelles es válida.

4.4.1.2 Resultados modelo completo

Se van a calcular los esfuerzos en las costillas, esqueleto y revestimiento en este orden. Para el revestimiento se muestran las deformaciones. En este caso se utiliza una escala lineal, dado que el objetivo es establecer la viabilidad de la estructura no hacer comparaciones entre distintas configuraciones. La excepción es el esqueleto para el que se mantiene una comparativa en escala logarítmica con el esqueleto sin cargas en el revestimiento, para evaluar las diferencias.

Costillas

Se muestran a continuación los esfuerzos sobre las costillas en escala lineal desde 0 a 300 MPa, Figura 103.

Figura 103 Esfuerzos internos en las costillas para el modelo completo de la configuración V rígida

Como se puede observar las zonas con mayor concentración de esfuerzos son las articulaciones y las uniones con el esqueleto. Las articulaciones se han modelado de forma aproximada como puntos, por lo que desde el punto de vista de análisis de resultados de esfuerzos suponen una singularidad. Para el análisis estructural, se debe recurrir a un análisis tipo orejeta- bulón basado en las fuerzas en cada unión articulada. Por este motivo, que el modelo prediga esfuerzos excesivamente altos de forma puntual alrededor de las articulaciones resulta irrelevante.

Respecto al análisis de resultados en la zona de unión con el esqueleto, se observa que en la costilla cuya superficie de unión es más pequeña se producen esfuerzos altos. Esto se puede solucionar fácilmente realizando unas costillas tipo Monner, [138], Figura 104 que constan de tres piezas en lugar de dos, esto es son simétricas respecto al centro y la articulación se produce por ambos lados. Si se hubiesen modelado costillas de ese tipo la estructura presentaría una distribución de esfuerzos mucho más simétrica que la actual.

Figura 104 Esfuerzos internos en las costillas articuladas y costillas propuestas por Monner, [138]

Esqueleto

Se puede observar, Figura 105 a Figura 107, como el esqueleto presenta esfuerzos por encima del de fluencia, en las zonas de unión con las costillas en el herraje y en la de cierre. Estas zonas transmiten la mayor parte de la carga aerodinámica a través de dichas uniones. Además estas uniones también son las encargadas de imponer la deflexión al esqueleto. Es pues normal que estas sean las zonas más críticas de la estructura. Como ya se ha indicado, el diseño se puede mejorar, incorporando refuerzos de aluminio locales en estas uniones o que dichas zonas pasen a estar integradas con las costillas de aluminio. De esta forma se garantiza la viabilidad de la estructura. Con la configuración actual se pueden encontrar problemas estructurales por lo que este sería un cambio necesario.

Figura 105 Esfuerzos internos en el esqueleto extradós e intradós

Se comprueba ahora hasta qué punto las cargas aerodinámicas afectan al esqueleto. Analizando los resultados, se concluye que se produce un aumento de los esfuerzos en los larguerillos y las uniones, esto ya se había observado en los modelos generales. Pese a ello la zona de los muelles ha sufrido un aumento menor de los niveles de esfuerzos, especialmente en las uniones con los larguerillos, y están por debajo del esfuerzo admisible.

Figura 106 Esfuerzos internos en el esqueleto, detalle en escala logarítmica.

Figura 107 Detalle de esfuerzos internos en los muelles del esqueleto.

En resumen, con la modelización numérica basada en Abaqus no lineal, se ha modelado tanto la geometría como las condiciones de contorno del problema. El tamaño de malla ha sido el suficiente para analizar la estructura sin consumir excesivos recursos. Se concluye que la estructura presenta grandes desplazamientos y comportamiento plástico del material, que hace necesaria la modelización no lineal. Se ha seleccionado la zona más crítica en esfuerzos- costilla- y en envergadura se ha modelizado hasta las dos consecutivas. Esta modelización, cuando se simplifica a un extruido cilíndrico sin tener en cuenta conicidad, se conoce como modelo 2,5 D. Los resultados obtenidos muestran un pre-diseño que a priori puede cumplir con los criterios de integridad estructural requeridos por las autoridades de certificación.

4.4.2 Verificación del diseño del panel Zero- Poisson

Para verificar la viabilidad del diseño de este tipo de paneles de deformación selectiva, Zero- Poisson, se ha diseñado en CATIA 5 un panel representativo basado en la configuración geométrica en “Doble C” rígida detallada antes. A continuación se muestra un plano del citado panel, Figura 108. Los modelos tridimensionales CATIA 5 que dan origen al mismo, también se encuentran disponibles.

Figura 108 Diseño geométrico de paneles altamente ortotrópicos

Los modelos CATIA 5 han permitido fabricar un espécimen representativo del panel “Zero-Poisson”. Para ello se ha utilizado una impresora disponible comercialmente. La impresora es una ProJet ® 7000 MP que se basa en la tecnología de estereo- litografía para hacer la fabricación aditiva. El tiempo de ejecución empleado en la fabricación de esta pieza ha sido de 7 horas. El material empleado ha sido el ya referenciado Visijet X. Las dimensiones de la pieza encajan dentro de una caja de 200 x 200 x 30 mm. El gasto de material ha sido de 210 gramos y el peso de la pieza 200 gramos. El ratio de compra de material en relación al que finalmente vuela, en literatura anglosajona “BtF, Buy to Flight Ratio” es pues cercano a 1. Este parámetro es de importancia en la toma de decisiones relacionadas con la selección de los materiales y procesos a aplicar en la industria, debido a su impacto en costes recurrentes y sostenibilidad.

Se está pendiente de la validación por ensayos de los módulos elásticos calculados analíticamente incluidos en esta Tesis. Las imágenes incluidas a continuación, Figura 109, están tomadas de fotografías realizadas a la pieza resultante.

Figura 109 Fotografías tomada al panel de deformación selectiva que habilita el conformado del timón

4.5 Conclusiones del análisis estructural

Se ha completado un primer análisis de viabilidad estructural, de los paneles Zero- Poisson y otros elementos clave del dispositivo de deformación controlada de la superficie de control y mando lateral- direccional. La integridad estructural de los paneles altamente deformables y las costillas que conforman el mecanismo, presenta márgenes de seguridad positivos tras la introducción de pequeños refuerzos locales, como han sido descritos antes.

Se ha fabricado con un proceso de fabricación aditiva, impresión en 3D, un panel Zero-Poisson representativo. La impresora y el material, Visijet X, están disponibles comercialmente. A pesar de que este material, presenta unas propiedades mecánicas inferiores a los materiales utilizados en aeronáutica, se ha comprobado la viabilidad en términos de integridad estructural frente a cargas estáticas. No obstante hay margen de mejora en la selección del material para el mismo proceso de fabricación aditiva. Este es un campo de investigación puntero en la actualidad y es de prever que haya mejoras en los próximos años. El análisis de fatiga y tolerancia al daño no se ha realizado, siendo este un tema de especial interés según se desarrollen nuevos materiales, para estudios futuros con el objetivo de implementación industrial.

El modelo numérico por el método de los elementos finitos basado en ABAQUS proporciona la deformación real de la superficie de control para el caso de máxima deflexión equivalente de 30° y con cargas correspondientes al fallo de motor. En la Figura 110 se presenta la misma. Se puede observar que la curva no tiene una continuidad perfecta, sino que presenta pequeñas discontinuidades de curvatura. Estas discontinuidades pueden afectar a la

evaluación de la mejora aerodinámica presentada anteriormente. Por este motivo es necesario realizar un nuevo cálculo aerodinámico que incluya la deformación obtenida con el modelo mecánico del mecanismo, de modo que este estudio produzca los resultados más cercanos a la realidad posibles.

Figura 110 Deformada real de la nueva superficie de control para el caso de fallo de motor

Se concluye la viabilidad desde un punto de vista de integridad estructural, de este tipo de paneles para la aplicación a una superficie de mando y control no convencional como la objeto de esta Tesis. Existen unos retos tecnológicos para estudios futuros:

- Validación y verificación de estos análisis, campaña de ensayos: estáticos y de fatiga sobre especímenes ya fabricados. Efecto de degradación ambiental.
- Mejora de productividad, resolución, miniaturización de los procesos de fabricación aditiva.
- Selección de una materia prima mejorada: módulos elásticos, resistencia estática, fatiga, desgaste...

Como próximos pasos se puede apuntar la importancia en los límites de miniaturización de la geometría para proceso aditivo, materias primas disponibles y sus propiedades básicas, nano-materiales, grafeno, propiedades finales, métodos robustos de diseño y análisis, ensayos, aplicaciones.

Se apunta la posibilidad del uso de configuraciones de paneles altamente ortotrópicos en otras aplicaciones como pueden ser la mejora de tuberías, diseño de tubos etc, donde la presión interna induce acortamientos de tuberías que puede dimensionar las uniones por fatiga. Especialmente crítico golpe de ariete, caso estático. El material de deformación selectiva cuasi Cero Poisson puede ser una solución.

5 Estudio de la mejora aerodinámica real de la nueva superficie de control y mando lateral direccional basada en el dispositivo mecánico estudiado

5.1 Introducción

En este apartado se completa un nuevo estudio aerodinámico basado en CFD, OpenFoam, de la nueva superficie de mando con la geometría real importada del modelo Abaqus mostrado en el capítulo anterior. La deformada en Abaqus así como el nuevo estudio en CFD OpenFoam se realizan para el mismo caso de carga que es el crítico de fallo de motor.

Para conseguir modelar en CFD la deformada real del perfil obtenida en Abaqus de la forma más aproximada posible, se ha utilizado un modelo intermedio en Autocad. La curva Autocad se ha aproximado sobre la base de la deformada Abaqus. La Figura 111 muestra el modelo Autocad obtenido de este modo.

Figura 111 Modelo Autocad con la deformada de Abaqus

Las discretizaciones de la malla fluida y los sólidos del perfil, se realizan con las herramientas de OpenFoam “*SnappyHexMesh*” con el mismo tipo de procesamiento y con las mismas condiciones. En el siguiente apartado se presentan los resultados del estudio aerodinámico, para a continuación analizar las diferencias con el caso teórico extraer conclusiones sobre el ahorro de pesos.

5.2 Aerodinámica perfil real

Como en los apartados anteriores se muestra los resultados de la simulación numérica CFD OpenFoam 2D. En primer lugar se muestra la evolución de la presión y la velocidad desde 0.02 segundos hasta 0.16, momento que presenta convergencia la solución, Figura 112 y Figura 113. Después para el tiempo final se muestran las distribuciones resultantes, Figura 114 y Figura 115.

Figura 112 Evolución de la presión relativa en el caso de la nueva superficie con deformada real

Figura 113 Evolución de la velocidad en el caso de la nueva superficie con deformada real

Figura 114 Distribución de presiones para $t=0,165$ s caso de la nueva superficie con deformada real

Figura 115 Distribución de velocidades para $t=0,165$ s caso de la nueva superficie con deformada real

La Figura 116 muestra los valores del parámetro y_+ , que como se observa solo presenta rangos excesivamente altos, en un entorno muy local del borde de salida, en consecuencia se puede deducir la validez de los resultados

Figura 116 Valores de y^+ para el modelo CFD del caso de la nueva superficie con deformada real

La distribución de presiones relativas con la geometría deformada real se presenta en la Figura 117 junto con los resultados obtenidos para el timón original y el nuevo timón con geometría teórica del apartado 3.6 y ya mostrados en la Figura 64.

Figura 117 Distribución de presiones relativas (Pa) de la nueva superficie con deformada real y las del timón original y el nuevo con geometría teórica

Es posible concluir que el resultado de modelar el nuevo timón con la geometría que corresponde con la deformada real, supone cierto empeoramiento de las mejoras aerodinámicas, pero se mantienen las mejoras observadas. En particular la supresión del pico de presiones en el extradós en el comienzo de la superficie de control en el entorno del 60% de la cuerda. Esto supone mantener la mejoría de limpieza aerodinámica en la zona de transición que puede ser de interés para mantener el flujo laminar. Esto tiene potenciales repercusiones en los nuevos desarrollos de alas y planos en flujo laminar tanto, natural Cleansky SFWA 2008-2016, [92], como híbrido, proyecto EU FP7 Aflonext, 2012- 2016, [8], en los que la compañía con la que estoy actualmente colaborando, Aernnova, está participando. Se va a proponer un proyecto de maduración de estas tecnologías hasta su inclusión en ensayos en vuelo dentro de la iniciativa Cleansky 2. En esta nueva iniciativa de grandes demostradores para vuelo Cleansky 2, dentro del programa marco H2020, mi

compañía se ha posicionado ganando una propuesta de desarrollo de flujo laminar híbrido, por absorción de capa límite, para demostración en vuelo en un estabilizador horizontal. El alisamiento de las distribuciones de presiones como consecuencia del morphing de la superficie de control, es prometedor y está siendo tenido en cuenta como contribución adicional a la absorción de la capa límite en la zona del borde de ataque para buscar el flujo laminar.

5.3 Conclusiones del estudio aerodinámico del nuevo timón

Se puede concluir que el estudio aerodinámico de la geometría real, incluyendo deformadas y deflexiones reales del nuevo dispositivo y material de conformado en curva del nuevo timón, apunta las mismas tendencias ya recogidas tras el estudio del nuevo timón con curvas teóricas:

- Aumento de un 15% aproximadamente del coeficiente de sustentación.
- Disminución superior al 30% del coeficiente de resistencia aerodinámica.
- Aumento de un 10% del coeficiente de momento del perfil.

No hay diferencias apreciables en el coeficiente de sustentación del nuevo timón con sus geometrías reales en relación al estudio con curvas teóricas,

Los abombamientos por deflexiones fuera del plano de las curvas del nuevo timón, producen un aumento del 15% del coeficiente de resistencia en relación al obtenido teóricamente. Pero sigue habiendo una reducción importante, 30%, respecto al timón convencional.

El momento aerodinámico del perfil, también aumenta un 5%, en la misma tendencia que mostraba el estudio con curvas teóricas respecto al caso convencional. Esto significa en términos prácticos una reducción todavía mayor del brazo efectivo o distancia entre centro de presiones de la superficie deflectada y el centro de cortadura de estabilizador vertical completo. Trasladado a cargas internas supone una disminución del momento de torsión en el estabilizador.

Se propone realizar una estimación cualitativa y cuantitativa a nivel preliminar del ahorro de peso que el nuevo timón no convencional, puede significar. Esto es posible tras la realización de los estudios anteriores, que englobaban tanto la viabilidad estructural como las mejoras aerodinámicas y su integración.

Mejora actuacion	Elemento de actuacion	Mejora peso
$c_l \sim 15\%$	Potencial deflexión menor $\sim 15\%$	Neutra
$c_d \sim 30\%$	Empuje menor E. out $\sim 2\%$	Motores con menores requisitos de empuje
$\delta \sim 5\%$	Momento torsor menor $\sim 5\%$	Estructura mas ligera $\sim 1\%$

Tabla 21 Mejoras consecuencia de la implementación del nuevo timón de dirección

Existe una penalización en el peso de la estructura del nuevo sistema que permite el curvado del timón. Esto es la masa, en su mayor parte, de los mecanismos de articulación de las costillas de la superficie de mando pero que al requerir menor deflexión, se puede concluir con un balance neutro.

Los ahorros de peso mayores son debidos a la disminución del momento de torsión del estabilizador vertical. De la experiencia en dimensionar estructuras similares, se puede afirmar que los espesores de los paneles rigidizados del cajón principal del estabilizador vertical, revestimientos y largueros, están condicionados tanto por los niveles de cortadura como por los de compresión, máximos de forma individual y combinada en función de los distintos casos de carga. No suelen existir condicionantes originados por las cargas de tracción en estos espesores. Ni en resistencia estática, ni por requisitos de fatiga y tolerancia al daño. También hay que decir que los casos dimensionantes de esta estructura, suelen tener distintas proporciones de fuerzas axiales de compresión y cortadura.

El espesor básico de los revestimientos es 1,6 mm. En la configuración actual, y con el fin de reducir su peso, se procesan con un fresado químico para alcanzar 1,3, 1,0, y 0,8 mm típicamente. El espesor original de 1,6 mm se mantiene siempre bajo los larguerillos y las solapas de las costillas formando una base de un ancho de 23 mm típico.

La estructura del cajón principal, constituida por los paneles rigidizados se le deja post-pandear para los casos de carga última, condición de vuelo intacta, así como en los casos de carga límite con fallos según requisitos de certificación, fallo de un actuador, herraje, etc.

La reducción del 5% del momento de torsión es muy relevante y se va a traducir en un 3% de reducción de los espesores de los paneles que significa en torno a un 1% de reducción del peso de la estructura del estabilizador vertical completo.

Para el avión de transporte comercial, fijado como objetivo de esta tesis, estas mejoras se traducen en un ahorro potencial de peso en el estabilizador vertical. Esta cantidad no es despreciable y justifica, junto con la mejora en las actuaciones que se estudian en el siguiente capítulo el profundizar en la investigación y desarrollo tecnológico de sistemas que habilitan el conformado en curvo de las superficies de estabilidad y control de una aeronave.

Para efectos de los estudios de estabilidad y control de esta Tesis, en los apartados siguientes, se considera que el peso del avión ni sus inercias, se ven afectados como consecuencia de la introducción del nuevo timón de dirección.

Capítulo 6

6 Estudio del efecto de la introducción del timón no convencional en la estabilidad lateral- direccional del avión

6.1 Introducción

Para este estudio se tienen que investigar varias características del vuelo lateral- direccional porque pueden estar afectadas por el cambio de la superficie de control.

Las derivadas de estabilidad y control lateral- direccional están originadas por el desplazamiento a lo largo del eje Y_b (ó Y_s) y la rotación en torno a los ejes X_b, Z_b . En la Figura 118 se muestran los ejes cuerpo del avión, subíndice b, y su relación con los ejes estabilidad, subíndice s, asociados a la velocidad de la aeronave. El convenio de signos de las superficies de control se representa en la Figura 119.

Figura 118 Ejes cuerpo, subíndice b, y ejes estabilidad, subíndice s

Figura 119 Convenio de signos de las superficies de control

Las cualidades de vuelo lateral- direccional se tienen que investigar en condiciones de vuelo equilibrado y no equilibrado. En condiciones de vuelo equilibrado, las tres características estáticas de vuelo lateral- direccional:

- Estabilidad Direccional Estática: La variación de las fuerzas de control direccionales y de las posiciones del timón de dirección según cambia el ángulo de resbalamiento en un vuelo estacionario con dirección fijada a una velocidad de equilibrio constante.
- Estabilidad Lateral Estática: La variación de las fuerzas de control lateral y posiciones de los alerones al modificar el ángulo de resbalamiento en un vuelo estacionario con dirección fijada a una velocidad de equilibrio constante.
- Estabilidad de Fuerza Lateral: La variación del ángulo de balance cuando cambia el ángulo de guiñada en un vuelo estacionario con dirección fijada a una velocidad de equilibrio constante.

La mejora aerodinámica del nuevo timón lateral se tiene que traducir en un nuevo equilibrio estático. Se considera necesario su estudio como parte del objeto de esta Tesis. El mismo se va a centrar en el caso de fallo de motor, por las implicaciones de certificación que lleva asociadas además de ser el objeto principal de los estudios en esta Tesis.

En condiciones de no equilibrio, ó dinámicas, la investigación requiere estudiar las características de los tres modos propios lateral- direccionales: el modo propio de balanceo, el modo espiral y el modo de balance o balanceo del holandés. Los dos últimos son excitados por perturbaciones externas al pilotaje o por el propio piloto de forma inadvertida, por lo que dependiendo de sus intensidades, frecuencias y amortiguación, los pilotos clasificarán cómo de fácil pilotaje a lo largo de las distintas fases de la misión. En particular, si se quiere estudiar el modo de balance del holandés, se debería investigar el efecto del nuevo timón en:

- La frecuencia propia del modo
- El amortiguamiento del mismo y su cuantificación
- El denominado “roll to yaw” ratio o lo que es lo mismo la magnitud relativa de la parte lateral de movimiento en relación a la direccional.

Para el caso del modo espiral bastaría con que se investigase si su naturaleza es convergente, neutra o divergente y el tiempo requerido para que su amplitud decaiga, o aumente, en un factor de dos.

También, el piloto excita de forma deliberada el modo propio de balanceo, cada vez que hace un cambio del ángulo de balance por lo que las características del modo propio de balance tienen una influencia significativa en las cualidades de vuelo del avión. El modo propio de balance es convergente y con un fuerte amortiguamiento que queda caracterizado si investigásemos:

- La constante de tiempo del modo

- Las velocidades de giro de balance en estado de equilibrio con diferentes inputs de control lateral
- La naturaleza y el valor del movimiento de guiñada durante las maniobras de cambio de ángulo de balance.

En esta Tesis se va a suponer que el cambio del timón de dirección lateral direccional implica una mejora en la efectividad de dicho timón, como ha quedado demostrado. En estas condiciones, se va a estudiar influencia del cambio de timón en la estabilidad dinámica y en el control lateral direccional de la aeronave. El cambio de timón no afecta a la matriz característica de la dinámica, pero si a la matriz de control, denominadas $[A]$ y $[B]$ en la literatura, [147], [148], y como se concluirá mas adelante, a los márgenes de estabilidad.

En los siguientes apartados, pues, se resumen los estudios realizados sobre el efecto de la introducción del timón no convencional en:

- la estabilidad estática del avión objetivo en condiciones de caso de fallo de motor en despegue a nivel del mar,
- los márgenes de estabilidad y el control lateral – direccional del avión objetivo en vuelo de crucero a 1g.

6.2 Estabilidad estática en condiciones de fallo de motor. Coeficientes aerodinámicos del avión de referencia

Como primer paso, se calculan los coeficientes de influencia aerodinámica, o simplemente coeficientes aerodinámicos, del avión de referencia. No ha sido posible encontrar publicados, ni que los fabricantes de aviones similares dieran copia, de los coeficientes aerodinámicos del avión de referencia, bimotor jet de ala baja con motores en ala y 100 pasajeros de capacidad típica. Existen referencias en la literatura, donde se aborda la obtención de las derivadas de estabilidad con métodos CFD, [149] o con métodos FEM, [150]. En los estudios de esta Tesis se han obtenido mediante metodología bien documentada en la literatura [148], [151], contrastando con datos publicados como DATCOM, [152], y correcciones con datos reales, [153]. Los datos de partida del avión de referencia para el cálculo de las derivadas de estabilidad se muestran en la Tabla 22.

Parámetro Avión de referencia	Valor	Unidades
Ángulo de Diedro del ala (Γ)	5.0	deg
Altura media de referencia del ala	1.3	m
Diámetro del Fuselaje (d_{fuse})	3.18	m
Superficie de referencia del ala (S_{ref})	72.7	m ²
Altura media de referencia del estabilizador horizontal	5.27	m
Distancia de referencia entre fuselaje y VTP	2.68	m
Cuerda de VTP en la raíz (c_{raiz})	4.7	m
Cuerda de VTP en la punta (c_{tip})	1.4	m

Angulo de flecha del VTP a $\frac{1}{4}$ ($\Lambda_{c/4}$)	35.0	deg
Angulo de flecha del ala a $\frac{1}{2}$ ($\Lambda_{c/2}$)	23.5	deg
Envergadura del ala (b)	25.1	m
Envergadura del HTP	9.8	m
Angulo de flecha HTP a $c/2$	30.23	deg
Coeficiente sustentación aerodinámica ala (C_{L_W})	1.11	
Pendiente curva sustentación estabilizador vertical (C_{l_α})	1.10	
Altura media de referencia del VTP	3.12	m
Envergadura del VTP (b_{vtail})	3.5	m
Longitud del fuselaje (l_f)	23.9	m
Diámetro de la góndola (d_{nace})	1.6	m
Superficie del VTP (S_{vtail})	9.84	m ²
Densidad del aire, seco a 0 m altitud	1.237	kg/m ³
Deflexión máxima del timón de dirección	30.0	deg
Deflexión máxima de los alerones	28.0	deg
Número de motores (n_{eng})	2	

Tabla 22 Parámetros de avión de referencia para el cálculo de las derivadas de estabilidad

Las propiedades detalladas del ala del avión de referencia, se obtienen de la referencia [14]. Las derivadas de estabilidad y control obtenidas para el avión de referencia con superficie de control lateral direccional convencional se presentan en la Tabla 23

Derivada	Valor	Unidades	Comentario
$c_{y_{\beta}}$	-1,2676	rad-1	De acuerdo con lo esperado. Valor negativo como corresponde a configuraciones estables. Cuando se produce resbalamiento el avión reacciona con fuerza lateral negativa. Referencia [154] página 72 a 75
$c_{l_{\beta}}$	-0,2972	rad-1	De acuerdo con lo esperado. Valor negativo pero pequeño corresponde con que si aparece resbalamiento positivo, el ala izquierda suba, ref. [154] p. 72- 75. lo que asegura, buena estabilidad frente a modo espiral y b. holandés y buena maniobrabilidad en maniobras de timón lateral cerca de pérdida, aterrizaje con viento cruzado
$c_{n_{\beta}}$	0,2623	rad-1	De acuerdo con lo esperado. Positivo como corresponde con la estabilidad de "veleta", referencia [154] p. 72- 75
$c_{y_{\delta a}}$	0	rad-1	De acuerdo con lo esperado, ref. [148] p. 175- 179
$c_{l_{\delta a}}$	0,1383	rad-1	De acuerdo con lo esperado. Positivo, ref. [148] p. 175- 179
$c_{n_{\delta a}}$	-0,0180	rad-1	De acuerdo a lo esperado, Roskam, ref. [148] p. 175- 179, es negativo y pequeño
$c_{y_{\delta r}}$	0,3658	rad-1	De acuerdo con lo esperado. Deflexiones positivas de timón de dirección producen fuerzas laterales positivas, ref. [148] p. 175- 179
$c_{l_{\delta r}}$	0,0177	rad-1	De acuerdo con lo esperado. Ligeramente positivo, ref. [148] p. 175- 179
$c_{n_{\delta r}}$	-0,1973	rad-1	De acuerdo con lo esperado. Negativo para mando de timón lateral, ref. [148] p. 175- 179

Tabla 23 Derivadas de estabilidad del avión de referencia con superficie convencional

Estas derivadas de estabilidad y control, con unidades rad^{-1} , se han estimado con ayuda de los métodos descritos en la literatura, [148], [151], [155], [156]. Los diferentes cálculos han sido programados en Matlab para aligerar el proceso de cálculo.

A continuación se explica la obtención de los coeficientes de fuerza lateral, C_y , de momento de balance, C_l , y de momento de guiñada, C_n , para las derivadas de estabilidad lateral direccional, $C_{y\beta}$, $C_{l\beta}$, $C_{n\beta}$, y de control lateral – direccional por actuación de alerones $C_{y\delta_a}$, $C_{l\delta_a}$, $C_{n\delta_a}$, y por deflexión del timón de dirección $C_{y\delta_r}$, $C_{l\delta_r}$, $C_{n\delta_r}$.

6.2.1 Obtención del coeficiente de fuerza lateral para la derivada de estabilidad lateral-direccional, $C_{y\beta}$

La variación de la fuerza lateral con el ángulo de resbalamiento es la suma de las variaciones en el ala, el fuselaje junto con los motores y el empenaje.

$$C_{y\beta} = C_{y\beta\text{wing}} + C_{y\beta\text{fuse}} + C_{y\beta\text{tail}} \quad (192)$$

Roskam propone estimar el coeficiente del ala como un 0,1 parte de mil del ángulo de diedro del ala expresado en grados. En este caso:

$$C_{y\beta\text{wing}} = -0,0001 \Gamma \frac{180}{\pi} = -0,0286 \quad (193)$$

El efecto del fuselaje y los motores se estiman en función de la interferencia ala- fuselaje, factor K_{wbi} , y el ratio entre la superficie transversal de fuselaje y los motores y la superficie de referencia del ala, como:

$$C_{y\beta\text{fuse}} = -2 \cdot K_{wbi} \frac{S_o}{S_{ref}} \quad (194)$$

En esta expresión, S_{ref} es la superficie de referencia del ala, valor en la Tabla 22. S_o es la superficie frontal del avión, que es posible simplificar considerando sólo fuselaje y los dos motores de nuestra configuración. En consecuencia se estima con la expresión:

$$S_o = \pi \left(\frac{d_{fuse}}{2} \right)^2 + n_{eng} \pi \left(\frac{d_{nac}}{2} \right)^2 \quad (195)$$

El factor de interferencia ala- fuselaje se calcula con ayuda de la figura 10.8 en página 384 de la referencia [155]. Este factor es cero cuando el ala está encastrada al fuselaje justamente en su centro, y es mayor que cero para aviones de ala baja como es este caso, $z_{wing} > 0$ ver figura 10.9 de dicha referencia. Esta misma referencia facilita la expresión matemática del factor de interferencia con la expresión:

$$\text{Para: } z_{wing} > 0 \rightarrow K_{wbi} = 1 + 0,5 \frac{z_{wing}}{d_{fuse}/2} \quad (196)$$

El estabilizador vertical también contribuye, en la página 386 de la referencia [155] se propone la expresión:

$$C_{y\beta tail} = -k_v C_{l\alpha_{vtail eff}} \left(1 + \frac{d\sigma}{d\beta}\right) \eta_v \frac{S_{vtail}}{S_{ref}} \quad (197)$$

El valor de la constante k_v tiene un valor entre 0,75 y 1,0 dependiendo del valor del cociente entre la envergadura del estabilizador vertical y el diámetro del fuselaje. Para este caso con $\frac{b_{vtail}}{d_{fuse}} = 1,1$ se obtiene un valor de 0,75. Se puede estimar para otros valores de los parámetros según se indica en la figura de la página 385 en esta misma referencia [155].

$C_{l\alpha_{vtail eff}}$ es la pendiente de la curva de sustentación en función del ángulo de ataque del estabilizador vertical. Hay diferentes modos de estimar su valor. En el capítulo aerodinámico se ha desarrollado un modelo tridimensional del estabilizado vertical del avión bajo estudio. Se utilizan los resultados de estos modelos CFD para estimar el valor en las condiciones de vuelo de fallo de motor.

La referencia [155] también incluye la expresión de las correcciones derivadas del comportamiento frente a los cambios de ángulo de resbalamiento, en la página 389 propone la siguiente expresión que se ha asumido en este trabajo,

$$\left(1 + \frac{d\sigma}{d\beta}\right) \eta_v = 0,724 + 3,06 \frac{\left(\frac{S_{vtail}}{S_{ref}}\right)}{1 + \cos \Lambda_{c/4}} + 0,4 \frac{Z_{wing}}{Z_{fuse}} + 0,009 A_{v eff} \quad (198)$$

En esta expresión se tiene que calcular el valor del alargamiento efectivo del estabilizador vertical. Esta misma referencia, página 386, propone su estimación con la expresión

$$A_{v eff} = \frac{A_{V(B)}}{A_V} A_{vtail} \left[1 + K_H \left(\frac{A_{V(HB)}}{A_{V(B)}} - 1 \right) \right] \quad (199)$$

$\frac{A_{V(B)}}{A_V}$ es el cociente del alargamiento del estabilizador vertical en presencia del fuselaje y el alargamiento del estabilizador aislado. La figura en la página 388 de la referencia que se está utilizando para estos cálculos, proporciona su valor en función del cociente entre la envergadura del vertical y el diámetro del fuselaje y añade una pequeña corrección por efecto de la conicidad.

El factor de corrección K_H cuantifica el efecto de los tamaños de estabilizador vertical respecto a horizontal.

6.2.2 Obtención del coeficiente de momento de balance para la derivada de estabilidad lateral- direccional, $C_{l\beta}$

La variación del coeficiente de momento de balance con el ángulo de resbalamiento es la suma de las variaciones del conjunto ala fuselaje, estabilizador horizontal y vertical.

$$C_{l\beta} = C_{l\beta_{wb}} + C_{l\beta_{htail}} + C_{l\beta_{vtail}} \quad (200)$$

El primer sumando se estima de acuerdo a la fórmula:

$$C_{l\beta_{wb}} = \frac{180}{\pi} \left[C_L \left(\left(\frac{C_{l\beta}}{C_L} \right)_{\Lambda_{c/2}} K_{M\Lambda} K_f + \left(\frac{C_{l\beta}}{C_L} \right)_A \right) + \Gamma \left(\frac{C_{l\beta}}{\Gamma} K_{M\Gamma} + \frac{\Delta C_{l\beta}}{\Gamma} \right) + (\Delta C_{l\beta}) Z_w \right] \quad (201)$$

Donde C_L es el coeficiente de sustentación del ala que se ha supuesto constante y de valor 1,11. Las razones para la selección de este valor de C_L se basan en ser un valor representativo del avión de transporte comercial seleccionado, en configuración de despegue. En este sentido, cabe recordar que el caso de vuelo crítico que estamos considerando, se corresponde con el de pérdida de motor en despegue, de ahí esta elección de configuración. Para un avión comercial de transporte como el objeto de estudio, el valor del coeficiente de sustentación de referencia del ala en despegue lo determina, principalmente, el ángulo de actitud del fuselaje durante el mismo. Esto es así, porque el ángulo de ataque medio, o equivalente, del ala, en relación al ángulo de actitud del fuselaje, está fijado por la configuración general del avión. A su vez, el ángulo de actitud del fuselaje en el despegue lo limita el máximo ángulo de rotación, que no debe exceder el que fija la geometría del fuselaje, en su zona posterior, para evitar el impacto con el suelo en la rotación del avión. Valores de ángulo de actitud de fuselaje en el despegue de 6º son considerados típicos, y corresponden con un ángulo equivalente del ala de 8º, figura 44.11, página 604 de la referencia [157].

La contribución del ángulo de flecha del estabilizador la representa la expresión $\left(\frac{C_{l\beta}}{C_L} \right)_{\Lambda_{c/2}}$. Su valor se estima con ayuda de Roskam referencia [155] página 393 en función de la conicidad, λ . La conicidad se evalúa como el cociente entre la cuerda en el tip respecto a la raíz:

$$\lambda = \frac{c_{tip}}{c_{raiz}} = 0,3 \quad (202)$$

El valor se aproxima con la siguiente expresión que sólo depende del ángulo de flecha del ala en la mitad de la cuerda $\Lambda_{c/2}$

$$\left(\frac{C_{l\beta}}{C_L} \right)_{\Lambda_{c/2}} = \frac{-0,004 \Lambda_{c/2}}{45} \frac{180}{\pi} \quad (203)$$

El ángulo de flecha del estabilizador vertical hace necesario introducir una corrección de compresibilidad, representada por el factor $K_{M\Lambda}$. Su valor se considera 1,0 debido a la aplicación a velocidades subsónicas para las que se considera el fallo de motor.

El factor de corrección K_f es función del ratio entre longitud del fuselaje, l_f , envergadura del ala, b para diferentes valores del alargamiento del ala, $A = \frac{b^2}{S}$. Su valor es estimado de acuerdo a la gráfica en la página 394 de la referencia [155].

El valor de $\left(\frac{C_{l\beta}}{C_L} \right)_A$ es asumido igual a cero según se concluye de la figura en la página 394 de la referencia [155].

El efecto del ángulo de diedro del ala, se considera con $\frac{C_{l\beta}}{\Gamma}$, que se obtiene de Roskam, referencia [155], página 395 para el coeficiente de conicidad de 0,3 calculado antes.

La corrección de compresibilidad, representada por el factor $K_{M\Lambda}$, del ángulo de diedro del estabilizador vertical se estima también con ayuda de la referencia [155], figura superior en la página 396 . De nuevo su valor es considerado 1,0 debido a la aplicación a velocidades subsónicas para las que se considera el fallo de motor.

El siguiente término de la ecuación que proporciona $C_{l\beta_{wb}}$ es la estimación de $\frac{\Delta C_{l\beta}}{\Gamma}$ que representa la contribución de la torsión del ala al momento de balance debido al resbalamiento. De acuerdo a la citada referencia [155] en su página 397, se puede calcular en función de los parámetros de posicionado del centro de presiones aerodinámicas del estabilizador vertical en relación al ala, z_w , como:

$$\frac{\Delta C_{l\beta}}{\Gamma} = 0.042\sqrt{A} \left(\frac{z_w}{b}\right) \left(\frac{d_{fave}}{b}\right) \quad (204)$$

Siendo:

$$d_{fave} = \sqrt{\frac{\pi \left(\frac{d_{fuse}}{2}\right)^2}{0,7854}} \quad (205)$$

Figura 120 Parámetros geométricos de posicionado relativo ala- estabilizador vertical

El último sumando es $(\Delta C_{l\beta})Z_w$. Para su cálculo se utiliza la misma referencia [155], figura inferior de la página 396.

La contribución del estabilizador horizontal se desprecia a efectos de este estudio por comparación con el efecto del ala basado en su menor diedro, coeficiente de sustentación y superficie.

Para la estimación del efecto del estabilizador vertical

$$C_{l\beta_{vtail}} = C_{y\beta_{vtail}} \frac{z_v \cos \alpha - l_v \sin \alpha}{b} \quad (206)$$

El valor de $C_{y\beta_{vtail}}$ se estima según la expresión dada unas páginas antes y los valores de los parámetros z_v , l_v según Figura 120.

En esta expresión α representa el ángulo de ataque del fuselaje. Para su estimación se calcula el cociente entre el coeficiente de sustentación del ala, supuesto de valor 1,11, y la pendiente de la curva de sustentación de todo el avión en función del ángulo de ataque y se le resta el ángulo de incidencia efectivo del ala. Como éste en un caso de fallo de motor al despegue, se va a suponer que el ángulo de incidencia efectivo del ala son 5° que corresponden con una deflexión de flaps de 20°

$$\alpha = \frac{C_L}{C_{L\alpha}} - 5,0 \frac{\pi}{180} \quad (207)$$

$$C_{L\alpha} = C_{L\alpha_{wb}} + C_{L\alpha_{htail}} + \eta_{htail} \frac{S_{htail}}{S_{ref}} \quad (208)$$

$$C_{L\alpha_{wb}} = K_{wb} C_{L\alpha_w} \quad (209)$$

El cálculo de la pendiente de la curva de sustentación de ala y estabilizador horizontal se hace con ayuda de la expresión que la relaciona con la superficie y las relaciones de alargamiento A y flecha $\Lambda_{c/2}$. En la siguiente expresión se propone una formulación basada en la que se puede encontrar en la página 10 de la referencia [156] corregida para velocidades subsónicas que son las del caso de carga de fallo de motor.

$$C_{L\alpha} = \frac{2\pi A}{2 + \sqrt{\frac{A^2}{k^2} \left(1 + \tan^2 \Lambda_{c/2}\right)} + 4} \quad (210)$$

En esta expresión, k es el cociente entre la pendiente real de la curva de sustentación y 2π

La corriente de aire sufre una caída de presión dinámica por el efecto de apantallamiento en estabilizador horizontal, del resto de los elementos del avión. Esta pérdida de presión dinámica la representa η_{htail} que de acuerdo a referencia [155] se estima en 0,95

6.2.3 Obtención del coeficiente de momento de guiñada para la derivada de estabilidad lateral- direccional, $C_{n\beta}$

De modo similar al coeficiente anterior, la variación del coeficiente de momento de guiñada con el ángulo de resbalamiento es, en este caso, la suma de las variaciones del fuselaje, y del estabilizador vertical, pues la contribución del ala al momento de guiñada por variación del ángulo de resbalamiento es despreciable para ángulos de ataque bajos.

$$C_{n\beta} = C_{n\beta_{fuse}} + C_{n\beta_{vtail}} \quad (211)$$

Para estimar el efecto del fuselaje, se sigue el cálculo de la página 398 de la referencia [155], que propone la expresión

$$C_{n\beta_{fuse}} = -\frac{180}{\pi} K_N K_{Rl} \left(\frac{S_{fs} l_f}{S_{ref} b} \right) \quad (212)$$

Con:

l_f longitud del fuselaje

S_{f_s} superficie lateral del fuselaje que se estima como el producto de su longitud, l_f , por su diámetro d_{fuse} con un factor de corrección de 0,85

Siendo K_N un factor empírico de acuerdo a la curva que se encuentra en la misma referencia, página 399, que tiene en cuenta los efectos del fuselaje y que de acuerdo a la referencia [156] se puede considerar de valor 0,0011 que se considera correcto para el avión objetivo. K_{R_l} es un factor dependiente del número de Reynolds estimado según la gráfica en la página 400 y que se ha programado con ayuda de la expresión que lo relaciona con el número de Reynolds del fuselaje para caso de fallo motor Re_f :

$$K_{R_l} = 1 + \frac{6 \ln \left(\frac{Re_f}{10^6} \right)}{5 \ln 350} \quad (213)$$

El efecto del estabilizador vertical se calcula con ayuda de la expresión que lo relaciona con $C_{y\beta_{vtail}}$ y α

$$C_{n\beta_{vtail}} = -C_{y\beta_{vtail}} \frac{l_v \cos \alpha + z_v \sin \alpha}{b} \quad (214)$$

6.2.4 Obtención del coeficiente de fuerza lateral para la derivada de control lateral-direccional por deflexión de alerones, $C_{y\delta_a}$

Para el avión objetivo, y dado que los alerones están lejos del estabilizador vertical, se considera que no hay variación del coeficiente de fuerza lateral con la deflexión de alerón

$$C_{y\delta_a} = 0 \quad (215)$$

6.2.5 Obtención del coeficiente de momento de balance para la derivada de control lateral-direccional por deflexión de alerones, $C_{l\delta_a}$

Para la estimación de este coeficiente se sigue el proceso descrito en la referencia [155] páginas 442 y siguientes. La coordenada de los alerones en el ala del avión objetivo está en el entorno del 0,7 de la envergadura del ala. La relación de alargamiento, λ , de los alerones se considera que es 0,5. El valor del parámetro $\frac{\beta A}{\kappa}$ se estima considerando que como el fallo de motor ocurre a bajas velocidades, $\beta \cong 1,0$, para la relación de aspecto del ala, $A=3$, $\kappa = 1,5$. Además $\Lambda_{c/2} = \Lambda_\beta = 35^\circ$ pues como ya se ha dicho el fallo de motor ocurre en subsónico. Con estos valores, la gráfica en la figura de la página 445, ofrece un valor

$$\frac{\beta C'_{l\delta}}{\kappa} = 0,18 \quad (216)$$

El consecuencia, la efectividad de los alerones en el control del momento de balance se estima pues como

$$C'_{l\delta} = 0,18 \frac{\kappa}{\beta} \quad (217)$$

Como ya se ha indicado, se aproxima este caso a $\beta \cong 1,0$. La curva de sustentación del estabilizador vertical, se supone que tiene una pendiente de valor 1,0. En consecuencia $\kappa = 1,0$.

$$C'_{l\delta} = 0,18 \quad (218)$$

Por otra parte, la efectividad de los alerones en la sustentación del ala, se estima de acuerdo a la ya citada referencia [155]. En el caso del avión objetivo, para una relación de cuerda de alerón respecto al total del 0,2 y un ratio altura de perfil del ala en la estación de los alerones en relación a la cuerda, t/c , de 0,08,

- Por una parte, la figura de la página 228 resulta

$$C_{l\delta_{theory}} = 3,5 \quad (219)$$

- Y la figura superior de la página 230 de la misma referencia [155]

$$\frac{C_{l\delta_c}}{C_{l\delta_{theory}}} = 1,0 \quad (220)$$

En consecuencia $C_{l\delta_c} = C_{l\delta_{theory}} = 3,5$

$$C_{l\delta} = \frac{C'_{l\delta}}{C_{l\delta_c}} \quad (221)$$

Se considera que no hay efectos de control diferencial entre los alerones de babor y estribor, por lo que se considera el valor resultante de dividir entre dos el obtenido anteriormente.

6.2.6 Obtención del coeficiente de momento de guiñada para la derivada de control lateral-direccional por deflexión de alerones, $C_{n\delta_a}$

Para su cálculo se puede escribir

$$C_{n\delta_a} = K_a C_{L_w} C_{l\delta_a} \quad (222)$$

$K_a = -0,35$ se obtiene de la misma referencia, [155], figura en la parte inferior de la página 448, para los valores ya calculados $\lambda = 0,5$; $A=3$; $\eta = 0,7$

$$C_{n\delta_a} = -0,39 C_{l\delta_a} \quad (223)$$

6.2.7 Obtención del coeficiente de fuerza lateral para la derivada de control lateral-direccional por deflexión de timón vertical, $C_{y\delta_r}$

Se sigue el método de la referencia [155] página 461 y siguientes

$$C_{y_{\delta_r}} = C_{L_{\alpha_V}} k' K_b \frac{c_{l_{\delta}}}{(c_{l_{\delta}})_{theory}} (c_{l_{\delta}})_{theory} \frac{S_V}{S} \quad (224)$$

El coeficiente $C_{L_{\alpha_V}}$ se encuentra en la página 248 de la citada referencia, si bien, en esta página, al tratarse del estabilizador vertical tratado como ala, en lugar de A, hay que poner A_{veff}

$$A_{veff} = \frac{A_{v(f)}}{A_v} A_v \left\{ 1 + K_{vh} \left[\frac{A_{v(hf)}}{A_{v(f)}} - 1 \right] \right\} \quad (225)$$

$A_v = \frac{(b_v)^2}{S_v}$; b_v, S_v dependen de la configuración del estabilizador vertical, figura en página 387 de la referencia [155]

$\frac{A_{v(f)}}{A_v}$; es el ratio entre el alargamiento con estabilizador vertical integrado con

el fuselaje del avión y el alargamiento cuando se encuentra aislado, figura en página 388.

$\frac{A_{v(hf)}}{A_{v(f)}}$; es el ratio entre el alargamiento con estabilizador vertical integrado con el estabilizador horizontal y el fuselaje del avión y el alargamiento cuando se encuentra integrado sólo con fuselaje, figura en página 388.

K_{vh} es un factor de corrección basado en los tamaños relativos de estabilizador horizontal y vertical, página 389 de la citada referencia.

Con estos parámetros calculados, se puede estimar $C_{L_{\alpha_V}}$

$$C_{L_{\alpha_V}} = \frac{2\pi A_{veff}}{2 + \sqrt{\frac{A_{veff}^2 \beta^2}{k^2} \left(1 + \tan^2 \frac{\Lambda_{c/2}}{\beta^2} \right) + 4}}; k = \frac{(c_{l_{\alpha}})_{at M}}{2\pi} = \frac{c_{l_{\alpha}}}{2\pi \sqrt{1 - M^2}} \quad (226)$$

Expresión que es posible simplificar dado el carácter subsónico de este estudio

$$C_{L_{\alpha_V}} = \frac{2\pi A_{veff}}{2 + \sqrt{\frac{A_{veff}^2}{c_{l_{\alpha}}^2} (1 + \tan^2 \Lambda_{c/2}) + 4}} \quad (227)$$

k' es un factor de corrección para la sustentación ocasionada por el timón de dirección cuyo valor es por debajo de 1 y que depende de la relación entre la cuerda del mismo y la cuerda del estabilizador vertical completo. En este caso este ratio, r , es 1/3 y el factor se puede aproximar como:

$$k' = 4 \cdot 10^{-7} \cdot r^4 - 7 \cdot 10^{-5} \cdot r^3 + 4,7 \cdot 10^{-3} \cdot r^2 - 0,1453 \cdot r + 2,3167 \quad (228)$$

K_b es una corrección debido a que el timón de dirección no se extiende por toda la envergadura del estabilizador vertical. Para el avión objetivo tiene un valor de 0,95.

S_V es la superficie efectiva del estabilizador vertical.

6.2.8 Obtención del coeficiente de momento de balance para la derivada de control lateral-direccional por deflexión de timón vertical, $C_{l\delta_r}$

Este coeficiente se calcula con ayuda de la expresión que lo relaciona con $C_{y\delta_r}$, calculado antes, y α ya calculado anteriormente

$$C_{l\delta_r} = -C_{y\delta_r} \frac{z_v \cos \alpha - l_v \sin \alpha}{b} \quad (229)$$

6.2.9 Obtención del coeficiente de momento de guiñada para la derivada de control lateral-direccional por deflexión de timón vertical, $C_{n\delta_r}$

Este coeficiente se calcula con ayuda de la expresión que lo relaciona también con $C_{y\delta_r}$, calculado antes, y α ya calculado anteriormente

$$C_{n\delta_r} = -C_{y\delta_r} \frac{l_v \cos \alpha + z_v \sin \alpha}{b} \quad (230)$$

6.2.10 Coeficientes aerodinámicos del avión con timón no convencional

El efecto de introducir el nuevo timón de dirección y control lateral direccional, se va a traducir en un aumento del 15%, según las conclusiones del apartado aerodinámico, de la sustentación del estabilizador vertical con timón activado. Esto, es un aumento en la misma proporción de $C_{y\delta_r}$, $C_{l\delta_r}$, $C_{m\delta_r}$

6.3 Estabilidad estática en condiciones de fallo de motor: efecto del nuevo timón

El vuelo equilibrado tras el fallo de motor se caracteriza por la presencia de una deflexión del timón de dirección que compensa la asimetría del empuje desarrollando una fuerza lateral en sentido opuesto. Esto origina un resbalamiento del avión y que sea necesaria una deflexión de los alerones para terminar de equilibrar el aparato.

Para analizar este efecto, se fija el ángulo de deflexión máxima del timón de dirección y control lateral direccional en 30° tanto en el caso original, como con el nuevo timón. El ángulo de la deflexión máxima del nuevo timón, como ya se ha dicho antes, es el que se mide entre la línea en plano de simetría y borde de salida en posición neutra y la línea que resulta de unir el punto medio del larguero posterior del cajón de estabilizador vertical con la punta del borde de salida del nuevo timón.

Para mantener el vuelo equilibrado en el caso de fallo de motor, el avión cambia de actitud y presenta un resbalamiento que se puede calcular con ayuda de la ecuación de fuerza lateral:

$$C_{y\delta_a} \delta_a + C_{y\delta_r} \delta_r + C_{y\beta} \beta + C_L \sin \Phi = -\frac{Y_{ext}}{qS_{ref}} \quad (231)$$

La fuerza lateral aplicada es nula $Y_{ext} = 0$. Ya se ha concluido que $C_{y_{\delta_a}} = 0$ para efectos de este estudio, en consecuencia

$$\beta = -\frac{C_{y_{\delta_r}} \delta_r + C_L \sin \Phi}{C_{y_{\beta}}} \quad (232)$$

En el caso del avión objetivo el máximo ángulo de inclinación lateral, Φ , para evitar que toquen las puntas de las alas con el suelo, cuando ocurre un caso de fallo de motor en el despegue, es de 5°. Los resultados del cálculo del ángulo de resbalamiento para las dos configuraciones se presentan en la Tabla 24.

Configuración	delta r (deg)	phi (deg)	Cy delta r	Cy beta	beta (deg)
Convencional	30	5	0,3658	-1,2676	13,0°
Nuevo timón	30	5	0,4207	-1,2676	14,3°
Diferencia			15,0%		10,0%

Tabla 24 Efecto en el ángulo de resbalamiento de la introducción del nuevo timón en relación a la configuración convencional, en el caso de fallo de motor al despegue

Esto confirma, que el nuevo timón, lleva asociado un aumento del ángulo de resbalamiento ligeramente superior al 5% en relación a la configuración convencional.

Finalmente el máximo momento de guiñada disponible se puede calcular planteando la ecuación de equilibrio.

$$C_{n_{avail}} = C_{n_{\delta_a}} \delta_a + C_{n_{\delta_r}} \delta_r + C_{n_{\beta}} \beta \quad (233)$$

Los resultados se presentan en la Tabla 25

Configuración	delta r (deg)	beta (deg)	delta a (deg)	cn delta a	cn delta r	cn beta	cn avail
Convencional	30	7,0	26,1	-0,0179	-0,1084	0,595	4,1
Nuevo timón	30	7,5	27,9	-0,0179	-0,1247	0,595	4,4
Diferencia		7,8%	6,6%		15 %		7,7%

Tabla 25 Efecto en el momento de guiñada disponible de la introducción del nuevo timón en relación a la configuración convencional, en el caso de fallo de motor al despegue

El nuevo timón, lleva asociado un aumento del máximo momento de guiñada disponible en torno del 7,7% en relación a la configuración convencional. Este resultado supone que la configuración de avión con el nuevo timón de dirección presente una potencial disminución, correspondiente a la raíz cuadrada de la mejora del momento de guiñada disponible, del 3,8% de la velocidad de control mínima V_{MC} , tanto en tierra V_{MCG} , como en vuelo V_{MCA} , según se definen por parte de las autoridades de certificación como requisitos de aeronavegabilidad, ver referencia [95], párrafo CS 25.149.

Este es un resultado relevante para concluir la mejora de cualidades de vuelo en uno de los casos dimensionantes del timón de dirección. La disminución en un 3,8% de la velocidad de control mínima en tierra y en vuelo lleva asociado un mayor margen de la controlabilidad del avión respecto a la velocidad de pérdida que produce vibraciones en los mandos (stick

shaker). Este es un aspecto que merece la pena seguir investigando, por los efectos que puede tener en las decisiones de configuración de los grandes aviones de transporte bimotores. En la actualidad existe una tendencia a agrandar los mismos con base a plataformas de capacidad más reducida, A350 XWB 1000 en relación a la versión 900 y 777X de Boeing en relación a las versiones básicas 777- 300. En el último capítulo de este apartado, cuando se analicen las cualidades de vuelo, se volverá a esta conclusión para ampliar los estudios en torno a la importancia de esta mejora consecuencia de la introducción del nuevo timón.

6.4 Conclusiones del estudio de estabilidad estática en caso de fallo de motor

En consecuencia, los resultados de modificar la configuración del avión con el nuevo timón de dirección y control lateral direccional no convencional, en la condición de vuelo equilibrado tras producir un fallo de motor en el momento del despegue, es como sigue:

- Para los coeficientes de fuerza lateral y momentos de balance y guiñada para la derivada de estabilidad lateral- direccional por resbalamiento y por deflexión de alerones, no hay cambio alguno
- Para los coeficientes de fuerza lateral para la derivada de estabilidad lateral- direccional por deflexión de timón de dirección, se produce un aumento del 15% debido al aumento de la eficiencia del timón de dirección en ese rango.

Respecto a la actitud del avión tras el fallo de motor en el despegue y restituir vuelo equilibrado, para la configuración que incluye el nuevo timón no convencional:

- Se concluye un aumento del ángulo de resbalamiento como consecuencia de la mayor efectividad del timón de dirección, 7,8%
- El coeficiente de momento de guiñada disponible sube un 7,7% y como consecuencia se puede disminuir la velocidad de control mínima un 3,8%

Estas conclusiones se pueden considerar válidas desde un punto de vista relativo, resultado de comparar las configuraciones de timón de dirección convencional y no convencional. La validez absoluta no puede inferirse por no tener una fuente de datos de coeficientes aerodinámicos robusta, fruto de ensayos en vuelo, y haberlos estimado de forma analítica. Esto mismo es aplicable a los estudios de estabilidad dinámica y control posteriores.

6.5 Estudios de las consecuencias de la introducción del nuevo timón en la estabilidad dinámica y el control del avión en vuelo de crucero.

En este apartado se analiza cómo afecta el nuevo timón a la rapidez de respuesta del avión para volver a sus condiciones de vuelo equilibrado cuando le afectan perturbaciones, es decir, se estudia la estabilidad dinámica. Por la relevancia del vuelo en régimen de crucero a 1g se plantea esta condición de vuelo como el escenario donde realizar el estudio de la introducción del nuevo timón en la estabilidad dinámica y el control lateral direccional.

En este estudio, como ya se ha indicado, se ha aproximado la introducción del nuevo timón de dirección a que solo afecte los coeficientes relacionados con el mismo. De este modo la ecuación característica se mantiene invariable ante el cambio de timón. Esto no es óbice para que se analicen los efectos en los márgenes de estabilidad dinámica con mandos libres, los efectos en el control lateral direccional del avión y los efectos en la estabilidad dinámica con mandos fijos.

La ecuación de 6 grados de libertad de un avión es un conjunto de 9 ecuaciones diferenciales ordinarias que se puede excribir como:

$$\dot{x} = f(x, c); x = \{u, v, w, p, q, r, \phi, \theta, \psi\}^T; c = \{\delta a; \delta e; \delta r; \delta p\}^T \quad (234)$$

En lugar de la velocidad lateral, es usual definir en función del ángulo de resbalamiento β

$$v = u \cdot \beta \quad (235)$$

La estabilidad dinámica parte de un punto de equilibrio, x_0, c_0 para el cual $\dot{x} = f(x, c) = 0$. A partir de este punto de equilibrio se introduce una pequeña perturbación tal que:

$$x = x_0 + \Delta x, c = c_0 + \Delta c \quad (236)$$

Se plantea una expansión de la ecuación diferencia en torno al punto de equilibrio

$$\frac{d(x_0 + \Delta x)}{dt} = f(x_0, c_0) + \frac{\partial f}{\partial x} \Delta x + \frac{\partial f}{\partial c} \Delta c + \dots \quad (237)$$

Como en el punto de equilibrio se verifica que:

$$\frac{dx_0}{dt} = 0; f(x_0, c_0) = 0 \quad (238)$$

Ignorando términos de orden superior, la ecuación de la perturbación se puede expresar como un sistema lineal de ecuaciones diferenciales ordinarias, pues es posible escribir:

$$\Delta \frac{dx}{dt} = \frac{\partial f}{\partial x} \Delta x + \frac{\partial f}{\partial c} \Delta c \quad (239)$$

O lo que es lo mismo:

$$\Delta \dot{x} = [A] \Delta x + [B] \Delta c \quad (240)$$

Para simplificar el estudio de estabilidad dinámica, y como es usual en la literatura, se puede desacoplar la ecuación de estado y control longitudinal de la lateral direccional. Para ello, se consideran los vectores de estado y control de la dinámica lateral- direccional:

$$x = \{\beta, p, r, \phi, \psi\}^T; c = \{\delta a; \delta r\}^T \quad (241)$$

Siendo: β , el ángulo de resbalamiento, p la velocidad de giro del avión en torno a su eje longitudinal (rolling), r la velocidad de guiñada del avión, ϕ el ángulo de balance y

finalmente ψ el ángulo de guiñada. El vector de control representa la deflexión de alerón y timón respectivamente.

En la literatura se pueden encontrar desarrolladas completamente estas ecuaciones. Para este estudio, se considera el desarrollo realizado en la referencia [148] apartado 5.3

Los cálculos de los diferentes términos que no se han hecho anteriormente se realizan en los apartados a continuación.

Los coeficientes ya obtenidos hay que volverlos a valorar analíticamente porque varían al cambiar de caso de carga de referencia, antes fallo motor en despegue y ahora vuelo a crucero. En particular se tiene que cambiar la densidad, el número de Mach y la viscosidad, antes tenidas en cuenta a nivel del mar, y ahora correspondientes a vuelo de crucero, que se establece en los 10000 m.

6.5.1 Obtención del coeficiente de momento de balance por velocidad de giro de balance o derivada de amortiguamiento en balance, C_{l_p}

Este coeficiente tiene influencia del ala, y del empenaje.

$$C_{l_p} = C_{l_{pw}} + C_{l_{ph}} + C_{l_{pv}} \quad (242)$$

Para el cálculo de las diferentes contribuciones, se siguen los cálculos según referencia [155], capítulo 10.2.6, página 417 y siguientes.

$$C_{l_{pw}} = \left(\frac{\beta C_{l_p}}{k} \right)_{C_L=0} \left(\frac{k}{\beta} \right) \frac{(c_{L\alpha_w})_{C_L}}{(c_{L\alpha_w})_{C_L=0}} \frac{(c_{l_p})_{\Gamma}}{(c_{l_p})_{\Gamma=0}} + (\Delta c_{l_p})_{\text{drag}} \quad (243)$$

En esta expresión, $\beta = \sqrt{1 - M^2}$, y k es el cociente entre la pendiente real de la curva de sustentación del ala y 2π . El primer término de la expresión anterior es el parámetro de amortiguamiento del balanceo a sustentación nula, que es valorado con la gráfica 10.35 de la referencia [155] en función del parámetro de conicidad, λ , y del ángulo de flecha del ala efectivo, Λ_p

$$\lambda = \frac{c_{tip}}{c_{root}} = 0,3 \quad (244)$$

$$\Lambda_p = \tan^{-1} \left(\frac{\tan \Lambda_{c/4}}{8} \right) \quad (245)$$

Para el caso de referencia: $\Lambda = 25^\circ$, $\Lambda_{c/4} = 23,5^\circ$; $U_0 = 236,1 \text{ m/s}$, vuelo a crucero a 10km de altura, atmósfera estándar, $p = 23434 \text{ Pa}$; $\rho = 0,4039 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$

Presión dinámica: $q = \frac{1}{2} \rho U_0^2 = 11258,3 \text{ Pa}$

$$\Lambda_p = \tan^{-1} \left(\frac{\tan \Lambda_{c/4}}{8} \right) = 3,1^\circ \quad (246)$$

La relación de aspecto del ala:

$$A = \frac{b^2}{S} = \frac{25,07^2}{72,72} = 8,64 \quad (247)$$

$$\frac{\beta A}{k} = \frac{0,6 \cdot 8,64}{0,61} = 8,5 \quad (248)$$

Entrando con estos parámetros en la ya citada gráfica 10.35

$$\left(\frac{\beta C_{l_p}}{k} \right)_{C_L=0} = -0,47 \quad (249)$$

La corrección de la pendiente del coeficiente de sustentación del ala en relación a la misma a sustentación cero, se supone la unidad:

$$(C_{L_{\alpha_w}})_{C_L} = (C_{L_{\alpha_w}})_{C_L=0} \quad (250)$$

La corrección por diedro del ala, también es despreciada porque aunque se tiene un ángulo de diedro apreciable, $\Gamma = 5^\circ$, el ratio entre la altura del centro de presiones del ala, 1,3 m, y la envergadura 25,1 m, es pequeño.

La contribución de la resistencia del ala al amortiguamiento de balanceo $(\Delta C_{l_p})_{\text{drag}}$ también es estimada siguiendo los cálculos propuestos por la referencia [155]

$$(\Delta C_{l_p})_{\text{drag}} = \frac{(C_{l_p})_{C_{DL}}}{(C_{L_w})^2} (C_{L_w})^2 - 0,125 C_{D_{0w}} \quad (251)$$

El primer término es el parámetro de amortiguamiento del balanceo por la resistencia aerodinámica originada por la sustentación y se estima en función de la relación de aspecto del ala, $A = 8,64$; y la flecha de la misma al 25% de la cuerda $\Lambda_{c/4} = 23,5^\circ$ con ayuda de la gráfica de la misma referencia ya mencionada, 10.36, en la página 420

$$\frac{(C_{l_p})_{C_{DL}}}{(C_{L_w})^2} = -0,01 \quad (252)$$

El coeficiente de sustentación del ala, como ya se ha indicado, se supone: $C_{L_w} = 1,11$

El coeficiente de resistencia aerodinámica con sustentación nula, se calcula siguiendo las pautas marcadas en el capítulo 4.2.1.1 de la citada referencia [155]

$$C_{D_{0w}} = (R_{wf})(R_{LS})(C_{fw}) \left[1 + L \frac{t}{c} + 100 \left(\frac{t}{c} \right)^4 \right] \frac{S_{wetw}}{S} \quad (253)$$

El primer factor de corrección, R_{wf} , tiene en cuenta la interferencia entre el ala y el fuselaje. Para el fuselaje, el número de Reynolds se puede estimar como:

$$R_{N_{fus}} = \frac{\rho U_0 l_f}{\mu} \cong 10^7 \quad (254)$$

Para este número de Reynolds, la figura 4.1 de la referencia [155] ofrece una estimación:

$$R_{wf} = 1,08 \quad (255)$$

El siguiente factor, R_{LS} , estima la corrección por superficie de sustentación, en la misma referencia, la figura 4.2 incluye una gráfica que permite estimar el valor

$$R_{LS} = 1,05 \quad (256)$$

El término C_{fw} es el coeficiente de fricción turbulenta del ala como placa plana, y se estima con ayuda de la figura 4.3 en la página 25 de la misma referencia, en función del número de Reynolds del ala

$$R_{N_{wing}} = \frac{\rho U_0 \tilde{c}_w}{\mu} \cong 10^6 \quad (257)$$

$$C_{fw} = 0,004 \quad (258)$$

El ratio $\left(\frac{t}{c}\right)$ máximo ocurre en $x_t = 0,35c$, se elige el valor 0,27 que corresponde a la cuerda geométrica media del ala

$$S_{wetw} = S - \phi_{fuse} c_{w_{root}} = 72.72 - 3 \cdot 4,5 = 59,2 \text{ m}^2 \quad (259)$$

$$C_{D_{0w}} = 1,08 \cdot 1,05 \cdot 0,004 [1 + 1,2 \cdot 0,27 + 100(0,27)^4] \frac{59,2}{72,7} = 0,007 \quad (260)$$

$$\left(\Delta c_{lp} \right)_{drag} = \frac{\left(C_{lp} \right)_{C_{DL}}}{\left(C_{Lw} \right)^2} \left(C_{Lw} \right)^2 - 0,125 C_{D_{0w}} = -0,01 \cdot 1,11 - 0,007 \cdot 0,125 = -0,012 \quad (261)$$

Recapitulando, el amortiguamiento del balanceo del ala es:

$$c_{lpw} = \left(\frac{\beta C_{lp}}{k} \right)_{C_L=0} \left(\frac{k}{\beta} \right) \frac{\left(c_{L\alpha_w} \right)_{C_L} \left(c_{lp} \right)_{\Gamma}}{\left(c_{L\alpha_w} \right)_{C_L=0} \left(c_{lp} \right)_{\Gamma=0}} + \left(\Delta c_{lp} \right)_{drag} = -0,49 \quad (262)$$

La contribución del estabilizador horizontal es un orden de magnitud inferior a la del ala, de acuerdo a la página 421 de la referencia [155]

$$C_{l_{p_h}} = 0,5 \left(C_{l_p} \right)_h \frac{S_{wet_h}}{S} \left(\frac{b_h}{b} \right)^2 = -0,001 \quad (263)$$

El vertical también amortigua el balanceo del mismo orden que el ala y se calcula en función del coeficiente de fuerza lateral del estabilizador vertical para la derivada de estabilidad lateral- direccional, $C_{Y_{\beta_v}}$, estimado ya antes:

$$C_{l_{p_v}} = 2 \left(\frac{Z_v}{b} \right)^2 C_{Y_{\beta_v}} = -0,02 \quad (264)$$

En resumen, el amortiguamiento de balanceo del avión en su conjunto es:

$$C_{l_p} = C_{l_{p_w}} + C_{l_{p_h}} + C_{l_{p_v}} = -0,51 \quad (265)$$

6.5.2 Obtención del coeficiente de momento de guiñada por velocidad de giro de balance, C_{n_p}

Este coeficiente tiene influencia del ala y del estabilizador vertical.

$$C_{n_p} = C_{n_{p_w}} + C_{n_{p_v}} \quad (266)$$

También se siguen, a continuación, los cálculos según la referencia [155]

$$C_{n_{p_w}} = - \left(\frac{C_{n_p}}{C_L} \right)_{C_L=0} C_L + \left(\frac{C_{n_p}}{s_t} \right) s_t + \left(\frac{\Delta C_{n_p}}{a_{\delta_f} \delta_f} \right) a_{\delta_f} \delta_f \quad (267)$$

$$\left(\frac{C_{n_p}}{C_L} \right)_{C_L=0}^M = \left(\frac{C_{n_p}}{C_L} \right)_{C_L=0}^{M=0} \frac{A + 4 \cos \Lambda_{c/4}}{AB + 4 \cos \Lambda_{c/4}} \frac{AB + \frac{1}{2} (AB + \cos \Lambda_{c/4}) \tan^2 \Lambda_{c/4}}{A + \frac{1}{2} (A + \cos \Lambda_{c/4}) \tan^2 \Lambda_{c/4}} \quad (268)$$

Donde A es el alargamiento del ala

$$A = \frac{b^2}{S} = 8,64 \quad (269)$$

El valor de B es:

$$B = \sqrt{1 - M^2 \cos^2 \Lambda_{c/4}} = 0,57 \quad (270)$$

$$\left(\frac{C_{n_p}}{C_L} \right)_{C_L=0}^{M=0} = - \frac{1}{6} \frac{A + 6 \left(\Lambda + \cos \Lambda_{c/4} \right) + \left(\frac{\tan \Lambda_{c/4}}{A} + \frac{\tan^2 \Lambda_{c/4}}{12} \right)}{A + 4 \cos \Lambda_{c/4}} \quad (271)$$

Las contribuciones originadas por el ángulo de torsión del ala, $3,5^\circ$, y por los flaps, son despreciables, respectivamente

$$\left(\frac{C_{n_p}}{s_t}\right) s_t \cong 0; \left(\frac{\Delta C_{n_p}}{a_{\delta_f} \delta_f}\right) a_{\delta_f} \delta_f \cong 0 \quad (272)$$

Realizando los cálculos, se obtiene:

$$C_{n_{p_w}} = -0,193 \quad (273)$$

El vertical también contribuye y se calcula en función del coeficiente de fuerza lateral del estabilizador vertical para la derivada de estabilidad lateral- direccional, $C_{Y_{\beta_v}}$, estimado ya antes:

$$C_{n_{p_v}} = -\frac{2}{b_v^2} (l_v \cos \alpha + z_v \operatorname{sen} \alpha) (z_v \cos \alpha - l_v \operatorname{sen} \alpha - z_v) C_{Y_{\beta_v}} = -0,155 \quad (274)$$

En resumen, el amortiguamiento en balance del avión en su conjunto es:

$$C_{n_p} = C_{n_{p_w}} + C_{n_{p_v}} = -0,348 \quad (275)$$

6.5.3 Obtención del coeficiente de momento de giro longitudinal por velocidad de giro de guiñada, C_{l_r}

Para esta estimación, como en casos anteriores, se sigue la referencia [155], página 428 y siguientes. Este coeficiente recibe contribuciones tanto del ala como del estabilizador vertical.

$$C_{l_r} = C_{l_{r_w}} + C_{l_{r_v}} \quad (276)$$

La contribución del ala se estima con la aproximación en cuatro sumandos: el primero por la propia ala, el segundo y tercero por efecto de diedro y torsión del ala; y el tercero por influencia de los flaps.

$$C_{l_{r_w}} = C_{L_w} \left(\frac{C_{l_r}}{C_L}\right)_{C_L=0}^M + \frac{\Delta C_{l_r}}{\Gamma} \Gamma + \left(\frac{C_{l_r}}{s_t}\right) s_t + \left(\frac{\Delta C_{l_r}}{a_{\delta_f} \delta_f}\right) a_{\delta_f} \delta_f \quad (277)$$

La expresión de la pendiente del momento de giro debido a la velocidad de giro a sustentación nula, se obtiene con una expresión similar a la utilizada para el cálculo del coeficiente análogo

$$\left(\frac{C_{l_r}}{C_L}\right)_{C_L=0}^M = \left(\frac{C_{l_r}}{C_L}\right)_{C_L=0}^{M=0} \frac{1 + \frac{A(1-B^2)}{2B(AB + 2 \cos \Lambda_{c/4})} + \frac{AB + 2 \cos \Lambda_{c/4} \tan^2 \Lambda_{c/4}}{AB + 4 \cos \Lambda_{c/4} \frac{8}{8}}}{1 + \frac{A + 2 \cos \Lambda_{c/4} \tan^2 \Lambda_{c/4}}{A + 4 \cos \Lambda_{c/4} \frac{8}{8}}} \quad (278)$$

La figura 10.41 en la página 430 de la referencia ya mencionada, proporciona el efecto en la sustentación del ala del momento de giro originado por la velocidad de guiñada en función de la relación de aspecto, la conicidad y el ángulo de flecha a 25% de la cuerda de la misma. En este caso, obtenemos:

$$\left(\frac{C_{l_r}}{C_L}\right)_{C_L=0, M=0} = 0,31 \quad (279)$$

El valor del factor de corrección por número de Mach, en función de A, B y $\Lambda_{c/4}$. En consecuencia:

$$\left(\frac{C_{l_r}}{C_L}\right)_{C_L=0, M} = 0,41 \quad (280)$$

Para el cómputo del efecto de diedro del ala, la misma referencia propone la expresión:

$$\frac{\Delta C_{l_r}}{\Gamma} = 0,083 \frac{\pi A \sin \Lambda_{c/4}}{A + 4 \cos \Lambda_{c/4}} = 0,073; \quad \frac{\Delta C_{l_r}}{\Gamma} \Gamma = 0,36 \quad (281)$$

El efecto de la torsión del ala se tiene en cuenta con el término que se valora a continuación, con ayuda de la figura 10.42 de la misma referencia:

$$\left(\frac{C_{l_r}}{s_t}\right) s_t = -0,05 \quad (282)$$

Los flaps contribuyen en el valor estimado con ayuda de la figura 10.43 de la ya citada referencia

$$\left(\frac{\Delta C_{l_r}}{a_{\delta_f} \delta_f}\right) a_{\delta_f} \delta_f = 0,03 \quad (283)$$

En resumen, el ala contribuye con:

$$C_{l_{rw}} = C_{Lw} \left(\frac{C_{l_r}}{C_L}\right)_{C_L=0, M} + \frac{\Delta C_{l_r}}{\Gamma} \Gamma + \left(\frac{C_{l_r}}{s_t}\right) s_t + \left(\frac{\Delta C_{l_r}}{a_{\delta_f} \delta_f}\right) a_{\delta_f} \delta_f = 0,779 \quad (284)$$

La cuantificación del efecto del estabilizador vertical, por su parte, se puede estimar siguiendo la misma referencia, como

$$C_{l_{rv}} = -\frac{2}{b^2} (l_v \cos \alpha + z_v \sin \alpha) (z_v \cos \alpha - l_v \sin \alpha) C_{Y_{\beta_v}} = 0,258 \quad (285)$$

El coeficiente global es la suma del ala más el del estabilizador vertical:

$$C_{l_r} = C_{l_{rw}} + C_{l_{rv}} = 1,036 \quad (286)$$

6.5.4 Obtención del coeficiente de momento de guiñada por velocidad de giro de guiñada, o amortiguamiento en guiñada, C_{n_r}

De forma similar, y nuevamente siguiendo la referencia [155], páginas 432 y siguientes, se obtiene el coeficiente como la suma de las contribuciones de ala y estabilizador vertical.

$$C_{n_r} = C_{n_{rw}} + C_{n_{rv}} \quad (287)$$

La contribución del ala se estima como:

$$C_{n_{rw}} = \left(\frac{C_{n_r}}{C_L^2} \right) (C_{L_w})^2 + \left(\frac{C_{n_r}}{C_{D_0}} \right) C_{D_{0w}} \quad (288)$$

El primer término se estima con ayuda de la figura 10.44 en la página 433 de la citada referencia. El segundo sumando de igual modo con ayuda de la figura 10.45 de la página siguiente.

$$\left(\frac{C_{n_r}}{C_L^2} \right) (C_{L_w})^2 = -0,022 \quad (289)$$

$$\left(\frac{C_{n_r}}{C_{D_0}} \right) C_{D_{0w}} = -0,028 \quad (290)$$

$$C_{n_{rw}} = -0,05 \quad (291)$$

Para calcular la parte correspondiente al estabilizador vertical:

$$C_{n_{rv}} = \frac{2}{b^2} (l_v \cos \alpha + z_v \sen \alpha)^2 C_{Y_{\beta v}} = -1,73 \quad (292)$$

Sumando ambos:

$$C_{n_r} = C_{n_{rw}} + C_{n_{rv}} = -1,78 \quad (293)$$

6.5.5 Matrices de estabilidad y control dinámico lateral- direccional

Las expresiones de las derivadas de estabilidad se incluyen a continuación según se recogen en la literatura, referencia [148]:

$$Y_\beta = \frac{QS}{m} c_{y_\beta}; Y_p = \frac{Q Sb}{2mU_0} c_{y_p}; Y_r = \frac{Q Sb}{2mU_0} c_{y_r}; Y_{\delta_r} = \frac{QS}{m} c_{y_{\delta_r}} \quad (294)$$

$$L_{\delta_r} = \frac{Q Sb}{I_{xx}} c_{l_{\delta_r}}; N_\beta = \frac{Q Sb}{I_{zz}} c_{n_\beta}; N_p = \frac{Q Sb^2}{2I_{zz}U_0} c_{n_p} \quad (295)$$

$$L_p = \frac{Q Sb^2}{2I_{xx}U_0} c_{l_p}; N_p = \frac{Q Sb^2}{2I_{zz}U_0} c_{n_p}; N_r = \frac{Q Sb^2}{2I_{zz}U_0} c_{n_r} \quad (296)$$

$$L_r = \frac{Q Sb^2}{2I_{xx}U_0} c_{l_r}; L_\beta = \frac{Q Sb}{I_{xx}} c_{l_\beta} \quad (297)$$

$$L_{\delta_r} = \frac{Q Sb}{I_{xx}} c_{l_{\delta_r}}; N_{\delta_r} = \frac{Q Sb}{I_{zz}} c_{n_{\delta_r}}; L_{\delta_a} = \frac{Q Sb}{I_{xx}} c_{l_{\delta_a}}; N_{\delta_a} = \frac{Q Sb}{I_{zz}} c_{n_{\delta_a}} \quad (298)$$

Se pueden escribir las ecuaciones de las pequeñas perturbaciones del movimiento lateral-direccional en ejes estabilidad, en función de las derivadas de estabilidad dimensionales, en

formato matricial. Para ello se elaboran las expresiones mostradas en el capítulo 5.3 de la referencia [148].

$$\begin{bmatrix} U_0 & 0 & U_0 \\ 0 & 1 & -\frac{I_{xz}}{I_{xx}} \\ 0 & -\frac{I_{xz}}{I_{zz}} & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta \\ \phi \\ \psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Y_\beta & Y_p + g \cos \theta_1 & Y_r \\ L_\beta & L_p & L_r \\ N_\beta & N_p & N_r \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta \\ \phi \\ \psi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} Y_{\delta_a} & Y_{\delta_r} \\ L_{\delta_a} & L_{\delta_r} \\ N_{\delta_a} & N_{\delta_r} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_r \end{bmatrix} \quad (299)$$

Se puede expresar también de la forma siguiente donde

$$\overline{A_1} = \frac{I_{xz}}{I_{xx}}; \overline{B_1} = \frac{I_{xz}}{I_{zz}} \quad (300)$$

$$\begin{bmatrix} \beta \\ \phi \\ \psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{U_0} & \frac{-B}{1 - \overline{A_1} \overline{B_1}} & \frac{-1}{1 - \overline{A_1} \overline{B_1}} \\ 0 & \frac{1}{1 - \overline{A_1} \overline{B_1}} & \frac{A}{1 - \overline{A_1} \overline{B_1}} \\ 0 & \frac{B}{1 - \overline{A_1} \overline{B_1}} & \frac{1}{1 - \overline{A_1} \overline{B_1}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} Y_\beta & Y_p + g \cos \theta_1 & Y_r \\ L_\beta & L_p & L_r \\ N_\beta & N_p & N_r \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta \\ \phi \\ \psi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{1}{U_0} & \frac{-B}{1 - \overline{A_1} \overline{B_1}} & \frac{-1}{1 - \overline{A_1} \overline{B_1}} \\ 0 & \frac{1}{1 - \overline{A_1} \overline{B_1}} & \frac{A}{1 - \overline{A_1} \overline{B_1}} \\ 0 & \frac{B}{1 - \overline{A_1} \overline{B_1}} & \frac{1}{1 - \overline{A_1} \overline{B_1}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} Y_{\delta_a} & Y_{\delta_r} \\ L_{\delta_a} & L_{\delta_r} \\ N_{\delta_a} & N_{\delta_r} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_r \end{bmatrix} \quad (301)$$

En esta expresión se tiene que tener en cuenta que los momentos de inercia están expresados en ejes estabilidad, de modo hay que transformar los valores de los mismos que se conocen en ejes cuerpo. En el caso del avión de referencia, se supone que el ángulo en vuelo de crucero es nulo (ángulo medido según figura 5.15 en referencia [148]).

Aplicando la transformada de Laplace, en condiciones iniciales nulas, las ecuaciones del movimiento se expresan en el dominio de la frecuencia, s . A continuación se escriben las ecuaciones en formato matricial relacionando las funciones de transferencia del timón de dirección $[FT]_{3 \times 1}$ con la matriz de control $[C\delta_r]_{3 \times 1}$ y la matriz del sistema $[S]_{3 \times 3}$:

$$[S]_{3 \times 3} [FT]_{3 \times 1} = [C\delta_r]_{3 \times 1} \quad (302)$$

$$[S]_{3 \times 3} = \begin{bmatrix} (sU_0 - Y_\beta) & -(sY_p + g \cos \theta_1) & s(U_0 - Y_r) \\ -L_\beta & s^2 - L_p s & -\left(s^2 \frac{I_{xz}}{I_{xx}} + sL_r\right) \\ -N_\beta & -\left(s^2 \frac{I_{xz}}{I_{zz}} + sN_p\right) & s^2 - N_r s \end{bmatrix}; \overline{A_1} = \frac{I_{xz}}{I_{xx}}; \overline{B_1} = \frac{I_{xz}}{I_{zz}} \quad (303)$$

$$[FT]_{3 \times 1} = \begin{bmatrix} \frac{\beta(s)}{\delta_r(s)} \\ \frac{\phi(s)}{\delta_r(s)} \\ \frac{\psi(s)}{\delta_r(s)} \end{bmatrix}; [C\delta_r]_{3 \times 1} = \begin{bmatrix} Y_{\delta_r} \\ L_{\delta_r} \\ N_{\delta_r} \end{bmatrix} \quad (304)$$

La singularidad de la matriz del sistema permite obtener las frecuencias de los modos propios laterales- direccionales:

$$A_2 s^4 + B_2 s^3 + C_2 s^2 + D_2 s + E_2 = 0 \quad (305)$$

$$A_2 = U_0 \left(1 - \frac{I_{xz}^2}{I_{xx} I_{zz}} \right) \quad (306)$$

$$B_2 = -Y_\beta \left(1 - \frac{I_{xz}^2}{I_{xx} I_{zz}} \right) - U_0 \left(L_p + N_r + \frac{I_{xz}}{I_{xx}} N_p + \frac{I_{xz}}{I_{zz}} L_r \right) \quad (307)$$

$$C_2 = U_0 (L_p N_r - N_p L_r) + Y_\beta \left(L_p + N_r + \frac{I_{xz}}{I_{xx}} N_p + \frac{I_{xz}}{I_{zz}} L_r \right) - Y_p \left(L_\beta + \frac{I_{xz}}{I_{xx}} N_\beta \right) + U_0 \left(N_\beta + \frac{I_{xz}}{I_{zz}} L_\beta \right) - Y_r \left(N_\beta + \frac{I_{xz}}{I_{zz}} L_\beta \right) \quad (308)$$

$$D_2 = -Y_\beta (L_p N_r - N_p L_r) + Y_p (L_\beta N_r - N_\beta L_r) - g \cos \theta_1 \left(L_\beta + \frac{I_{xz}}{I_{xx}} N_\beta \right) + U_0 (L_\beta N_p - N_\beta L_p) - Y_r (L_\beta N_p - N_\beta L_p) \quad (309)$$

$$E_2 = g \cos \theta_1 (L_\beta N_r - N_\beta L_r) \quad (310)$$

La literatura muestra muchas referencias sobre la necesidad de corregir los valores de los coeficientes aerodinámicos obtenidos analíticamente, con datos de ensayos en vuelo. La base de datos de la fuerza aérea americana lo indica cuando publica DATCOM, [152]. También las autoridades de aviación civil americanas FAA patrocinaron una serie de ensayos en vuelo para un avión turbo-propulsado con hélice, para comparar los resultados con los que se obtienen de aplicar los estudios analíticos, referencia [158]. Se concluyó una diferencia máxima del 20% entre resultados analíticos y experimentales. A la misma necesidad de correlación con datos experimentales se llega para un caso de avión genérico cuando se utiliza técnicas de computación más avanzadas, basadas en el adjunto, [159] y en otras referencias, [160], [161], [162] citadas a modo de ejemplo y sin intención de hacer una lista exhaustiva.

Los coeficientes aerodinámicos en el caso de fallo de motor al despegue, han sido corregidos en base a datos conocidos de aviones con configuraciones similares, motores en ala baja. Así se han corregido los valores analíticos obtenidos con ayuda de los datos de ensayos en vuelo publicados para velocidades bajas, $M=0,25$, en las referencias [153] para el 747-400, [156] para el 737 versión básica y datos del avión objetivo que han sido accesibles.

Sin embargo, en el caso de vuelo de crucero no se ha encontrado ninguna referencia que permita corregir los valores analíticos. Debido a la importancia que tienen los coeficientes en el cálculo de la estabilidad y el control, se ha decidido plantear dos escenarios de cálculo de los mismos para el estudio de la estabilidad dinámica y el control en vuelo de crucero:

- Calcular los coeficientes aerodinámicos con la corrección que proporcionan las referencias citadas.
- Calcular los coeficientes aerodinámicos de forma analítica, basados en la ya citada metodología referencia [155] y no plantear ninguna corrección.

A continuación se comprobará la diferencia cualitativa de resultados. Debido a este motivo, se ha decidido dejar ambos escenarios para así establecer un abanico lo más amplio posible de estudios sobre las consecuencias de la introducción del timón no convencional, abarcando tanto a aviones críticos en modo espiral, como a aviones críticos en balanceo del holandés.

6.5.6 Estudios de estabilidad y control dinámico lateral- direccional corrigiendo coeficientes aerodinámicos: avión crítico en modo espiral

Los coeficientes obtenidos para vuelo de crucero incluyendo las correcciones experimentales mencionadas antes se presentan a continuación.

Coeficientes comunes para ambas configuraciones

$C_{y\beta}$	$C_{l\beta}$	C_{Yp}	C_{Yr}	$C_{n\beta}$	$C_{l\delta_a}$	$C_{n\delta_a}$	C_{lp}	C_{np}	C_{lr}	C_{nr}
-1,783	-0,22	0,0	0,0	0,695	0,046	-0,018	-0,51	-0,348	1,037	-1,782

Timón convencional

$C_{y\delta_r}$	$C_{l\delta_r}$	$C_{n\delta_r}$
0,366	0,018	-0,197

Configuración con nuevo timón

$C_{y\delta_r}$	$C_{l\delta_r}$	$C_{n\delta_r}$
0,421	0,020	-0,227

Tabla 26 Coeficientes aerodinámicos corregidos para nuevo timón y configuración convencional, vuelo de crucero

Se va a plantear el problema de estabilidad dinámica en la configuración más crítica de pesos e inercias en cuanto a criticidad de los modos lateral- direccionales. Por este motivo se calculan los coeficientes de la matriz singular en 4 configuraciones extremas de pesos, centrados y momentos de inercia:

	CG	Peso	I_x	I_y	I_z	I_{xy}	I_{yz}	I_{zx}
Configuración másica	%MAC	(kg)	(kg*m ²)	(kg*m ²)	(kg*m ²)	(kg*m ²)	(kg*m ²)	(kg*m ²)
MLW, MaxFuel	4	32800	359860	890780	1189467	3247	1112	37105
MLW, MaxFuel	27	32800	359245	848614	1147379	3679	1027	52480
Min Operational Weight	4	22100	249967	858706	1051626	-3434	505	37485
Min Operational Weight	27	21800	249539	810531	1003886	-184	306	48605

Tabla 27 Configuraciones másicas e inerciales de avión consideradas

Se calculan los coeficientes de la ecuación característica y las soluciones de la ecuación cuártica que son los autovalores de los 4 modos propios lateral- longitudinales: espiral, convergencia en balance y la parte real e imaginaria de la solución compleja y su conjugada que corresponden al balanceo del holandés

Configuración másica	A2	B2	C2	D2	E2	x_{esp}	x_{roll}	$\text{Re}(x_{\text{DR}})$	$\text{Im}(x_{\text{DR}})$
MLW, MaxFuel, fwd cg	235,35	192,25	1408,73	682,81	-20,11	0,0275	-0,5321	-0,1561	2,4121
MLW, MaxFuel, aft cg	234,53	194,04	1440,56	714,66	-20,89	0,0277	-0,5367	-0,1591	2,4433
Min Operational Weight, fwd cg	234,85	247,72	1602,37	1118,89	-32,75	0,0281	-0,7506	-0,1661	2,5644
Min Operational Weight, aft cg	233,83	250,96	1654,88	1167,00	-34,36	0,0283	-0,7581	-0,1716	2,6110

Tabla 28 Raíces de la ecuación característica lateral - direccional

En vuelo de crucero, el modo espiral es más crítico en la configuración de máximo peso y centro de gravedad más adelantado. También presenta la parte real de la raíz del modo de balanceo del holandés menor en valor absoluto. Este valor está relacionado directamente con un menor amortiguamiento de este modo. Es por este motivo esta configuración es la seleccionada como objeto de nuestros estudios.

$$s_1 = 0,0275; s_2 = -0,5321 \quad (311)$$

$$s_{3,4} = -0,1561 \pm 2,4121i \quad (312)$$

La ecuación característica se puede poner de forma canónica para mejor identificar los modos propios lateral direccionales:

$$(s^2 - 2 \cdot \zeta_{DR} \cdot \omega_{n_{DR}}^2 \cdot s + \omega_{n_{DR}}^2) \left(s + \frac{1}{\tau_r}\right) \left(s + \frac{1}{\tau_s}\right) = 0 \quad (313)$$

$$(s^2 + 2 \cdot 0,156 \cdot s + 0,156^2 + 2,412^2) \left(s - \frac{1}{0,0275}\right) \left(s + \frac{1}{0,532}\right) = 0 \quad (314)$$

El primer término es la ecuación característica del modo de balanceo del holandés, que tiene una frecuencia natural según se indica a continuación y un amortiguamiento muy bajo:

$$\omega_{n_{DR}} = 2,4 \frac{\text{rad}}{\text{s}}; \zeta_{DR} = 0,027 \quad (315)$$

La frecuencia del modo de balanceo del holandés del avión presenta una frecuencia propia en los 2,5 Hz y su amortiguamiento es bajo. El periodo del modo es:

$$T_{DRM} = \frac{2\pi}{\omega_{n_{DR}} \sqrt{1 - \zeta_{DR}^2}} = \frac{2\pi}{2,4 \sqrt{1 - 0,027^2}} = 2,6 \text{ s} \quad (316)$$

El número de ciclos para reducir la amplitud del modo de balanceo del holandés a la mitad se obtiene:

$$N_{1/2_{DR}} = \frac{\ln 2}{2\pi} \frac{\sqrt{1 - \zeta_{DR}^2}}{\zeta_{DR}} = 4,1 \quad (317)$$

Se concluye que el modo de balanceo del holandés del avión está muy poco amortiguado. El avión de hecho incorpora un “yaw damper”.

La raíz del modo de convergencia en balance es negativa y por tanto el avión es estable. La frecuencia del modo de convergencia en balance es cercana a la unidad.

$$\tau_{spi} = \frac{1}{0,532} = 1,9 \text{ s} \quad (318)$$

El tiempo requerido para que la amplitud del modo de convergencia en balance se divida por dos se calcula como:

$$t_{1/2_{rol}} = \frac{\ln 2}{-\zeta_{roll}} = \frac{\ln 2}{0,532} = 1,3 \text{ s} \quad (319)$$

La raíz del modo espiral es positiva y muy cercana a cero lo que indica que el avión es marginalmente inestable frente a este modo propio. La frecuencia del modo de espiral es muy alta como corresponde por estar la raíz próxima a cero:

$$\tau_r = \frac{1}{0,0275} = 36 \text{ s} \quad (320)$$

El tiempo requerido para que la amplitud del modo espiral se duplique se calcula como:

$$t_{x2_{spiral}} = \frac{\ln 2}{-\zeta_{spiral}} = \frac{\ln 2}{0,0275} = 25 \text{ s} \quad (321)$$

Se analiza brevemente y se estudian las formas de los modos propios espiral, convergencia en balance y balanceo del holandés. Estas formas se pueden describir relacionando los ángulos de guiñada y balance con el de resbalamiento directamente. Se utilizan las expresiones de la ya citada referencia [148], página 375 y 376.

Con el cálculo de las raíces de cada modo propio, las funciones de transferencia lateral – direccionales se pueden expresar en sus formas estándar para una entrada de timón de dirección, esto es:

$$\frac{\beta(s)}{\delta_r(s)} = \frac{K_{\beta_{\delta_r}} (T_{\beta_{r_1}} s + 1) (T_{\beta_{r_2}} s + 1) (T_{\beta_{r_3}} s + 1)}{(T_S s + 1) (T_r s + 1) \left(\frac{s^2}{\omega_{n_d}^2} + \frac{2\zeta_d s}{\omega_{n_d}} + 1 \right)} \quad (322)$$

$$\frac{\phi(s)}{\delta_r(s)} = \frac{K_{\phi_{\delta_r}} (T_{\phi_{r_1}} s + 1) (T_{\phi_{r_2}} s + 1)}{(T_S s + 1) (T_r s + 1) \left(\frac{s^2}{\omega_{n_d}^2} + \frac{2\zeta_d s}{\omega_{n_d}} + 1 \right)} \quad (323)$$

$$\frac{\psi(s)}{\delta_r(s)} = \frac{K_{\psi_{\delta_r}} (T_{\psi_{r1}} s + 1) \left(\frac{s^2}{\omega_{n_{\psi_r}}^2} + \frac{2\zeta_{\psi_r} s}{\omega_{n_{\psi_r}}} + 1 \right)}{(T_s s + 1)(T_r s + 1) \left(\frac{s^2}{\omega_{n_d}^2} + \frac{2\zeta_d s}{\omega_{n_d}} + 1 \right)} \quad (324)$$

O también de forma cruzada,

$$\frac{\phi(s)}{\beta(s)} = \frac{a_1 s + b_1}{s(as^2 + bs + c)} \quad (325)$$

$$\frac{\psi(s)}{\beta(s)} = \frac{a_2 s + b_2}{s(as^2 + bs + c)} \quad (326)$$

Donde:

$$a = \left(1 - \frac{I_{xz}^2}{I_{xx} I_{zz}} \right); b = -N_r - L_p - \frac{I_{xz}}{I_{zz}} L_r - \frac{I_{xz}}{I_{xx}} N_p; c = L_p N_r - L_r N_p \quad (327)$$

$$a_1 = L_\beta + \frac{I_{xz}}{I_{xx}} N_\beta; b_1 = N_\beta L_r - L_\beta N_r \quad (328)$$

$$a_2 = N_\beta + \frac{I_{xz}}{I_{zz}} L_\beta; b_2 = L_\beta N_p - L_p N_\beta \quad (329)$$

La energía de estado del sistema es mucho mayor para el modo de balanceo del holandés que para los otros modos como se puede ver de forma gráfica utilizando el gráfico de valores singulares de Hankel, Figura 121, obtenido con ayuda de Matlab.

Figura 121 Plot de Hankel de valores singulares de estabilidad lateral- direccional en caso crítico

El modo inestable se corresponde con el modo espiral. Los siguientes estados de mayor energía corresponden con el modo de balanceo del holandés. Se observa el carácter residual del modo de convergencia en balance.

Se puede concluir que la aproximación del modo de balanceo del holandés para estudiar la estabilidad dinámica lateral- direccional del avión hubiera sido suficientemente buena para una primera estimación. De este modo, se podría haber aproximado, [148] página 364, el cálculo de la frecuencia no amortiguada del modo de balanceo del holandés y su amortiguamiento con las expresiones aproximadas:

$$\omega_{n_{DR}} \approx \sqrt{N_\beta + \frac{1}{U_0} (Y_\beta N_r - N_\beta Y_r)} = 2,4 \frac{rad}{s} \quad (330)$$

$$\zeta_{DR} = \frac{-N_r - \frac{Y_\beta}{U_0}}{2\omega_{n_{DR}}} = 0,096 \quad (331)$$

El valor de la frecuencia así obtenido es muy aproximado al exacto pero el amortiguamiento presenta una desviación muy apreciable respecto al valor calculado con la aproximación analítica exacta. Esto se debe al valor tan pequeño en términos absolutos que presenta.

Se ha efectuado un análisis de sensibilidad a la disminución a la velocidad de crucero. Cuando disminuye un 20%, de 850 km/h a 680 km/h, es de esperar que el modo de balanceo del holandés se inestabilice mas, como así es el caso. Para esta velocidad, la ecuación característica en forma canónica resulta en:

$$(s^2 - 2 \cdot \zeta_{DR} \cdot \omega_{n_{DR}}^2 \cdot s + \omega_{n_{DR}}^2) \left(s + \frac{1}{\tau_r}\right) \left(s + \frac{1}{\tau_s}\right) = 0 \quad (332)$$

$$(s^2 + 2 \cdot 0,1276 \cdot s + 0,1276^2 + 2,0927^2) \left(s + \frac{1}{0,033}\right) \left(s + \frac{1}{0,64}\right) = 0 \quad (333)$$

El primer término es la ecuación característica del modo de balanceo del holandés, que tiene una frecuencia natural menor y un amortiguamiento similar:

$$\omega_{n_{DR}} = 2,4 \frac{rad}{s}; \zeta_{DR} = 0,027 \quad (334)$$

$$\omega_{n_{DR}} = 2,1 \frac{rad}{s}; \zeta_{DR} = 0,029 \quad (335)$$

En consecuencia, es posible concluir el estudio dinámico del avión objetivo en vuelo de crucero tras el análisis de los tres modos dinámicos que describen su movimiento lateral.

El modo de convergencia en balance es relativamente poco interesante respecto al modo de balanceo del holandés y el modo de espiral. El modo de convergencia en balance consiste en

un movimiento de balanceo casi puro y es un movimiento no oscilatorio que se amortigua de forma rápida en menos de 1 segundo.

De algo mayor interés es el modo de espiral. Este ha resultado inestable y muy lento. No es de importancia crítica aunque haya resultado inestable, pues requiere que el piloto tenga que mantener el rumbo cada medio minuto aproximadamente.

El modo de balanceo del holandés es un movimiento acoplado de balanceo y guiñada que no está suficientemente amortiguado para un buen pilotaje del avión. Esto hace que sea necesario un amortiguador de guiñada activo, “yaw damper”, para controlar este movimiento.

Se puede concluir que en el caso del avión objetivo, al mejorar la estabilidad direccional (C_{NBeta}) se ha estabilizado el modo del holandés mientras que se ha reducido la estabilidad del modo de espiral. Aún así, el modo del holandés está insuficientemente amortiguado y se requiere el “yaw damper”.

Se podría intentar corregir la estabilidad del modo espiral aumentando el ángulo de diedro del ala y así el C_{LBeta} . Al ser avión de ala baja el ángulo de diedro del ala se ha definido como el necesario para guardar la distancia al suelo de los motores. Esto estabilizaría el modo de espiral haciéndolo más lento, pero desestabilizaría el modo de balanceo del holandés que quedaría aún más pobremente amortiguado.

6.5.6.1 Estudios de las consecuencias de la introducción del nuevo timón en el control lateral direccional del avión

Una vez se ha caracterizado la estabilidad dinámica, es posible estudiar el efecto del nuevo timón en el control lateral- direccional del avión, con mandos libres o en bucle abierto. Estos estudios se plantean con ayuda de la ya citada referencia [148].

Es habitual estudiar las respuestas de los tres ángulos, resbalamiento, balance y guiñada frente a dos señales de control en la actuación del timón de dirección, que son típicas para la caracterización de sistemas de control dinámicos: señal de control escalón (en literatura anglosajona “step”), y señal de control impulso (“impulse”).

En este caso, se centra el estudio en funciones rampa, que consisten en el aumento de la deflexión de alerón de forma proporcional al tiempo transcurrido. La Figura 122 a continuación muestra la forma de estas funciones representadas en el tiempo.

Figura 122 Funciones de entrada típicas para estudio del control de un sistema: rampa (ramp), escalón (step) e impulso (impulse)

Función de transferencia de resbalamiento para actuación del timón convencional:

$$\left. \frac{\beta(s)}{\delta_r(s)} \right|_{conv} = \frac{A_\beta s^3 + B_\beta s^2 + C_\beta s + D_\beta}{A_2 s^4 + B_2 s^3 + C_2 s^2 + D_2 s + E_2} \quad (336)$$

El denominador ya está evaluado antes. Los términos del numerador son como siguen:

$$A_\beta = Y_{\delta_r} \left(1 - \frac{I_{xz}^2}{I_{xx} I_{zz}} \right) \quad (337)$$

$$B_\beta = -Y_{\delta_r} \left(L_p + N_r + \frac{I_{xz}}{I_{xx}} N_p + \frac{I_{xz}}{I_{zz}} L_r \right) + Y_p \left(L_{\delta_r} + \frac{I_{xz}}{I_{xx}} N_{\delta_r} \right) + Y_r \left(N_{\delta_r} + \frac{I_{xz}}{I_{zz}} L_{\delta_r} \right) - U_0 \left(N_{\delta_r} + \frac{I_{xz}}{I_{zz}} L_{\delta_r} \right) \quad (338)$$

$$C_\beta = Y_{\delta_r} (L_p N_r - N_p L_r) + Y_p (N_{\delta_r} L_r - N_r L_{\delta_r}) + g \cos \theta_1 \left(L_{\delta_r} + \frac{I_{xz}}{I_{xx}} N_{\delta_r} \right) - U_0 (L_{\delta_r} N_p - N_{\delta_r} L_p) + Y_r (L_{\delta_r} N_p - N_{\delta_r} L_p) \quad (339)$$

$$E_2 = g \cos \theta_1 (L_r N_{\delta_r} - N_r L_{\delta_r}) \quad (340)$$

$$\left. \frac{\beta(s)}{\delta_r(s)} \right|_{conv} = \frac{15,65s^3 + 545,54s^2 + 318,75s - 20,8}{234,35s^4 + 235,35s^3 + 192,25s^2 + 1408,73s - 20,11} \quad (341)$$

Función de transferencia de resbalamiento para actuación del nuevo timón:

$$\left. \frac{\beta(s)}{\delta_r(s)} \right|_{nueva} = \frac{15,65s^3 + 545,54s^2 + 318,75s - 20,8}{234,35s^4 + 235,35s^3 + 192,25s^2 + 1408,73s - 20,11} \quad (342)$$

Es difícil valorar las mejoras solamente comparando la respuesta al salto e impulso, aunque si se aprecia un aumento de amplitudes en el caso del nuevo timón respecto al convencional. Para analizar el efecto del nuevo timón en el resbalamiento, se ejerce una señal de entrada en rampa donde la deflexión aumenta de 0 hasta los 30º máximos de deflexión del timón de forma proporcional al tiempo transcurrido. Los resultados se muestran en la Figura 123 donde se muestra el tiempo en segundos, igual a la deflexión del timón en radianes, en el eje de abscisas, y el ángulo de resbalamiento del avión en ordenadas.

Figura 123 Comparación de respuesta del avión en resbalamiento con timón convencional y con el nuevo, frente a señales de control de deflexión del tipo rampa

Analizando las funciones, se aprecia el factor de mejora de 1,15 en las respuestas de ángulo de resbalamiento para todo el barrido de deflexiones del timón de 0 a 30º. Se puede concluir la mejor respuesta del cambio de ángulo de resbalamiento del avión al comando de ángulo deflectado en la superficie de control lateral- direccional.

Función de transferencia del ángulo de balanceo para actuación del timón convencional:

$$\left. \frac{\phi(s)}{\delta_r(s)} \right|_{conv} = \frac{161s^2 - 532,5s - 2934,19}{234,35s^4 + 235,35s^3 + 192,25s^2 + 1408,73s - 20,11} \quad (343)$$

Función de transferencia del ángulo de balanceo para actuación del nuevo timón:

$$\left. \frac{\phi(s)}{\delta_r(s)} \right|_{mor} = \frac{186,44s^2 - 612,49s - 3431,8}{234,35s^4 + 235,35s^3 + 192,25s^2 + 1408,73s - 20,11} \quad (344)$$

De nuevo, es difícil valorar las mejoras solamente comparando la respuesta al salto e impulso, aunque si se aprecia aumento de amplitudes en el caso del nuevo timón respecto al convencional. Por ello, igual que antes, se ejerce una señal de entrada en rampa donde la deflexión aumenta hasta los 20º máximos de deflexión del timón en vuelo de crucero, de forma proporcional al tiempo transcurrido. Los resultados, Figura 124, muestran el ángulo de guiñada del avión en función de la deflexión del timón.

Figura 124 Comparación de respuesta del avión en balanceo con timón convencional y con el nuevo, frente a señales de control de deflexión del tipo rampa

El factor de mejora que se observa, ver figura anterior, es de 1,15 en las respuestas de ángulo de balanceo para todo el barrido de deflexiones del timón en vuelo de crucero. Se puede concluir también la mejor respuesta del cambio de ángulo de balanceo del avión al comando de ángulo deflectado en la superficie de control lateral- direccional, como consecuencia de la incorporación del timón no convencional.

Función de transferencia del ángulo de guiñada para actuación del timón convencional:

$$\left. \frac{\psi(s)}{\delta_r(s)} \right|_{conv} = \frac{-461,7 s^3 - 220 s^2 + 39,2 s - 124,1}{234,35s^4 + 235,35s^3 + 192,25s^2 + 1408,73s - 20,11} \quad (345)$$

Función de transferencia del ángulo de guiñada para actuación del nuevo timón:

$$\left. \frac{\psi(s)}{\delta_r(s)} \right|_{conv} = \frac{-530,1 s^3 - 253 s^2 + 45,04 s - 142,88}{234,35s^4 + 235,35s^3 + 192,25s^2 + 1408,73s - 20,11} \quad (346)$$

Al igual que antes, para concluir las mejoras de control cuando el nuevo timón es instalado, se acude a analizar de forma comparativa la respuesta del avión a señales de comando de deflexión de timón tipo rampa. El resultado se presenta de forma gráfica en la Figura 125.

Figura 125 Comparación de respuesta del avión en guiñada con timón convencional y con el nuevo, frente a señales de control de deflexión del tipo rampa

De nuevo se repite la respuesta obtenida antes y la introducción del nuevo timón se traduce en un aumento del 15% en el ángulo de guiñada del avión.

El avión objetivo seleccionado como referencia para los estudios de esta Tesis es direccionalmente estable, salvo la inestabilidad residual en modo espiral. Esta conclusión se podría haber ya obtenido analizando los valores de las constantes de resbalamiento y comprobar que, como es el caso: $C_{n\beta} > 0$, y en menor medida pero también con influencia $C_{Y\beta} < 0$ y $C_{l\beta} < 0$.

En la literatura se pueden encontrar los requisitos de cualidades del vuelo lateral direccional. Suelen estar expresados en términos de fuerzas para mantener y ejercer el control lateral, tanto a ejercer en la palanca como sobre los pedales del timón. Los requisitos de fuerza dependen del caso de vuelo. Por ejemplo, existen requisitos para el caso de fallo de motor. En general, se tiene en cuenta si se trata de una fuerza a ejercer durante un periodo de tiempo corto o una fuerza prolongada. Para el modo de balance del holandés, el amortiguamiento ζ_d es muy importante, así como la frecuencia natural ω_{nd} . Por

lo tanto, hay ciertos valores mínimos para estos parámetros, por ejemplo [148]. También hay requisitos en el producto $\zeta_d \omega_{nd}$. Y, dependiendo del ángulo de balanceo, φ , y del de deslizamiento lateral, β , ángulo, hay requisitos más complicados que se pueden poner en la amortiguación y la frecuencia.

Para el modo espiral, se le permite divergencia, como es este caso. Pero el tiempo T_{2s} hasta que el doble de amplitud es alcanzado (con controles de la cabina libres) es un parámetro importante. Para el modo de convergencia en balance, el tiempo T_R es una constante importante para la que usualmente se especifica un valor máximo.

Debido a que el análisis de estabilidad dinámica se ha centrado en condiciones de vuelo de crucero no es posible concluir ningún beneficio del cambio a un timón de dirección no convencional en las cualidades de vuelo por su efecto en los modos propios lateral-direccionales para esta fase de la misión del avión. La ecuación característica no presenta cambios consecuencia del cambio de timón.

En el estudio de las cualidades de vuelo, la maniobrabilidad también importa. Cuánto de rápido puede un avión alcanzar un cierto ángulo de balanceo, o alternativamente, en un momento dado, qué máximo ángulo de balance se puede lograr, son características importantes. En este sentido, el cambio de timón sí que resulta relevante, pues ha quedado demostrado que se acortan los tiempos de respuesta.

Es posible asegurar que el nuevo timón permite obtener una disminución de los tiempos de respuesta de la actitud lateral – direccional del avión ante las mismas actuaciones de timón de dirección en grados, al pasar de la configuración convencional a la nueva.

Este efecto del nuevo timón en las cualidades de vuelo, se muestra también en los diagramas de “Bode” que muestran un ligero aumento de magnitud e igual fase en todo el rango de frecuencias, para las señales externas, en este caso ángulos de actitud del avión de resbalamiento, balanceo y guiñada, Figura 126, Figura 127 y Figura 128, respectivamente. Este tipo de diagramas son utilizados para analizar la influencia de cambios del timón de dirección en las cualidades de vuelo lateral direccionales, [163]. En los tres diagramas de Bode se aprecia la frecuencia de resonancia correspondiente al modo de balance del holandés, calculada en 2,5 rad/s. Esta representación refrenda la necesidad de un sistema a amortiguación de guiñada, “Yaw Damper” para las mejora de las cualidades de vuelo lateral – direccionales del aparato.

El diagrama de Bode es una representación gráfica que sirve para caracterizar la respuesta en frecuencia de un sistema. Consta de dos gráficas separadas, una que corresponde con la magnitud de dicha función y otra que corresponde con la fase. El diagrama de magnitud de Bode dibuja el módulo de la función de transferencia (ganancia) en decibelios en función de la frecuencia (o la frecuencia angular) en escala logarítmica. Permite evaluar el desplazamiento en fase de una señal a la salida del sistema respecto a la entrada para una frecuencia determinada. Por ejemplo, se tiene una señal $Asin(\omega t)$ a la entrada del sistema y se asume que el sistema atenúa por un factor x y desplaza en fase $-\Phi$. En este caso, la salida

del sistema será $(A/x) \sin(\omega t - \Phi)$. Generalmente, este desfase es función de la frecuencia ($\Phi = \Phi(f)$); esta dependencia es lo que muestra el Bode. Los diagramas de Bode son de amplia aplicación en la Ingeniería de Control, pues permiten representar la magnitud y la fase de la función de transferencia de un sistema, sea éste eléctrico o mecánico, como es el caso.

Figura 126 Diagrama de Bode del resbalamiento con señal de comando del timón de dirección, para la configuración original, rojo, y no convencional, azul.

Figura 127 Diagrama de Bode del balanceo con señal de comando del timón de dirección, para la configuración original, rojo, y no convencional, azul.

Figura 128 Diagrama de Bode de guiñada con señal de comando del timón de dirección, para la configuración original, rojo, y no convencional, azul.

El avión es más crítico en guiñada que en los otros dos ángulos, a frecuencias cercanas a la de balanceo del holandés.

La inclusión del sistema automático de amortiguación del modo de balance del holandés, Yaw Damper, significará una disminución del pico en el diagrama de amplitud y una transición de fase más suave, como se muestra en la Figura 129 a continuación, extraída de la referencia [163]. Resultados similares aparecen publicados en otras referencias, [84].

Figura 129 Efecto de la corrección del Yaw Damper en el diagrama de Bode de resbalamiento con señal de comando del timón de dirección.

Este efecto de inclusión del “Yaw Damper”, se puede suponer igual tanto para la configuración original como para la nueva, de modo que si se estudia cómo cambia el diagrama de Bode antes de la inclusión del “Yaw Damper”, las conclusiones serán las mismas que para el sistema completo.

6.5.6.2 Efecto de incorporar el nuevo timón en los márgenes de fase y ganancia de las variables de estado lateral- direccionales con mandos libres

El margen de fase para resbalamiento con timón original, ocurre en la frecuencia de 2,77 rad/s con 28,3°. Con el nuevo timón el margen de fase son 25,4° a una frecuencia ligeramente superior de 2,82 rad/s como se puede observar en los gráficos obtenidos con matlab incluidos en la siguiente Figura 130. El sistema de bucle abierto, mandos libres, es pues estable en el avión con timón original y con el nuevo timón también, si bien, se reduce el margen de estabilidad un 10%.

Estos gráficos se obtienen con las funciones de matlab “margin (sys)” siendo sys la función de transferencia del sistema. Los valores de los márgenes de fase y ganancia se obtiene con la función “[Gm, Pm, Wgm, Wpm] = margin(sys)”

Figura 130 Margen de fase de resbalamiento con señal de comando del timón de dirección convencional y nuevo.

De forma similar, para el ángulo de balance se aumenta la frecuencia de ganancia de fase ligeramente y disminuye la misma, Figura 131. La reducción del margen de estabilidad con mandos libres es de sólo el 5%.

Figura 131 Margen de fase de balance con señal de comando del timón de dirección convencional y nuevo.

Para el ángulo de guiñada el margen de fase se comporta de forma análoga, Figura 132, y el margen de ganancia en la frecuencia del modo balance del holandés, 2,42 rad/s, pasa de -16 db a -17,2 db. Es decir el sistema se hace más inestable en un 7,5%.

Figura 132 Margen de fase de guiñada con señal de comando del timón de dirección convencional y nuevo.

6.5.6.3 Efecto de incorporar el nuevo timón en los márgenes de fase y ganancia de las variables de estado lateral- direccionales con mandos fijos

El estudio se realiza con ganancias unitarias de bucle cerrado para representar los mandos fijos en todos los casos. Con mandos fijos, el resbalamiento presenta una respuesta similar al introducir el nuevo timón respecto a la respuesta convencional. Aumenta la amplitud, de pico y media, y disminuye ligeramente la frecuencia, Figura 133.

Figura 133 Respuesta de resbalamiento a comando tipo escalón en el timón de dirección convencional y nuevo, mandos fijos.

En el caso del ángulo de balance, aparece antes la divergencia ante un comando en escalón en la actuación del timón de dirección nuevo en relación al convencional.

Figura 134 Respuesta de balance a comando tipo escalón en el timón de dirección convencional y nuevo, mandos fijos.

El ángulo de guiñada se desestabiliza también antes. La divergencia aparece tras 720 s en lugar de los 860 s del timón original, Figura 135. Si se analizan los segundos iniciales tras la señal de comando en escalón, la amplitud de la guiñada se triplica a los 5 segundos del comando, Figura 136.

Figura 135 Respuesta de balance a comando tipo escalón en el timón de dirección convencional y nuevo, mandos fijos.

Figura 136 Respuesta de guiñada a comando tipo escalón en el timón de dirección convencional y nuevo, mandos fijos.

6.5.7 Estudios de estabilidad y control dinámico lateral- direccional sin corregir coeficientes aerodinámicos: avión crítico en modo de balance del holandés

En este caso, los coeficientes son los que se incluyen a continuación.

Coeficientes comunes para ambas configuraciones

$C_{y\beta}$	$C_{l\beta}$	C_{Yp}	C_{Yr}	$C_{n\beta}$	$C_{l\delta_a}$	$C_{n\delta_a}$	C_{lp}	C_{np}	C_{lr}	C_{nr}
-1,2676	-0,2972	0,0	0,0	0,2604	0,0501	-0,0196	-0,51	-0,348	1,037	-1,782

Timón convencional

$C_{y\delta_r}$	$C_{l\delta_r}$	$C_{n\delta_r}$
0,5966	0,0468	-0,2707

Configuración con nuevo timón

$C_{y\delta_r}$	$C_{l\delta_r}$	$C_{n\delta_r}$
0,6861	0,05382	-0,3113

Tabla 29 Coeficientes aerodinámicos analíticos nuevo timón y configuración convencional, vuelo de crucero

Se va a plantear el problema de estabilidad dinámica en la configuración de peso mínimo que hace al avión operativo en dos posiciones de centro de gravedad: el más avanzado y el más retrasado, y así analizar la criticidad de los modos lateral- direccionales.

	CG	Peso	I _x	I _y	I _z	I _{xy}	I _{yz}	I _{zx}
Configuración másica	%MAC	(kg)	(kg*m ²)	(kg*m ²)	(kg*m ²)	(kg*m ²)	(kg*m ²)	(kg*m ²)
Min Operational Weight	4	22100	249967	858706	1051626	-3434	505	37485
Min Operational Weight	27	21800	249539	810531	1003886	-184	306	48605

Tabla 30 Configuraciones másicas e inerciales de avión consideradas

Se calculan los coeficientes de la ecuación característica y las soluciones de la ecuación cuártica que son los autovalores de los 4 modos propios lateral- longitudinales: espiral, convergencia en balance y la parte real e imaginaria de la solución compleja y su conjugada que corresponden al balanceo del holandés

Configuración másica	A2	B2	C2	D2	E2	x _{esp}	x _{roll}	Re(x _{DR})	Im(x _{DR})
Min Operational Weight, fwd cg	234,85	256,12	597,81	691,30	25,87	-0,0387	-1,1086	0,0284	1,6021
Min Operational Weight, aft cg	233,88	259,43	594,14	718,81	27,15	-0,0390	-1,1493	0,0395	1,6087

Tabla 31 Raíces de la ecuación característica lateral - direccional

La energía de estado del sistema es mucho mayor para el modo de balanceo del holandés que es inestable, que para los otros modos como se puede ver de forma gráfica utilizando el plot de valores singulares de Hankel, Figura 137, obtenido con ayuda de Matlab.

Figura 137 Plot de Hankel de valores singulares de estabilidad lateral- direccional para mínimo peso operativo y dos posiciones extremas de centro de gravedad: más avanzado derecha, más retrasado izquierda

Entre las dos configuraciones, en vuelo de crucero el modo del balance del holandés es más crítico en la configuración de centro de gravedad más adelantado por presentar una energía de estado mayor. Se selecciona esta configuración de centro de gravedad más adelantado como objeto de nuestros estudios.

$$s_1 = -0,0387; s_2 = -1,1086 \quad (347)$$

$$s_{3,4} = -0,0284 \pm 1,6021i \quad (348)$$

La ecuación característica se puede poner de forma canónica para mejor identificar los modos propios lateral direccionales:

$$(s^2 - 2 \cdot \zeta_{DR} \cdot \omega_{n_{DR}}^2 \cdot s + \omega_{n_{DR}}^2) \left(s + \frac{1}{\tau_r}\right) \left(s + \frac{1}{\tau_s}\right) = 0 \quad (349)$$

$$(s^2 - 2 \cdot 0,0284 \cdot s + 0,0284^2 + 1,6021^2) \left(s + \frac{1}{0,0387}\right) \left(s + \frac{1}{1,1086}\right) = 0 \quad (350)$$

El primer término es la ecuación característica del modo de balanceo del holandés, que tiene una frecuencia natural según se indica a continuación y un amortiguamiento muy bajo:

$$\omega_{n_{DR}} = 1,6 \frac{rad}{s}; \zeta_{DR} = 0,0177 \quad (351)$$

La frecuencia del modo de balanceo del holandés del avión presenta una frecuencia propia en los 1,6 Hz y su amortiguamiento es bajo. El periodo del modo es:

$$T_{DRM} = \frac{2\pi}{\omega_{n_{DR}} \sqrt{1 - \zeta_{DR}^2}} = \frac{2\pi}{1,6 \sqrt{1 - 0,0177^2}} = 3,93 \text{ s} \quad (352)$$

El número de ciclos para reducir la amplitud del modo de balanceo del holandés se duplique se obtiene:

$$N_{x2_{DR}} = \frac{\ln 2 \sqrt{1 - \zeta_{DR}^2}}{\zeta_{DR}} = 6,2 \quad (353)$$

Se concluye que el modo de balanceo del holandés del avión está muy poco amortiguado. El avión de hecho incorpora un “yaw damper”.

La raíz del modo de convergencia en balance es negativa y por tanto el avión es estable. La frecuencia del modo de convergencia en balance es cercana a la unidad.

$$\tau_{spi} = \frac{1}{1,1086} = 0,9 \text{ s} \quad (354)$$

El tiempo requerido para que la amplitud del modo de convergencia en balance se divida por dos se calcula como:

$$t_{1/2_{rol}} = \frac{\ln 2}{-\zeta_{roll}} = \frac{\ln 2}{1,1086} = 0,62 \text{ s} \quad (355)$$

La raíz del modo espiral es negativa pero muy cercana a cero lo que indica que el avión es marginalmente estable frente a este modo propio. La frecuencia del modo de espiral es muy alta como corresponde por estar la raíz próxima a cero:

$$\tau_r = \frac{1}{0,0387} = 26 \text{ s} \quad (356)$$

El tiempo requerido para que la amplitud del modo espiral se divida por dos se calcula como:

$$t_{1/2_{spiral}} = \frac{\ln 2}{-\zeta_{spiral}} = \frac{\ln 2}{0,0387} = 17,9 \text{ s} \quad (357)$$

De nuevo el modo de convergencia en balance es relativamente poco interesante respecto al modo de balanceo del holandés y el modo de espiral, es un movimiento no oscilatorio que se amortigua de forma rápida en menos de 1 segundo.

El modo de espiral ha resultado marginalmente estable y muy lento.

El modo de balanceo del holandés no está suficientemente amortiguado, igual que en el caso de estudio anterior, para un buen pilotaje del avión. Esto hace que sea necesario un amortiguador de guiñada activo, “yaw damper”, para controlar este movimiento.

6.5.7.1 Estudios de las consecuencias de la introducción del nuevo timón en el control lateral-direccional del avión

Se vuelve a estudiar en este escenario 2, el efecto del nuevo timón en el control lateral-direccional del avión, con mandos libres o en bucle abierto del mismo modo que en el escenario anterior.

De forma similar al caso anterior, para analizar el efecto del nuevo timón en el resbalamiento, balance y guiñada, se ejerce una señal de entrada en rampa donde la deflexión aumenta de 0 hasta los 30º máximos de deflexión del timón de forma proporcional al tiempo transcurrido. Los resultados se muestran en Figura 138 a Figura 140, respectivamente.

Figura 138 Comparación de respuesta del avión en resbalamiento con timón convencional y con el nuevo, frente a señales de control de deflexión del tipo rampa

Figura 139 Comparación de respuesta del avión en balanceo con timón convencional y con el nuevo, frente a señales de control de deflexión del tipo rampa

Figura 140 Comparación de respuesta del avión en guiñada con timón convencional y con el nuevo, frente a señales de control de deflexión del tipo rampa

Analizando los resultados, se aprecia el factor de mejora de 1,15 en las respuestas de ángulo de resbalamiento, balance y guiñada para todo el barrido de deflexiones del timón de 0 a 30°. Se puede concluir la mejor respuesta del avión al comando de ángulo deflectado en la superficie de control lateral- direccional.

Es posible concluir, al igual que en el escenario anterior, que el nuevo timón permite obtener una disminución de los tiempos de respuesta de la actitud lateral – direccional del avión ante las mismas actuaciones de timón de dirección en grados, al pasar de la configuración convencional a la nueva.

Este efecto del nuevo timón en las cualidades de vuelo, se muestra también en los diagramas de “Bode” que muestran un ligero aumento de magnitud e igual fase en todo el rango de frecuencias, para las señales externas, en este caso ángulos de actitud del avión de resbalamiento, Figura 141, balanceo Figura 142 y guiñada Figura 143.

Figura 141 Diagrama de Bode del resbalamiento con señal de comando del timón de dirección, para la configuración original, rojo, y no convencional, azul.

Figura 142 Diagrama de Bode del balance con señal de comando del timón de dirección, para la configuración original, rojo, y no convencional, azul.

Figura 143 Diagrama de Bode de guiñada con señal de comando del timón de dirección, para la configuración original, rojo, y no convencional, azul.

El avión es más crítico en guiñada que en los otros dos ángulos, a frecuencias cercanas a la de balanceo del holandés.

También la inclusión del sistema automático de amortiguación del modo de balance del holandés, “Yaw Damper”, significará una disminución del pico en el diagrama de amplitud y una transición de fase más suave, como ya se ha indicado antes.

6.5.7.2 Efecto de incorporar el nuevo timón en los márgenes de fase y ganancia de las variables de estado lateral- direccionales con mandos libres

El margen de fase para resbalamiento con timón original, ocurre en la frecuencia de 2,26 rad/s con 12,7°. Con el nuevo timón el margen de fase se mantiene pero la frecuencia es ligeramente superior de 2,34 rad/s. El margen de ganancia de bucle abierto pasa de 1,96 dB a 1,17 dB en cero de frecuencia, Figura 144.

El sistema de bucle abierto, mandos libres, es pues estable en el avión con timón original y con el nuevo timón también, si bien, se reduce el margen de estabilidad de ganancia en un 60%.

Figura 144 Margen de fase de resbalamiento con señal de comando del timón de dirección convencional y nuevo.

De forma similar, para el ángulo de balance se aumenta la frecuencia de margen de ganancia y de fase ligeramente y disminuyen ambas. La reducción del margen de estabilidad con mandos libres es inferior al 5%, Figura 145.

Figura 145 Margen de fase de balance con señal de comando del timón de dirección convencional y nuevo.

Para el ángulo de guiñada ocurre lo contrario, y tanto para el margen de ganancia como para el de fase se aprecia un aumento. El sistema se hace algo más estable, 4% en ganancia, Figura 146 .

Figura 146 Margen de fase de guiñada con señal de comando del timón de dirección convencional y nuevo.

6.5.7.3 Efecto de incorporar el nuevo timón en los márgenes de fase y ganancia de las variables de estado lateral- direccionales con mandos fijos

Del mismo caso que el escenario anterior, el estudio se realiza con ganancias unitarias de bucle cerrado para representar los mandos fijos en todos los casos.

Se repite el comportamiento, y con mandos fijos, el resbalamiento presenta una respuesta similar al introducir el nuevo timón respecto a la respuesta convencional. Aumenta la amplitud, de pico y media, y disminuye ligeramente la frecuencia, Figura 147

Figura 147 Respuesta de resbalamiento a comando tipo escalón en el timón de dirección convencional y nuevo, mandos fijos.

En el caso del ángulo de balance, aparece antes la divergencia ante un comando en escalón en la actuación del timón de dirección nuevo en relación al convencional, Figura 148.

Figura 148 Respuesta de balance a comando tipo escalón en el timón de dirección convencional y nuevo, mandos fijos.

El ángulo de guiñada se desestabiliza también antes. La divergencia aparece tras 530 s en lugar de los 615 s del timón original, Figura 149. Si se pone el foco en los segundos iniciales tras la señal de comando en escalón, la amplitud de la guiñada se multiplica por un factor superior a 10 entre los 4,5 y 5 segundos del comando, Figura 150.

Figura 149 Respuesta de balance a comando tipo escalón en el timón de dirección convencional y nuevo, mandos fijos.

Figura 150 Respuesta de guiñada a comando tipo escalón en el timón de dirección convencional y nuevo, mandos fijos.

La base para obtener todos los gráficos y cálculos mostrados en este capítulo se ha programado en código matlab. Las tablas a continuación, resumen los resultados analíticos obtenidos en este capítulo: tabla 32 para mandos libres, tabla 33 para mandos fijos.

Configuración crítica en modo espiral			
Resbalamiento			
Margen de estabilidad de ganancia		Margen de fase	
Convencional	Nuevo timón	Convencional	Nuevo timón
Inf.	Inf.	28.3° @ 2.77 rad/s	25.4° @ 2.82 rad/s
Balanceo			
Margen de estabilidad de ganancia		Margen de fase	
Convencional	Nuevo timón	Convencional	Nuevo timón
Inf.	Inf.	51.9° @ 2.83 rad/s	49.3° @ 2.89 rad/s
Guiñada			
Margen de estabilidad de ganancia		Margen de fase	
Convencional	Nuevo timón	Convencional	Nuevo timón
-16 dB @ 2.42 rad/s	-17 dB @ 2.42 rad/s	-80.1° @ 3.58 rad/s	-81.3° @ 3.78 rad/s
Configuración crítica en modo de balanceo del holandés			
Resbalamiento			
Margen de estabilidad de ganancia		Margen de fase	
Convencional	Nuevo timón	Convencional	Nuevo timón
2 dB @ 0	1 dB @ 0	12.7° @ 2.26 rad/s	25.4° @ 2.34 rad/s
Roll			
Margen de estabilidad de ganancia		Margen de fase	
Convencional	Nuevo timón	Convencional	Nuevo timón
-37.9 dB @ 1.63 rad/s	-36.1 dB @ 1.65 rad/s	31.9° @ 2.79 rad/s	31.4° @ 2.89 rad/s
Yaw			
Margen de estabilidad de ganancia		Margen de fase	
Convencional	Nuevo timón	Convencional	Nuevo timón
-20.5 dB @ 0 rad/s	-21.3 dB @ 0 rad/s	-83° @ 3.33 rad/s	-83.5° @ 3.67 rad/s

Tabla 32 Márgenes de estabilidad obtenidos en condición de mandos libres, tanto para timón de dirección convencional, como para el no convencional y en los dos escenarios de avión crítico en modo espiral y en modo de balanceo del holandés

	Configuración de avión crítica en modo espiral		
Resbalamiento	Pico de Amplitud:	Nuevo timón: 0.52 @ 1.7 s	Convencional: 0.48 @ 1,7s
	Amplitud Media:	Nuevo timón: 0.25 s	Convencional: 0.21 s
	La frecuencia de la respuesta a la función escalón es de 0,85 rad/s en configuración original y se incrementa un 2% para el nuevo timón.		
Balanceo	Tiempo que transcurre hasta que la amplitud aumenta a 10^5 :	Nuevo timón: 10 s	Convencional: 10.8 s
Guiñada	Divergencia:	Nuevo timón: 720 s	Convencional: 860 s

	Configuración crítica en modo de balanceo del holandés		
Resbalamiento	Pico de Amplitud:	Nuevo timón: 0.90 @ 1.7 s	Convencional: 0.84 @ 1,7s
	Amplitud Media:	Nuevo timón: 0.26 s	Convencional: 0.20 s
	La frecuencia de la respuesta a la función escalón es de 0,65 rad/s en configuración original y se incrementa un 2% para el nuevo timón.		
Balanceo	Tiempo que transcurre hasta que la amplitud aumenta a 10^5 :	Nuevo timón: 10.7 s	Convencional: 11.1 s
Guiñada	Divergencia:	Nuevo timón: 530 s	Convencional: 615 s

Tabla 33 Respuestas a la función escalón en condición de mandos fijos, para el timón convencional y el nuevo, y las dos configuraciones de avión, crítico en espiral y en modo de balanceo del holandés

6.6 Estudios de mejora de cualidades de vuelo.

En este apartado, se resume la mejora de las cualidades de vuelo consecuencia de incorporar el nuevo timón.

La mejora en los tiempos de respuesta de los ángulos de actitud lateral- direccional del avión ante deflexiones de comando del timón de dirección, cuando este es no convencional, ha sido estudiada y caracterizada en los apartados de estabilidad dinámica anteriores.

En el apartado de estabilidad estática, se concluyó la reducción en la velocidad de mínimo control lateral direccional. Esto tiene importancia en el desarrollo de los grandes aviones bimotores de transporte actuales como se estudia a continuación.

El desarrollo de nuevas versiones de aviones comerciales de transporte bimotores, exige aumentos de empuje en el motor superiores al 50%, [164], para poder alcanzar los objetivos de aumento de carga de pago y/ o alcance. Al mismo tiempo, estos aumentos de tamaño en la planta de potencia se requieren hacer sin tocar el tamaño del estabilizador vertical y el timón de dirección lateral direccional, por razones tanto económicas, como de plazos de entrega, que se pueden aquilatar por la necesidad de re- certificar una versión que modifícase la deriva vertical. Esto resulta en que los márgenes, existentes en la versión original, entre la velocidad de operación normal y la velocidad de control mínimo en vuelo, se reduzcan.

Los aviones de transporte comercial tienen una velocidad por debajo de la cual no se pueden controlar lateral- direccionalmente. Esta velocidad está definida como aquélla a partir de la cual no es posible mantener ni controlar el ángulo de balance y el de guiñada para un nivel de empuje asimétrico definido.

Los requisitos de aeronavegabilidad EASA o FAA (punto 25.149) establecen la definición de v_{MCA} como la velocidad calibrada de aire tal que, cuando falla el motor crítico, en el caso de los bimotores, uno de los dos, es posible mantener el control del avión con el motor no operativo y mantener vuelo recto con un ángulo de balance no superior a 5°. Por requisito de certificación, las velocidades mínimas de operación, v_2 y v_{REF} , son mayores o iguales que v_{MCA} . Esto en la versión original de primera certificación del avión se ha verificado para poder conseguir el certificado de tipo.

Si se aumenta el empuje de los motores, v_{MCA} aumenta, pues hay una relación directa entre ambos parámetros.

Pudiera así presentarse el escenario, que las velocidades mínimas de operación fueran inferiores que la nueva v_{MCA} . En particular es de singular importancia la velocidad de pérdida, por la criticidad de la configuración de despegue que es donde resulta crítica la pérdida de motor y por su influencia en las cualidades de vuelo. Al llegar a velocidad de pérdida de sustentación (o velocidad de pérdida dicho de forma general), se producen sacudidas en los mandos del avión. Los sistemas de ayuda al pilotaje, protegen en relación a esta situación.

El escenario crítico, es el de avión configurado en su mínimo peso operativo, con los nuevos motores de mayor empuje, que tiene que ser analizado y caracterizado para evitar una situación en la cual al disminuir la velocidad, se pierda el control lateral antes que se alcance la velocidad de pérdida.

En consecuencia, la introducción del nuevo timón no convencional, al disminuir la velocidad de pérdida de control lateral, V_{MCA} , va a significar que se aumente el margen con la velocidad de pérdida y por tanto el avión continúe protegido por los sistemas de ayuda de la versión original, cuando se desarrollen versiones derivadas de mayor empuje. Sin necesidad de modificaciones adicionales en el tamaño de la deriva.

Capítulo 7

7 Resumen de Resultados y conclusiones

Los estudios realizados para completar este trabajo han dado origen a resultados en los campos de conocimiento aeronáutico siguientes:

- Campo de la aerodinámica de una estructura tipo ala con superficie de mando y control convencional y no convencional,
- Área de estructuras con un nuevo panel altamente ortotrópico que puede ser realizado con nuevos procesos de fabricación aditiva en materiales industriales mostrando viabilidad para su utilización en aeronáutica
- Campo de estudio de cualidades de vuelo en dos vertientes:
 - Análisis del efecto de un nuevo timón direccional no convencional en la estabilidad estática en caso de fallo de motor,
 - Estudios del efecto del mismo timón en los márgenes de estabilidad dinámica con mandos libres y las consecuencias del cambio de timón en el control del avión objetivo.

En el campo de la aerodinámica se ha probado que un timón de dirección no convencional al deflectarse, da lugar a aumentos de fuerzas laterales en el entorno de un 15% superior que el timón convencional, en el rango de velocidades de caso crítico de fallo de motor al despegue. El nuevo timón es el resultado de conformar con una curvatura continua la superficie de mando y control lateral direccional con el borde de salida de la parte fija del estabilizador vertical del avión de transporte objetivo. Estos estudios se han realizado con diversas formulaciones analíticas y con ayuda de CFDs de última generación. Los casos analizados han sido de baja velocidad y alta deflexión de la superficie de control, y de alta velocidad con bajas deflexiones. Este aumento de sustentación del perfil conformado tiene su base en los siguientes aspectos de mejora aerodinámica:

- Aumento de las presiones diferenciales máximas tanto en intradós como en extradós
- Mejora de la presión media del extradós en la zona central del perfil
- Aumento de presión en el intradós en la cuerda de la superficie de control
- Alisamiento del pico de presiones en el extradós y mayores presiones medias en la cuerda de la superficie de control. Este resultado es relevante para conseguir el flujo laminar en superficies sustentadoras. El suavizado de la distribución de presiones en el perfil aerodinámico como consecuencia de la introducción del nuevo timón curvado respecto a uno convencional mejora el flujo laminar.

Esta cuantificación de la mejora de fuerza lateral aerodinámica en caso de fallo de motor, ha sido validada con casos de carga reales tomados de documentos de certificación de un avión de transporte de motores bajo ala.

Para completar la validación de los estudios aerodinámicos es conveniente la realización de ensayos en túnel aerodinámico, en el rango de velocidades objetivo y para la geometría de perfiles estudiados.

En el dominio del desarrollo de nuevas estructuras, se ha desarrollado una configuración de paneles de deformación selectiva, altamente ortotrópicos, para un timón no convencional que se conforma con una curva continua entre la parte fija del cajón de torsión de una superficie sustentadora y su superficie de control móvil. Los diseños derivados de este nuevo panel, junto con la posibilidad de manufacturarlos con procesos de fabricación aditiva, consituyen una nueva base de configuraciones originales con posibilidad de que su patente sea exitosa en el mercado. Se ha fabricado con éxito, mediante fabricación aditiva y con material y medios comercialmente disponibles, un panel prototipo representativo. Este panel se ha diseñado para su utilización en una superficie de control lateral de un avión de transporte de 100 plazas. En consecuencia, se ha desarrollado una solución estructural certificable que presenta un perfil conformado real. Este perfil no presenta desviaciones relevantes en relación a la curva continua teórica, en particular, picos y valles que perturben el contorno, en condiciones de carga y deflexión real. El estudio aerodinámico del perfil conformado real ha resultado en diferencias mínimas en relación con los obtenidos con la curvatura teórica.

Los estudios estructurales incluyen el desarrollo de modelos analíticos para diseñar un revestimiento adaptable con múltiples parámetros, restricciones y para distintas configuraciones. Los requisitos de diseño en el caso de la superficie de control y mando se resumen en dos. Primero que la rigidez, traducida en módulos elásticos equivalentes, y la resistencia de los paneles sean suficientemente altas para soportar las cargas internas en sentido de la envergadura con un nivel de deformación compatible con la parte fija. Segundo, que en sentido de la cuerda, la fuerza originada por los actuadores en la configuración convencional sea suficiente para el desplegado conforme de la nueva superficie.

Estos estudios se han basado en varias configuraciones geométricas de paneles altamente ortotrópicos que pueden ser fabricados de forma aditiva con materiales no metálicos disponibles en la actualidad. Se han planteado las ecuaciones analíticas que relacionan las propiedades mecánicas de la configuración geométrica de los paneles altamente ortotrópicos con las propiedades del material constituyente.

Los análisis incluidos en los estudios de la tesis se han demostrado válidos para diseñar paneles altamente ortotrópicos para alcanzar ratios de rigidez y resistencia que se diferencian en dos órdenes de magnitud en las dos direcciones principales dentro del plano. La determinación de la configuración geométrica de rigidizadores en dirección de la envergadura para satisfacer los requisitos de estabilidad y pandeo es condición previa a la definición de los parámetros que definen las celdillas repetitivas en dirección de la envergadura.

En particular se han investigado dos configuraciones geométricas de dichos paneles, una denominada en doble “C” con tramos curvos en relación a una configuración de tramos rectos en “V”. Se ha concluido un mejor comportamiento de la configuración en doble “C” frente a los requisitos funcionales y estructurales del timón del avión objetivo.

Los resultados de la comprobación de resistencia analítica estática para los casos de carga de fallo de motor concluyen una configuración viable para ser certificada. Se concluye que la selección del material es crítica para obtener una solución estructural válida frente a los diferentes requisitos.

Se subraya la necesidad de validar estos resultados analíticos con ensayos estáticos y ampliar los análisis y ensayos frente cargas de fatiga. También es necesario que para estudios futuros se incluya el efecto de temperatura y humedad dada la higroscopía de los materiales plásticos seleccionados.

Se ha completado el diseño de detalle de una porción representativa del panel altamente ortotrópico en configuración de doble “C”. Los modelos tridimensionales realizados por ordenador, han servido de base para la fabricación aditiva de un elemento representativo con medios disponibles comercialmente. Se han caracterizado los principales parámetros del proceso productivo y se ha concluido la limitación actual en el tamaño de las piezas que se pueden fabricar con estas tecnologías.

Durante el desarrollo de estos estudios se ha constatado la tendencia a mejoras de productividad y del cada vez mayor tamaño de piezas fabricables, fruto del continuo esfuerzo de investigación y desarrollo en este campo de la técnica. Se necesita desplegar una vigilancia tecnológica que permita estar al corriente de los nuevos desarrollos aplicables a las estructuras conformables estudiadas en esta tesis.

Los análisis se han completado con estudios en modelos de elementos finitos no lineales que predicen un comportamiento de los paneles altamente ortotrópicos, que muestran analogías con las ondas de Bloch reportadas en el estudio de sólidos celulares constituido por infinitas celdillas periódicas. Los paneles desarrollan una respuesta elástica similar, mostrando un módulo secundario a partir de cierto nivel de carga.

Se ha estudiado el efecto en la estabilidad estática y dinámica, como resultado de modificar la configuración general del avión objetivo con el nuevo timón lateral no convencional, para el caso de fallo de motor en despegue.

Se ha concluido que el cambio en los coeficientes de estabilidad direccional de fuerza lateral y ángulos de guiñada y balanceo e influencia en el resbalamiento y deflexión de alerón son despreciables. El coeficiente de influencia de fuerza lateral por deflexión de timón de dirección aumenta como lo hace la mejora aerodinámica de la superficie conformada, es decir, un 15%.

La estabilidad estática en caso de fallo de motor ha sido caracterizada para el avión configurado con el nuevo timón lateral- direccional, y los resultados comparados con la

configuración convencional. Se han obtenido los ángulos que definen el equilibrio del avión tras el fallo de motor en ambas configuraciones. Se ha obtenido un coeficiente de momento de guiñada disponible un 8% mayor cuando se introduce el timón no convencional lo que tiene un efecto en la velocidad de mínimo control en tierra y aire que puede disminuir un 4%.

En relación a la restauración del vuelo equilibrado tras fallo de motor en despegue en el caso de avión configurado con la nueva superficie de mando lateral, comparándola con la convencional, se puede concluir un aumento en torno al 8% tanto del ángulo de resbalamiento, como del momento de mando de guiñada disponible. Este segundo aspecto habilita una disminución del 4% de la velocidad mínima de control lateral, en tierra y en aire. Esta conclusión es significativa por sus implicaciones en la mejora de las cualidades de vuelo de la aeronave modificada con el nuevo timón. La disminución del 4% de la velocidad mínima de control lateral conlleva la existencia de un mayor margen de controlabilidad del avión respecto a la pérdida de mando lateral. Este es un problema que requiere más investigaciones futuras, por causa de los beneficios potenciales en el diseño de nuevas plataformas de aeronaves de ala fija comerciales, con motores con mayor empuje. Esta es una tendencia en los fabricantes de aviones comerciales, A350 XWB 1000, Boeing 777-X. La disminución de la velocidad mínima de control lateral hace que sea más difícil, que por causas de peso y centrado, la velocidad de pérdida sea inferior a la primera, originando problemas de seguridad en estos nuevos modelos. El timón curvado puede ser pues una solución de diseño.

Estas valoraciones de estabilidad estática se pueden considerar válidas desde un punto de vista relativo por ser resultado de la comparación de la nueva configuración curvada en relación a una dada convencional. La validez total de estas prometedoras conclusiones requiere de unos coeficientes aerodinámicos de partida robustos y fiables, fruto de ensayos en vuelo, dado que los utilizados han sido derivados de forma analítica.

Se ha completado el estudio de cómo afecta en la estabilidad dinámica y el control en condiciones de vuelo de crucero rectilíneo a 1g, la introducción del nuevo timón mejorado. Debido a la falta de robustez del método analítico y las incertidumbres en los valores de los coeficientes aerodinámicos, se ha decidido estudiar dos escenarios de configuración lateral-direccional de avión: uno crítico en modo espiral, otro en balanceo del holandés. Se ha completado el estudio del efecto del nuevo timón en ambos escenarios que resulta de interés tanto desde el punto de vista académico como de cubrir el mayor rango posible de situaciones reales. Los márgenes de ganancia, fase y frecuencia, de estabilidad lateral-direccional cambian como consecuencia de la introducción del nuevo timón. Éstos se han calculado tanto en condición de mandos libres como mandos fijos. La fuerza lateral ejercida por el timón de dirección se ha supuesto que aumenta un 15%.

Los estudios analíticos con mandos libres en avión crítico en modo espiral, resultan en efectos inferiores al 5% en los márgenes de estabilidad de ganancia y márgenes de fase de resbalamiento, balance y guiñada. Para la configuración crítica en modo de balanceo del

holandés se repiten las diferencias mínimas en todos los márgenes excepto en el margen fase de resbalamiento donde se ha duplicado la fase, de $12,7^\circ$ a $25,4^\circ$ junto con una desviación de frecuencia de $2,26 \text{ rad/s}$ a $2,34 \text{ rad/s}$.

Los estudios de estabilidad dinámica con mandos fijos resultan en pequeñas desviaciones en las amplitudes, frecuencias y tiempos obtenidos, tanto para resbalamiento, como para balance, independientemente de que la configuración del avión sea crítica en espiral o balanceo del holandés. Si que es relevante el adelanto de la divergencia en guiñada como consecuencia de la incorporación del nuevo timón. En el caso de la configuración crítica en modo espiral de 860 segundos pasa a 720 s. Para avión crítico en modo de balanceo del holandés, de 615 a 530 segundos.

Se tiene que tener en cuenta, que en este tipo de aviones de transporte, el sistema de amortiguamiento de guiñada, “yaw damper”, mide las variaciones de los ángulos de balance y guiñada y actúa, de forma óptima, con deflexiones de alerón y timón de dirección. De este modo se amortigua el balanceo del holandés. Como consecuencia de introducir el nuevo timón, la programación del “yaw damper” se ve afectada, de acuerdo a las conclusiones antes expuestas. En particular, en lo que se refiere a la reducción de las variaciones de guiñada en los momentos iniciales tras una acción de mando en escalón en el timón lateral.

La viabilidad del nuevo timón ha quedado demostrada a un nivel de TRL 3 y se puede seguir invirtiendo esfuerzos y recursos para completar la madurez de este TRL y alcanzar TRLs superiores en el futuro.

Capítulo 8

8 Estudios y trabajos futuros

La continuación de los estudios presentados en esta tesis empieza por completar la madurez del nuevo timón como sistema avión a un nivel TRL 3 y luego por la consecución de TRLs más altos para el nuevo timón de dirección no convencional. Un primer paso es completar la selección de los actuadores y la definición conceptual de todo el sistema de accionamiento e instalación.

En capítulos anteriores se ha nombrado la necesidad de realizar ensayos. Los primeros deberían ser, como ya se ha comentado, en túnel aerodinámico para la nueva configuración, de modo que validen los resultados obtenidos con las aproximaciones analíticas y con CFDs aquí obtenidos.

Para conseguir el TRL 4 también se necesita completar la validación y verificación de los paneles altamente ortotrópicos o de deformación selectiva. Estos paneles se han fabricado con un material plástico y un proceso de fabricación aditiva nuevo. Por este motivo, hay que completar, primero, una serie de ensayos que permiten obtener los esfuerzos admisibles de referencia que se han utilizado y así poder validar los análisis teóricos. La determinación del número de cupones y ensayos necesarios para establecer unos valores de esfuerzos admisibles de referencia, se rige por un criterio económico de minimizar el número de los mismos, pero a la vez satisfaciendo los requisitos exigidos por las autoridades y aceptados por la industria. En el caso de metales estos requisitos están muy maduros y desplegados en las bases de datos de admisibles disponibles. En el caso de material compuesto, los requisitos que forman la base de certificación se recogen en referencia reconocidas [165]. Para el caso del nuevo material y proceso propuesto en esta tesis, se debe seguir un procedimiento de selección de cupones que cubra las posibles variaciones del proceso de fabricación de forma muy similar a lo propuesto en la citada referencia para compuesto. La posible presencia de porosidades en el proceso productivo de fabricación aditiva es uno de los condicionantes principales para tener que proceder a un esquema de validación minucioso. Esta es la razón por la que se propone el siguiente esquema de ensayos:

- Ensayos de cupones recortados de paneles fabricados de forma aditiva para comprobar la consistencia de módulos de elasticidad a tracción, compresión, flexión, esfuerzos de fluencia y rotura en las dos dirección de ortotropía y en relación a los del material antes de procesar por fabricación aditiva. Se deben realizar en condiciones de temperatura ambiente (RT) y repetir en condiciones de temperaturas extremas de operación, - 70 °C, + 50°C y material acondicionado en húmedo y seco para comprobar el efecto higroscópico. Es práctica habitual para materiales plásticos considerar ensayos RT (del inglés “Room Temperature”- temperatura ambiente), CD (del inglés “Cold- Dry” – seco y frío) y HW (en literatura anglosajona “Hot Wet”- en húmedo y en caliente) para cubrir todas las posibilidades críticas de operación.

Para esta campaña de ensayos se estima 5 como número representativo de “batches,” o pruebas de fabricación de partida, de la que recortar los cupones. De cada uno de estos 5 “batches”, recortaremos cupones de dos zonas distintas. De cada zona extraeremos 3 cupones, uno para ensayo en condición RT, otro CD y otro HW. Esto suma 270 cupones totales para cubrir los 9 tipos de ensayos que sirven para determinar las propiedades mecánicas, según se detallan a continuación:

- Ensayos módulo elasticidad tracción: 10 RT/10CD/10 HW
 - Ensayos módulo elasticidad compresión: 10 RT/10CD/10 HW
 - Ensayos módulo elasticidad flexión: 10 RT/10CD/10 HW
 - Ensayos fluencia tracción: 10 RT/10CD/10 HW
 - Ensayos fluencia compresión: 10 RT/10CD/10 HW
 - Ensayos fluencia flexión: 10 RT/10CD/10 HW
 - Ensayos rotura tracción: 10 RT/10CD/10 HW
 - Ensayos rotura compresión: 10 RT/10CD/10 HW
 - Ensayos rotura flexión: 10 RT/10CD/10 HW
- Ensayos de cupones de las celdillas unitarias, a tracción, compresión uni-axial y biaxial para comprobación de los valores analíticos obtenidos y considerar efectos térmicos y de ingestión de agua como se ha indicado en punto anterior. Para este grupo de ensayos se considera suficiente extraer las probetas o cupones de un único panel, “batch”, de tres zonas distintas. Del mismo modo que antes, de cada zona extraeremos 3 cupones, uno para cada condición ambiental de ensayo. En este caso, 135 cupones- celdilla cubren los 15 tipos de ensayos que se detallan a continuación. Recuerdese que la dirección 1 es la más flexible:
 - Ensayos módulo elasticidad tracción uniaxial: 3 RT/3CD/3 HW
 - Ensayos módulo elasticidad tracción biaxial: 3 RT/3CD/3 HW
 - Ensayos módulo elasticidad compresión uniaxial: 3 RT/3CD/3 HW
 - Ensayos módulo elasticidad compresión biaxial: 3 RT/3CD/3 HW
 - Ensayos módulo elasticidad flexión dirección 1: 3 RT/3CD/3 HW
 - Ensayos módulo elasticidad flexión dirección 2: 3 RT/3CD/3 HW
 - Ensayos fluencia tracción dirección 2: 3 RT/3CD/3 HW
 - Ensayos fluencia compresión dirección 2: 3 RT/3CD/3 HW
 - Ensayos fluencia flexión dirección 2: 3 RT/3CD/3 HW
 - Ensayos rotura tracción dirección 1: 3 RT/3CD/3 HW
 - Ensayos rotura tracción dirección 2: 3 RT/3CD/3 HW
 - Ensayos rotura compresión dirección 1: 3 RT/3CD/3 HW
 - Ensayos rotura compresión dirección 2: 3 RT/3CD/3 HW
 - Ensayos rotura flexión dirección 1: 3 RT/3CD/3 HW
 - Ensayos rotura flexión dirección 2: 3 RT/3CD/3 HW
 - Ensayos de tracción, compresión y cortadura de paneles altamente ortotrópicos representativos de la solución estructural, similares al fabricado durante los trabajos

de esta Tesis, para obtener los módulos de elasticidad y cargas de rotura representativos y comparar los valores con los obtenidos analíticamente, considerar ensayos a distintas temperaturas y acondicionamiento del material. Con 12 ensayos se considera suficiente:

- Ensayo panel hasta rotura a tracción en dirección 1: 1 RT/1 CD/1 HW
- Ensayo panel hasta rotura a tracción en dirección 2: 1 RT/1 CD/1 HW
- Ensayo panel hasta rotura a compresión en dirección 2: 1 RT/1 CD/1 HW
- Ensayo panel hasta rotura a cortadura: : 1 RT/1 CD/1 HW

También se identifica la necesidad de continuar investigando métodos robustos de optimización de la configuración geométrica de los paneles para minimizar el peso y tiempos de procesamiento industrial, a la vez que se cumplen con los requisitos estructurales. La evolución de la técnica de fabricación aditiva y la miniaturización de los detalles estructurales que generan la ortotropía, abren campos de investigación futuros muy interesantes, por las potenciales reducciones de peso asociadas. En este sentido, se ha generado una patente que debido a la adscripción del autor a una compañía comercial, ha sido absorbida por esta para su propiedad y explotación futura.

Un ensayo estático en tierra de una fracción representativa del nuevo timón también se considera necesario. Basta que sea a temperatura ambiente. De este modo se puede realimentar los análisis realizados con modelos de elementos finitos para que sean lo más ajustados posible a los resultados del ensayo estático realizado y utilizar la misma técnica para análisis de fatiga y aeroelásticos posteriores.

La integración del nuevo timón a nivel de avión completo necesita ser estudiada también desde el punto de vista aeroelástico. El análisis aeroelástico es necesario para demostrar la viabilidad de la nueva configuración de timón no convencional. En particular ha habido varios resultados que influyen en el comportamiento aeroelástico que necesitan ser estudiados con más detalle:

- El cambio de la frecuencia de desprendimiento de la estela del timón de dirección al pasar de la configuración convencional a la no convencional, cambio de número de Strouhal para igual número de Reynolds concluido en el capítulo de estudios aerodinámico. El efecto de este cambio en una de las frecuencias críticas de excitación del timón tiene que ser estudiado en detalle.
- Además, al cambiar la configuración estructural del timón las frecuencias naturales del mismo cambian, y puede haber efecto para cambio del empenaje vertical en su conjunto. Esto es motivo de estudios posteriores.
- Durante el estudio analítico de resistencia estática del timón, se ha comprobado que hay cambio de módulo elástico de los paneles altamente ortotrópicos en función de la deflexión de la superficie. El efecto del cambio de módulo elástico de los paneles en el comportamiento aeroelástico del timón también debe ser motivo de estudio detallado.

En estudio de estabilidad y control, también tiene que ser analizado añadiendo nuevos casos de carga objetivos según requieren las autoridades de aeronavegabilidad para cubrir las envolventes. Esta Tesis se ha limitado al estudio de la estabilidad estática en caso de fallo de motor en despegue a nivel del mar y la estabilidad dinámica en vuelo de crucero. Como continuación de los estudios de estabilidad dinámica, es posible analizar con más detalle, los diferentes parámetros que configuran el avión en estabilidad y control lateral-direccional y hacer análisis de sensibilidad para cubrir las incertidumbres inherentes a la aproximación analítica. Estos estudios se pueden enfocar en un avión crítico en espiral o en balanceo del holandés y detallar el análisis para distintas configuraciones de peso, posición del centro de gravedad y condiciones de vuelo. Los estudios recogidos en esta Tesis pueden servir de base para estos estudios detallados en el futuro.

Completados estos análisis, se puede acceder a llevar el nuevo timón a un TRL 5 completando los ensayos en tierra de caracterización estructural, estática y fatiga, y funcional del timón integrado en estabilizador vertical. Un ensayo de vibraciones en tierra también es requisito formal de certificación para conseguir estos objetivos, es fundamental completar la aplicación del nuevo timón al caso de un avión concreto, conocido y totalmente caracterizado. Así se pueden obtener resultados robustos en términos absolutos, consecuencia de la integración del nuevo timón de dirección.

El TRL 6 puede ser entonces accesible con ensayos en vuelo del avión objetivo con timón no convencional integrado. Para ello se necesita integrar una nueva configuración de avión experimental completa, que incluya actuadores del nuevo timón que satisfagan los requisitos de aeronavegabilidad.

No es menos importante resaltar los estudios futuros que se abren en el campo de diseño de nuevos materiales con anisotropías customizadas para los niveles de rigidez y resistencia que se necesiten, como consecuencia de la aplicación de las nuevas tecnologías de fabricación aditiva, a configuraciones geométricas similares a las estudiadas en esta Tesis. El nivel de miniaturización de las celdillas geométricas y su extrapolación de formas más complejas en tres dimensiones, pueden habilitar configuraciones optimizadas en peso y que cumplan con requisitos de rigidez y resistencia.

Como ya se ha adelantado, el potencial impacto en el mercado de estructuras ligeras, que puede tener el tipo de configuraciones estudiadas y comprobadas como viables en esta tesis, ha justificado la presentación de una patente. Se espera, que durante los próximos años, se continuen desarrollando prototipos y nuevas configuraciones basadas en estos estudios, con el fin de acercarlos al mercado, no sólo aeroespacial, sino también, para otros sectores industriales.

Capítulo 9

9 Bibliografía

- [1] NASA, National Aeronautics and Space Administration, Earth Science Technology Office. (2016). "Definition of Technology Readiness Levels," Recurso disponible en internet. Fecha acceso: 14 Febrero 2015. http://esto.nasa.gov/files/TRL_definitions.pdf.
- [2] Daynes S. y Weaver P. M. (2012). "A morphing trailing edge device for a wind turbine" *Journal of Intelligence Material, Systems and Structures*, vol. 23 (Marzo), pp. 691–701.
- [3] Daynes S. y Weaver P. M. (2012). "Design and testing of a deformable wind turbine blade control surface," *Smart Material and Structures*, vol. 21 (Octubre), pp. 105-119.
- [4] Lachenal X.; Daynes, S. y Weaver P.M. (2013). "Review of morphing concepts and materials for wind turbine blade applications," *Wind Energy*, vol. 16 (Febrero), pp. 283–307.
- [5] Albert M. (2014). "Translation of Innovative Technologies into Simplified Conceptual Aircraft Models for Technology Evaluation in CleanSky," en las actas, proceedings, de "3AF / CEAS Conference Greener Aviation: Clean Sky breakthroughs and worldwide status", 12- 14 Marzo 2014, Bruselas, Bélgica.
- [6] El Din S.; Godard J.L.; Rodde A.M.; Moens F.; Andreutti G. et al. 2014. "Natural Laminar Flow Transonic Wing Design Applied to Future Innovative Green Regional Aircraft" en las actas, proceedings, de "3AF / CEAS Conference Greener Aviation: Clean Sky breakthroughs and worldwide status", 12- 14 Marzo 2014, Bruselas, Bélgica. Disponible en internet. Acceso 15 Septiembre 2014. <https://hal.archives-ouvertes.fr/hal-01082913>
- [7] Nae C.; Pricop V.; Stoica C.; Cojocaru C. y Munteanu F. (2014). "Wind Tunnel Test Results on Active Control of 3D Transonic Wing Buffet," en las actas, proceedings, de "3AF / CEAS Conference "Greener Aviation: Clean Sky breakthroughs and worldwide status", 12- 14 Marzo 2014, Bruselas, Bélgica.
- [8] Franke D. M. y Wild J. (2014). " Aerodynamic Design of a Folded Krueger Device for a HLFC Wing"; en actas, proceedings, "STAB symposium 2014" 4- 5 Noviembre, Munich, Alemania.
- [9] Streit, T.; Wichmann G.; Campbell, R.L. y Von Knoblauch zu Hatzbach F. (2011). Implications of Conical Flow for Laminar Wing Design and Analysis, AIAA Paper 2011-3803, 29th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 27-30 Junio Honolulu/ HI, USA, 2011.
- [10] Boeing, "Boeing B787-8 with HLFC VTP," (2012). Disponible en internet. Acceso 2-Mayo-2013. <http://www.flightglobal.com/blogs/flightblogger/2011/06/photo-of-note-boeing-tests-hyb.html>.
- [11] Saristu: SmARt Intelligent Aircraft STRuctures. (2013). "Saristu, 1st Publishable summary. Grant: 2845562. 7FP EU," 2013. Recurso disponible en internet. Fecha acceso: 4 Octubre 2014. http://www.saristu.eu/wp-content/uploads/2012/11/1st_Periodic_Report_Publishable_Summary.pdf
- [12] Barbarino S.; Bilgen O.; Ajaj R. M.; Friswell M. I. y Inman D. J. (2011). "A Review of Morphing Aircraft," *Journal of Intelligence Materials, Systems and Structures*, vol. 22 (August), pp. 823–877.

- [13] Vasista S.; Tong L. y Wong K. C. (2012). "Realization of Morphing Wings: A Multidisciplinary Challenge," *Journal of Aircraft*, vol. 49 (January), pp. 11–28.
- [14] Lyrio J. A. A. y Paglione P. (2006). "Wing and Airfoil Optimized Design of Transport Aircraft," in *Proceedings of the 11th Brazilian Congress of Thermal Sciences and Engineering -- ENCIT 2006 Braz. Soc. of Mechanical Sciences and Engineering -- ABCM, Curitiba, Brazil, Dec. 5-8, 2006*.
- [15] Reich G. W.; Bowman J. C.; Sanders B.; Snyder M. P.; Cannon B.; Eastep F. E.; Frank G. J.; Kudva J.; Joshi S.; y Weisshaar T. (2008). "Morphing Aircraft Structures: Research in AFRL / RB," Wright-Patterson Air Force Base, Ohio, USA.
- [16] Sofla A. Y. N.; Meguid S. A.; Tan K. T. y Yeo, W. K. (2010). "Shape morphing of aircraft wing: Status and challenges," *Materials and Design*, vol. 31 (Marzo), pp. 1284–1292.
- [17] Grigorie T. L.; Popov A. V.; Botez R. M.; Mamou M. y Mebarki Y. (2011). "On-off and proportional-integral controller for a morphing wing. Part 1: Actuation mechanism and control design," in *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2011, vol. 226 (Julio), pp. 131–145.
- [18] Grigorie T. L.; Popov A. V.; Botez R. M.; Mamou M. y Mebarki Y. (2011). "On-off and proportional-integral controller for a morphing wing. Part 2: Control validation - numerical simulations and experimental tests," *Proc. Inst. Mech. Eng. Part G J. Aerosp. Eng.*, vol. 226 (Julio), pp. 146–162.
- [19] Hariri M. A. (2009). "Control of Structures Using SMA Wires and Piezoelectric Patches." Tesis Doctoral. RMIT University, EEUU.
- [20] Portela P.; Camanho P.; Weaver P. y Bond I. (2008). "Analysis of morphing, multi stable structures actuated by piezoelectric patches." *Comput. Struct.*, vol. 86 (Febrero), pp. 347–356.
- [21] Diaconu C. G.; Weaver P. M. y Mattioni F. (2008). "Concepts for morphing airfoil sections using bi-stable laminated composite structures," *Thin-Walled Struct.*, vol. 46 (Junio), pp. 689–701.
- [22] Elzey D. M.; A. Y. N. Sofla y Wadley H. N. G. (2003). "A bio-inspired, high-authority actuator for shape morphing structures." en *Actas, Proceedings, de SPIE*, vol. 5053, pp. 92–100.
- [23] Coutu D. (2010). "Conception et Exploitation D'une Structure Active pour une Aile Laminaire Adaptative Experiment Ale." Tesis Doctoral, Université du Québec.
- [24] Courchesne S.; Popov A. V. y Botez R.M. (2012). "New aeroelastic studies for a morphing wing," *INCAS bulletin ISSN 2066- 8201*. Vol. 4, Issue 2/2012, pp.19- 28.
- [25] Stubbs M. D. (2003). "Kinematic Design and Analysis of a Morphing Wing" Master Thesis. Faculty of the Virginia Polytechnic Institute and State University, EEUU.
- [26] Machairas T.; Solomou A.; y Saravanos D. (2014). "A Morphing Chevron Actuated By Shape Memory Alloy Wires For Noise Reduction," en las actas, proceedings, de "3AF / CEAS Conference Greener Aviation: Clean Sky breakthroughs and worldwide status", 12- 14 Marzo 2014, Bruselas, Bélgica.
- [27] Weisshaar T. A. (2006). "Morphing Aircraft Technology – New Shapes for Aircraft Design," en actas, proceedings de "Multifunctional Structures/ Integration of sensor and antennas" (pp. O1-1 – O1-20). RTO-MP-AVT-141. Overview 1, Neuilly-sur-Seine, Francia: RTO.

- [28] Zhang G. P.; Duan C. Y. y Liao Z. Z.(2010). "Modeling Flight Dynamics of Tactical Missile with Morphing Wing," *Appl. Mech. Mater.*, vol. 40–41 (Noviembre) November, pp. 727–732.
- [29] Gómez J.C. y García E. (2011). "Morphing unmanned aerial vehicles," *Smart Materials and Structures*, vol. 20 (Octubre).
- [30] Garcia H.; Abdulrahim M. y Lind R. (2002). "Roll Control for a Micro Air Vehicle Using Active Wing Morphing," *Master Tesis Dep. Mech. Aerosp. Eng. Univ. Florida. EEUU.*
- [31] Amador M. B. y Kulkarni V. (2010). "Morphing Wing Design for Uavs: a Proposed Concept," *Tesis para Grado en Ciencias, Universidad de Toronto, Canadá.*
- [32] Cadogan D. (2004). "Morphing Inflatable Wing Development for Compact Package Unmanned Aerial Vehicles," en las actas, proceedings, 45th AIAA/ ASME/ ASCE/ AHS/ ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, 19-22 Abril 2004, Palm Springs, EEUU.
- [33] Gano S. y Renaud J. (2002). "Optimized Unmanned Aerial Vehicle with Wing Morphing for Extended Range and Endurance," 9th AIAA/ISSMO Symposium and Exhibit on Multidisciplinary Analysis and Optimization, Atlanta, EEUU. GAAIAA-2002-5668.
- [34] Poonsong, P. (2004). "Design and Analysis of a Multi-Section Variable Camber Wing," *Tesis Master de Ciencias, Universidad de Maryland, EEUU.*
- [35] Obradovic B. y Subbarao K. (2011). "Modeling of Flight Dynamics of Morphing Wing Aircraft," *J. Aircr.*, vol. 48 (Marzo), pp. 391–402.
- [36] Seigler T. M.; Neal D. A.; Bae J. S. y Inman D. J. (2007). "Modeling and Flight Control of Large-Scale Morphing Aircraft," *J. Aircr.*, vol. 44 (Julio), pp. 1077–1087.
- [37] Yang J.; Nangia R.N.; Cooper J.E.; Simpson J. A. e Ibp F. (2014). "Optimisation of Morphing Wings for Improved Environmental Performance Dept of Aerospace Engineering , University of Bristol , BS81TH , UK," en las actas, proceedings, de "3AF / CEAS Conference Greener Aviation: Clean Sky breakthroughs and worldwide status", 12- 14 Marzo 2014, Bruselas, Bélgica.
- [38] Pecora R.; Amoroso F. y Magnifico M. (2013). "Design and Experimental Validation of a Morphing Wing Flap Device," en las actas, proceedings, "6th ECCOMAS Conference on Smart Structures and Materials. SMART2013", 24-26 Junio 2013, Politecnico di Torino, Italia.
- [39] Pecora R.; Amoroso F. y Lecce L. (2014). "A novel multi-body architecture for wing flap camber morphing," en las actas, proceedings, de "3AF / CEAS Conference Greener Aviation: Clean Sky breakthroughs and worldwide status", 12- 14 Marzo 2014, Bruselas, Bélgica.
- [40] Nangia R. K. (2011). "Study for Air Vehicles at High Speeds Identifying the Potential Benefits to Transport Aircraft of a Continuously Variable Geometry Trailing-Edge Structure that can be Utilized for Aircraft Control , Trim , Load-Alleviation and High Lift," estudio AFRL-AFOSR- UK- TR- 2011- 0029 de "Air Force Research Laboratory, Air Force Office of Scientific Research, European Office of Aerospace Research and Development, Unit 4515, Box 14, APO AE 09421".
- [41] Pern N. J. y Jacob J.D. (1999). "Aerodynamic Flow Control using Shape Adaptive Surfaces," en las actas, proceedings, ASME Design Engineering Technical Conferences, 12- 15 Septiembre, 1999, Las Vegas, Nevada, EEUU.

- [42] Stanewsky E. (2000). "Aerodynamic benefits of adaptive wing technology," *Aerospace Science and Technology*, vol. 4, pp. 439–452.
- [43] Stanewsky E. (2001). "Adaptive wing and flow control technology," *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 37, pp. 583–667.
- [44] Godard G. y Stanislas M. (2006). "Control of a decelerating boundary layer. Part 1: Optimization of passive vortex generators," *Aerospace Science and Technology*, vol. 10 (Abril), pp. 181–191.
- [45] Godard G.; Foucaut J.M. y Stanislas M. (2006). "Control of a decelerating boundary layer. Part 2: Optimization of slotted jets vortex generators," *Aerospace Science and Technology*, vol. 10 (Julio), pp. 394–400.
- [46] Thomas F. O.; Corke T. C.; Iqbal M.; Kozlov A. y Schatzman D. (2009). "Optimization of Dielectric Barrier Discharge Plasma Actuators for Active Aerodynamic Flow Control," *AIAA Journal*, vol. 47 (Septiembre), pp. 2169–2178.
- [47] Cai Z.; Chen P.; Angland D. y Zhang X. (2013). "Active Flow Separation Control by Positional based Iterative Learning Control," *International Journal of Control*, Vol. 87 (Diciembre), pp 633-641
- [48] Wild J.; Haucke F. y Bieler H. (2014). "Experimental determination of wing sweep effect on the efficiency of active flow separation control," en las actas, proceedings, de "3AF / CEAS Conference Greener Aviation: Clean Sky breakthroughs and worldwide status", 12- 14 Marzo 2014, Bruselas, Bélgica.
- [49] Scholz P.; Mahmood S. S.; Casper M.; Wallin S.; Skoogh D. y Adden S. (2014). "Active Flow Control for drooped spoiler configurations," en las actas, proceedings, de "3AF / CEAS Conference Greener Aviation: Clean Sky breakthroughs and worldwide status", 12- 14 Marzo 2014, Bruselas, Bélgica.
- [50] Schueller M.; Lipowski M.; Herget W.; Kaulfersch E. y Brandstätt P. (2014), "Design , Development and Test of Synthetic Jet Actuators for Future Green Regional Aircraft," en las actas, proceedings, de "3AF / CEAS Conference Greener Aviation: Clean Sky breakthroughs and worldwide status", 12- 14 Marzo 2014, Bruselas, Bélgica.
- [51] Spurway S. (2014). "An overview of the active Gurney Flap programme," en las actas, proceedings, de "3AF / CEAS Conference Greener Aviation: Clean Sky breakthroughs and worldwide status", 12- 14 Marzo 2014, Bruselas, Bélgica.
- [52] Streit T. (2014). "New methodologies tailored for the design of aerodynamically robust laminar wings," en las actas, proceedings, de "3AF / CEAS Conference Greener Aviation: Clean Sky breakthroughs and worldwide status", 12- 14 Marzo 2014, Bruselas, Bélgica.
- [53] Osborn R. F.; Kota S.; Hetrick J. A.; Geister D. E.; Tilmann C. P. y Joo J. (2004). "Active Flow Control Using High-Frequency Compliant Structures," *Journal of Aircraft*, vol. 41 (Mayo), pp. 603–609.
- [54] Joslin R. D.; Thomas R. H. y Choudhari M. M. (2005), "Synergism of flow and noise control technologies," *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 41 (Julio), pp. 363–417.
- [55] Barbarino M. (2014). "Airframe noise reduction technologies applied to high-lift devices," en las actas, proceedings, de "3AF / CEAS Conference Greener Aviation: Clean Sky breakthroughs and worldwide status", 12- 14 Marzo 2014, Bruselas, Bélgica.

- [56] Cheung R. C. M.; Chekkal I.; Wales C.; Cooper J. E.; Allen N. J.; Lawson S.; Peace A. J.; Cook R.; Standen P.; Hancock S. D. y Carossa G. M., "Design of a Chiral Structure Morphing Wing-Tip," en las actas, proceedings, de "3AF / CEAS Conference Greener Aviation: Clean Sky breakthroughs and worldwide status", 12- 14 Marzo 2014, Bruselas, Bélgica.
- [57] Abdulrahim M. (2004). "Dynamic Characteristics of Morphing Micro Air Vehicles," Tesis para Master en Ciencias. Universidad de Florida, EEUU.
- [58] Abdulrahim M. y Lind R. (2004). "Flight Testing and Response Characteristics of a Variable Gull-Wing Morphing Aircraft," en las actas, proceedings, "AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit", 16- 19 Agosto 2004, Providence, Rhode Island, EEUU. (AIAA 2004-5113)
- [59] Abdulrahim M.; Garcia H. y Lind R. (2005). "Flight Characteristics of Shaping the Membrane Wing of a Micro Air Vehicle," Journal of Aircraft, vol. 42 (Enero- Febrero), pp. 131- 137.
- [60] Abdulrahim M.; Garcia H.; Ivey G. F. y Lind R. (2004). "Flight Testing a Micro Air Vehicle Using Morphing For Aeroservoelastic Control," en las actas, proceedings, "45th AIAA/ ASME/ ASCE/ AHS/ ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 19-22 Abril 2004, Palm Springs, CA, EEUU.
- [61] Trapani M. y Guo S. (2009). "Design and Analysis of a Rudderless Aeroelastic Fin," en Proc. IMechE, Part G: J. Aerospace Eng, vol. 223, pp 701-710.
- [62] Toll T. A. (1947). "Summary of Lateral Control Research. NACA Report 868." Langley Memorial Aeronautical Laboratory, National Advisory Committee for Aeronautics, Langley Field, VA, EEUU.
- [63] Hall G. W. y Boothe E. M. (1971). "An In-Flight Investigation of Lateral-Directional Dynamics And Roll-Control Power Requirements for the Landing Approach," Report No. FAA-RD-71-26. Cornell Aeronautical Laboratory, Inc. Buffalo, NY, EEUU.
- [64] Campbell J. P. y McKinney M. O. (1951). "Summary of Methods for calculating Dynamic Lateral Stability and Response and for estimating Lateral Stability Derivatives. NACA Report 1098," Langley Memorial Aeronautical Laboratory, National Advisory Committee for Aeronautics, Langley Field, VA, EEUU.
- [65] Campbell J. P. y McKinney M. O. (1953). "A Study of the problem of designning airplanes with satisfactory inherent damping of the Dutch Roll Oscillation. NACA Report 1199," Langley Memorial Aeronautical Laboratory, National Advisory Committee for Aeronautics, Langley Field, VA, EEUU.
- [66] Sternfield L. (1947). "Some Considerations of the Lateral Stability of High Speed Aircraft. NACA Technical Note 1282," Langley Memorial Aeronautical Laboratory, National Advisory Committee for Aeronautics, Langley Field, VA, EEUU.
- [67] Gates O. B. y Woodling C. H. (1953). "A Method for Estimating Variations in the Roots of the Lateral Stability Quartic due to Change in Mass and Aerodynamic Parameters of an Airplane. NACA Technical Note 3134," Langley Memorial Aeronautical Laboratory, National Advisory Committee for Aeronautics, Langley Field, VA, EEUU.
- [68] Drake H. M. (1946). "The effect of lateral area on the lateral stability and control characteristics of an airplane as determined by tests of a model in the Langley free- flight tunnel," National Advisory Committee for Aeronautics, vol. L103 (Febrero), Langley Memorial

Aeronautical Laboratory, National Advisory Committee for Aeronautics, Langley Field, VA, EEUU.

[69] Adam J. J. y Moore F. L. (1976). "An analytical study of aircraft lateral-directional handling qualities using pilot models," National Aeronautics and Space Administration NASA, Langley Research Center, Hampton, VA, EEUU

[70] Thomas H. H. B. M. (1963). "Estimation of Stability Derivatives (State of the Art)," Aeronautical Research Council Current Papers, C.P. no. 664, Ministry of Aviation, London, UK, 1963.

[71] Donegan J. J.; Robinson S. W. y Gates O. B. (1954). "Determination of Lateral-Stability Derivatives and Transfer-Function Coefficients from Frequency -Response Data for Lateral Motions, NACA Technical Note 3083," National Advisory Committee for Aeronautics, Langley Memorial Aeronautical Laboratory, National Advisory Committee for Aeronautics, Langley Field, VA, EEUU.

[72] Kamuran T. y Jafarov E. M. (2006). "Lateral Dynamic Modeling of Hezarfen Unmanned Aerial Vehicle (UAV) and H_{∞} Loop Shaping Robust Control System Design," en las actas, Proceedings, "10th WSEAS International Conference on SYSTEMS", Vouliagmeni, Atenas, Grecia, 10-12 Julio 2016, pp. 369–374.

[73] Jacobs J. H.; Thomas M. M.; Grosskrueger D. D.; Carpenter B. F. y Perry A. R. (1998). "Composite Structure Adapted for Controlled Structural Deformation," US Patent Number 5,804,276, presentada: 11 de Julio de 1997 y publicada: 8 de Septiembre 1998.

[74] Stanford B.; Ifju P.; Albertani R. y Shyy W. (2008). "Fixed membrane wings for micro air vehicles: Experimental characterization, numerical modeling, and tailoring," Progress in Aerospace Sciences, vol. 44 (Mayo), pp. 258–294.

[75] Meng X. G.; Xu L. y Sun M. (2011). "Aerodynamic effects of corrugation in flapping insect wings in hovering flight," Journal of Bionic Engineering, vol. 8, pp. 140- 150.

[76] Xu N. y Sun M. (2013). "Lateral dynamic flight stability of a model bumblebee in hovering and forward flight.," Journal of Theoretical Biology, vol. 319 (Febrero), pp. 102–115.

[77] Zhang Y. y Sun M. (2010). "Dynamic flight stability of a hovering model insect: lateral motion," Acta Mech. Sin., vol. 26 (Octubre), pp. 175–190.

[78] Walker S. M.; Thomas A. L. R.; y Taylor G. K. (2009). "Deformable wing kinematics in the desert locust: how and why do camber, twist and topography vary through the stroke?," Journal of the Royal Society Interface, vol. 6 (Septiembre), pp. 735–747.

[79] Lampton A. y Valasek J. (2012). "Prediction of icing effects on the lateral/directional stability and control of light airplanes," Aerospace Science and Technology, vol. 23 (Diciembre), pp. 305–311.

[80] Williams R. L. (1984). "Reduced Static Lateral Stability in Airplanes," Tesis para "BSc in Mechanical Engineering", Wichita State University, EEUU.

[81] Lan C. E.; Wu K. y Yu J. (2012). "Flight Characteristics Analysis Based on QAR Data of a Jet Transport During Landing at a High-altitude Airport," Chinese Journal of Aeronautics, vol. 25 (Febrero), pp. 13–24.

[82] Ho C. S.; Yang M. H.; Lin P. H. y Lan C. T. E. (2010). "Aerodynamic derivatives and wind field estimation in a flight accident involving cross wind," en las actas, proceedings, "2nd

International Conference on Mechanical and Electronics Engineering (ICMEE 2010)", vol. 1, pp 271- 275.

[83] Nguyen N.; Krishnakumar K.; Kaneshige J. y Nespeca P. (2008) "Flight Dynamics and Hybrid Adaptive Control of Damaged Aircraft," AIAA Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 31, No. 3, pp. 751-764.

[84] Abdulwahab E. N. (2009). "Aircraft Dutch Roll and State Variables Analysis Using Yaw Damper and Washout Filter," Eng. & Tech. Journal, vol. 27, no. 7.

[85] Phillips W. H. (1953). "Graphical Solution of some Automatic - Control Problems Involving Saturation Effects With Application To Yaw Dampers For Aircraft," NACA, National Advisory Committee for Aeronautics, Technical Note 3034.

[86] Lee D. S.; Gonzalez L. F.; Periaux J. y Onate E. (2012). "Robust Aerodynamic Design Optimisation of Morphing Aerofoil / Wing using Distributed MOGA," 28TH International Congress of the Aeronautical Sciences, ICAS 2012, vol. 25, pp. 13–24.

[87] Cooper G. E. y Harper R. P. (1969). "The Use of Pilot Rating in the Evaluation of Aircraft Handling Qualities," NATO AGARD Report 567.

[88] Harper R. P. y Cooper G. E. (1984) "Handling Qualities and Pilot Evaluation," 1984 Wright Brothers Lectureship in Aeronautics.

[89] Heffley R. (1972). "Aircraft Handling Data," NASA Contractor Report CR-2144.

[90] McDonnell J. D. (1968). "Pilot Rating Techniques for the estimation and evaluation of handling qualities." Technical Report STI-TR-166-1, Air Force Flight Dynamics Laboratory Wright – Patterson, AFB, Ohio, EEUU.

[91] Yang M. H.; Ho C. S.; Lan C. E. y Hsiao F.B. (2010). "Longitudinal Handling Quality Analysis of a Civil Transport Aircraft Encountering Turbulence," Journal of Aircraft, vol. 47 (Jan), pp. 32–40.

[92] Reckzeh D. (2009). "Flying Community Friendly – The Role of High-Lift Aerodynamics," en las actas, proceedings, KATnet II conference, Bremen, 12-14 Mayo 2009

[93] Goelling B.; Hansen H.; Radespiel R.; Jens C.; Pfingsten K. C. y Neitzke K. P. (2012). "High Lift Flap, arrangement of a high-lift flap together with a device for influencing the flow on the same and aircraft comprising said arrangement," US Patent Number US 2012/ 0043428 A1, presentada: 21 Enero 2010 y publicada: 23 Febrero 2012.

[94] Patsnap ®. (2016). Software y base de datos de gestión propiedad intelectual, patentes, etc. www.patsnap.com.

[95] EASA, European Agency Safety Aviation. (2009). "Certification Specifications and AMC for Large Aeroplanes, CS-25".

[96] Fillola G; Le Pape M. C. y Montagnac M. (2004). "Numerical Simulations Around Wing Control Surfaces," en las actas, proceedings, "24th International Congress of the Aeronautical Sciences ICAS2004".

[97] Openfoam. (2014). "Open Source CFD software," disponible online 24- Junio- 2014: www.openfoam.org

[98] Drela M. y Youngren H. (2013). "XFOIL 6.99 MIT," disponible on line: 12 Junio 2014 <http://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/>.

- [99] Puterbaugh M. y Beyene A. (2011). "Parametric dependence of a morphing wind turbine blade on material elasticity," *Energy*, vol. 36 (Enero), pp. 466–474.
- [100] Béguin B.; Breitsamter C. y Adams N. (2012). "Aerodynamic Investigations of a Morphing Membrane Wing," *AIAA Journal*, vol. 50 (Noviembre), no. 11, pp. 2588–2599.
- [101] Thill C.; Etches J.; Bond I.; Potter K. y Weaver P. (2008). "Morphing skins," *The Aeronautical Journal*, vol. 112, pp 117-139.
- [102] Coutu D.; Brailovski V. y Terriault P. (2010). "Optimized design of an active extradors structure for an experimental morphing laminar wing," *Aerospace Science and Technology*, vol. 14 (Octubre), pp. 451–458.
- [103] Neal D. A. (2006). "Design , Development , and Analysis of a Morphing Aircraft Model for Wind Tunnel Experimentation," Master of Science Thesis, Virginia Polytechnic Institute and State University. EEUU.
- [104] Gamboa P.; Vale J.; Lau F. J. P. y Suleman A. (2009). "Optimization of a Morphing Wing Based on Coupled Aerodynamic and Structural Constraints," *AIAA Journal*, vol. 47 (Septiembre), pp. 2087–2104.
- [105] Vos R. (2009). "Mechanics and applications of pressure adaptive honeycomb," Tesis Doctoral University of Kansas, EEUU.
- [106] Boria F.; Stanford B.; Bowman S. y Ifju P. (2009). "Evolutionary Optimization of a Morphing Wing with Wind-Tunnel Hardware in the Loop," *AIAA Journal*, vol. 47 (Febrero), pp. 399–409.
- [107] Butt J. R. (2005). "A Study of Morphing Wing Effectiveness in Fighter Aircraft using Exergy Analysis and Global Optimization Techniques," Tesis para "Master of Sciences in Mechanical Engineering. Faculty of the Virginia Polytechnic Institute and State University," EEUU.
- [108] Melin T. (2000). "Tornado: A Vortex Lattice MATLAB Implementation for Linear Aerodynamic Wing Applications," M.S. Thesis, Royal Institute of Technology, Estocolmo, Suecia, disponible online: 22 Mayo 2014, <http://www.redhammer.se/tornado>
- [109] Vos R.; Gurdal Z. y Abdalla M. (2010). "Mechanism for Warp-Controlled Twist of a Morphing Wing," *Journal of Aircraft*, vol. 47 (Marzo- Abril), no. 2, pp. 450–457.
- [110] Arrison L.; Birocco K.; Gaylord C.; Herndon B.; Manion K. y Metheny M. (2003). "2002-2003 AE / ME Morphing Wing Design," Virginia Tech Aerospace Engineering Senior Design Project Spring Semester Final Report, disponible online: 12 Septiembre 2014 http://www.aoe.vt.edu/~mason/Mason_f/AEMEMorph03FinalRpt.pdf.
- [111] Techet A. H. (2005). "Potential Flow Theory," 2.016 Hydrodynamics, reading #4, MIT Dept. Mechanical Engineering, Center for Ocean Engineering.
- [112] Neill C. R. O. (2000). "Thin Airfoil Theory," Project One in MAE 3253, Stillwater, Oklahoma, EEUU.
- [113] Johnston C. O. (2011). "Unsteady thin airfoil theory revisited for a general deforming airfoil," *Journal of Mechanical Science and Technology*, vol. 24 (Enero), pp. 2451–2460.
- [114] Johnston C. O. (2003). "Actuator-Work Concepts Applied to Morphing and Conventional Aerodynamic Control Devices" Tesis para "Master of Science Aerospace Engineering, Virginia Polytechnic Institute and State University, EEUU.

- [115] Drela M. y Gilest M. B. (1986). "Viscous-Inviscid Analysis of Transonic and Low Reynolds Number Airfoils," AIAA Journal, vol 25, no 10.
- [116] Drela M. (1989). "An Analysis and Design for Low Reynolds Number Airfoils," Aerodynamics, Springer- Verlag.
- [117] Streit T.; Wichmann G.; Campbell R. L. y Branch C. A. (2011). "Implications of Conical Flow for Laminar Wing Design and Analysis," AIAA Paper 2011-3808, 29th AIAA Applied Aerodynamics Conference 27-30 Junio Honolulu/ HI EEUU.
- [118] Ingram G. (2012), "The Durham gmsh Tutorial." disponible online 12- Septiembre 2013 <http://geuz.org/gmsh>
- [119] Schlichting H. (1979). "Boundary -layer Theory", Seventh Ed. New York: McGraw-Hill.
- [120] Sodja J. (2007). "Turbulence models in CFD," Tesis MsC, University of Ljubljana Faculty for mathematics and physics.
- [121] Schmitt F. G. (2007). "About Boussinesq's turbulent viscosity hypothesis: historical remarks and a direct evaluation of its validity," Comptes Rendus Mécanique, vol. 335, no. 9–10, pp. 617–627.
- [122] Bredberg J. (2001). "On Two-equation Eddy-Viscosity Models," Internal Report 01/8 Department of Thermo and Fluid Dynamics Chalmers University of Technology. Goteborg, Sweden.
- [123] Wilcox D. C. (1994). "Turbulence Modeling for CFD" 2^a ed. DCW Industries, Inc. La Cañada, CA / EEUU.
- [124] Menter F. R.; Kuntz M. y Langtry R. (2003). "Ten Years of Industrial Experience with the SST Turbulence Model," Turbulence, Heat and Mass Transfer, vol. 4, pp. 625–632.
- [125] Bredberg J. (2001). "On the Wall Boundary Condition for Turbulence Models," Internal Report 00/4 Department of Thermo and Fluid Dynamics Chalmers University of Technology. Goteborg, Sweden.
- [126] Airbus, "Flight Operations Briefing Notes Flight Operations Briefing Notes," disponible online 2 Marzo 2015 <http://www.flightsafety.org/home.html>
- [127] Nicolosi F.; De Marco A. y Della Vecchia P. (2013). "Stability, flying qualities and longitudinal parameter estimation of a twin-engine CS-23 certified light aircraft," Aerospace Science and Technology, vol. 24 (Enero), pp. 226–240.
- [128] Torenbeek E. (1976). "Synthesis of Subsonic Airplane Design," Delft University Press, Delft, ISBN 90-298-2505-7.
- [129] Embraer (2004). "Embraer EJets Operations Manual," disponible on line 27 Diciembre 2013 <http://forum.iemit.com>
- [130] Lyons D. J. y Bisgood P. L. (1950). "An Analysis of the Lift Slope of Aerofoils of Small Aspect Ratio, Including Fins, with Design Charts for Aerofoils and Control Surfaces," Aeronautical Research Council Reports and Memoranda, R & M no 2308 (8540).
- [131] Levien R. L. (2009). "From Spiral to Spline : Optimal Techniques in Interactive Curve Design Copyright by Raphael Linus Levien," Tesis Doctoral Universidad de Berkeley, California, EEUU.

- [132] Moreton H. P. y Sequin C. H. (1993), "Scale Invariant Minimum Cost Curves: Fair and Robust Design Implements," Computer Graphics Forum, vol. 12, no. 3, pp. 473- 484.
- [133] Simpson J.; Anguita-Delgado L.; Nilsson B.; Vaccaro V. y Kawiecki G. (2005). "Review of the European Research Project 'Active Aeroelastic Aircraft Structures (3As)'," en actas, proceedings, "European Conference Aerospace Science (EUCASS)" 4-7 Julio 2005, Moscú, Rusia.
- [134] Monner H. P. (2001). "Realization of an optimized wing camber by using form variable flap structures," Aerosp. Sci. Technol., vol. 5, no. 7, pp. 445–455.
- [135] Saiz C. (2013). "Fabricación de Materiales Celulares Mejorados Basados en Poliolefinas. Relación Procesado-Composición-Estructura-Propiedades," Tesis Doctoral, Facultad de Ciencias, Valladolid. España.
- [136] Ruiz-Herrero J. L. (2014). "ANICELL: A new generation of structural, lightweight, multifunctional and sustainable materials," artículo de trabajo, Laboratorio CellMat, Universidad de Valladolid. España.
- [137] Ruiz-Herrero J. L. (2014). "A new concept of core for sandwich panels," artículo de trabajo, Laboratorio CellMat, Universidad de Valladolid. España.
- [138] Arrod M. (2014). "A new concept of Core and Structural Foams," artículo de trabajo, Laboratorio CellMat, Universidad de Valladolid. España.
- [139] Garcia D.; Castillo-Acero M. A. y Perales J. M. (2013). "Morphing de timón lateral con plano vertical para un avión comercial con motores bajo ala," trabajo fin de carrera ETSIA-UPM.
- [140] Jee S. (2010). "Development of Morphing Aircraft Structures using SMP," document AFIT/GSE/ENV/10-M02, Air Force Institute of Technology Wright-Patterson Air Force Base, Ohio, EEUU.
- [141] Bubert E. A. (2009). "Highly Extensible Skin for a Variable Wing-Span Morphing Aircraft Utilizing Pneumatic Artificial Muscle," MS Tesis. College Park: University of Maryland, EEUU.
- [142] Vocke R. D.; Kothera C. S.; Woods B. K. S.; Bubert E. A. y Wereley N. M. (2007). "One Dimensional Morphing Structures for Advanced Aircraft," Air Force Res. Lab. through a Phase I STTR (contract number FA9550-06-C-0132), also by a Phase I SBIR Proj. from NASA Langley Res. Cent. (contract number NNX09CF06P), EEUU.
- [143] Lekhnitskii S. G. (1987), "Anisotropic Plates," Gordon and Bridge Science Publications.
- [144] Wadley H. N. G. (2006), "Multifunctional periodic cellular metals," Philos. Trans. A. Math. Phys. Eng. Sci., vol. 364, no. December 2005, pp. 31–68.
- [145] Seemann R. y Krause D. (2014), "Numerical modelling of nomex honeycomb cores for detailed analysis of sandwich panel joints," 16th Eur. Conf. Compos. Mater., no. Wccm Xi.
- [146] Papka S. D. y Kyriakides S. (1999), "Biaxial crushing of honeycombs: —Part 1: Experiments," Int. J. Solids Struct., vol. 36, no. 29, p. Pages 4367–4396.
- [147] McLean D. (1990). "Automatic Flight Control Systems," Prentice Hall International, London, UK, pp 299.
- [148] Roskam J. (2003). "Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls, Part 1," DAR Corporation, Lawrence/ KS, EEUU

- [149] Waller G. (2002). "CFD Prediction of stability derivatives of a turboprop aircraft using a Cartesian grid based Euler code," en actas, proceedings, ICAS 2002 congress.
- [150] Babcock D. A. (2004). "Aircraft Stability Derivative Estimation from FEM," MsC Tesis Oklahoma State University, EEUU.
- [151] Roskam J. (2003). "Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls, Part 2," DAR Corporation, Lawrence/ KS, EEUU
- [152] DATCOM, USAF. (2014), "Digital Datcom," Public Domain Computer Programs for the Aeronautical Engineer, Disponible online 5 Octubre 2014 <http://www.pdas.com/datcom.html>.
- [153] Galbraith B. (2011). "Aircraft Coefficient Comparisons Between Datcom and Published Data" disponible online 2 Noviembre 2013, <http://www.holycows.net/datcom>
- [154] Roskam J. (1985). "Airplane Design, Vol. VII Stability Control & Performance. FAR & MIL," Roskam Aviation and Engineering Corporation, Ottawa/ KS, EEUU.
- [155] Roskam J. (1985). "Airplane Design, Vol. VI, Prelim Calc of Aerodynamic Thrust & Power," Roskam Aviation and Engineering Corporation, Ottawa/ KS, EEUU.
- [156] Grasmeyer J. (1998), "Stability and Control Derivative Estimation and Engine- Out Analysis. NASA Grant NAG 1-1852," documento trabajo VPI-AOE-254 Virginia Polytechnic Institute and State University, Blacksburg, VA, EEUU.
- [157] Obert E. (2009), "Aerodynamic Design of Transport Aircraft," IOS Press, ISBN 978-1-58603-970-7, Amsterdam, The Netherlands.
- [158] Seckel E. y Morris J. (1971), "The stability derivatives of the Navion aircraft estimated by various methods and derived from flight test data". FAA Report No. FAA-RD-71-6, Princeton, New Jersey, EEUU.
- [159] Mader C. A. y Martins J. R. R. A. (2011). "Computation of Aircraft Stability Derivatives Using an Automatic Differentiation Adjoint Approach," AIAA Journal, vol. 49, no. 12, pp. 2737–2750.
- [160] Kay J.; Mason W. H.; Durham W. C.; Lutze F. y Benoliel A. (1996) "Control Authority Issues in Aircraft Conceptual Design: Critical Conditions, Estimation Methodology, Spreadsheet Assessment, Trim and Bibliography," Technical Paper - Virginia Tech.
- [161] Biber K. (2006). "Stability and Control Characteristics of a New FAR 23 Airplane," Journal of Aircraft, vol. 43, no. 5.
- [162] Kay J.; Mason W. H.; Lutze F. y Durham W. (1993). "Control and Stability in Aircraft Conceptual Design," AIAA Journal, vol. 39, no. 68.
- [163] Hess R. A. (2005). "Handling Qualities and Flight Safety Implications of Rudder Control Strategies and Systems in Transport Aircraft" Report:DOT/FAA/AR-05/21.
- [164] Nelson S. (2007). "The Migration to Higher Thrust Engines and the Effect on Control Speeds Status," artículo publicado como parte de la conferencia "2007 Boeing Performance and Flight Operations Engineering Conference".
- [165] "Military Handbook 17," volúmenes 1, 2 y 3. (1999). Technomic Publishing Company, Lancaster, PA, EEUU

Anexo 1: Artículo en actas de la conferencia internacional “5th CEAS Air & Space Conference 7-11 Sept 2015 Delft University of Technology “ Holanda, pendiente de publicación en Journal of Aerospace Science and Technology

Journal of Aerospace Science and Technology

Morphed vertical tailplane assessment for certification requirements

M. A. Castillo-Acero, C. Cuerno-Rejado and M. A. Gómez-Tierno

Abstract The successful development of new high performance materials and actuators enable the controlled deformation of aerodynamic profiles for wing like type of structures. This paper presents the studies and conclusions of incorporating a novel morphing rudder for a commercial transport aircraft from the certification conditions perspective. This study provides the static directional- lateral stability evaluation of a two jet engined wing podded commercial transport aircraft when changing its conventional rudder configuration to a more aerodynamic efficient morphing configuration. The lateral force at morphed rudder deflection is set to increase 15% in relation to conventional configuration. The analysis is focused on the engine-out condition at take off which is critical for certification purposes. The analysis concludes the new configuration control surfaces trimming and slippage angle from static directional- lateral stability for this critical load case. The increment on heading moment available is also estimated for the new configuration. This augmentation is translated into minimum control speed requirements and its benefits are assessed.

Keywords: morphing, fin, rudder, engine-out, flight dynamics, certification

1. Introduction

There is an actual trend to increase the research for better aircraft configurations in terms of structural weight and drag reduction. This trend, in fact, has been a constant challenge for aeronautics, but lately, due to the combination of higher fuel prices and bigger social concern on emissions, together with the fact of the continuous civil aircraft transport world fleet increment, have intensified the attention on the research inside the aeronautics community.

This study focuses on the research of a new morphed rudder to be incorporated on a vertical stabilizer. The modern transport aircraft fin is mainly sized by static loading stiffness and strength requirements. There are two static load cases that size most of the vertical empennage, fix and movable control rudder surface, the lateral gust during approach and landing, and the engine out during takeoff. The later load case is even more critical than the lateral gust due to the trend to increase engine thrust for higher capacities on twin engines under the wing configurations. This platform is the preferred choice for big transport commercial aircraft due to its higher fuel efficiency and the reduction of maintenance costs in relation to four engined one. The focus of this study aims to increase rudder aerodynamic efficiency based on a morphing solution and, in consequence, enable its size reduction, not only because of the potential weight and drag reductions, but also because there are operational benefits on static and dynamic

1

Miguel Á. Castillo-Acero
PhD Student, ETSIAE-UPM
E-mail: miguelangel.castillo@aemnova.com

C. Cuerno-Rejado and M. A. Gómez-Tierno
ETSIAE-UPM, Pza. Cardenal Cisneros 3
28040, Madrid, Spain

Journal of Aerospace Science and Technology stability which can be achieved. In particular, the studies on this paper focus on lateral directional static stability effects of morphing rudder implementation on such a transport aircraft 100 passengers size.

The current developments on EU Clean Sky and Clean Sky 2 are going to enable the incorporation of different technologies up to flight demonstration, [1]–[14]. It is relevant, for the purpose of this study, the efforts to develop natural and laminar flow technologies up to flight demonstration. In the case of Clean Sky FP7 Smart Fixed Wing Aircraft, it is planned to flight demonstrate Natural Laminar Flow external wings on an A340 Flight Test Platform. For Clean Sky 2 the plan is to develop Hybrid Laminar Flow on a Vertical Tail Plane of a transport aircraft flight test bed. The smoother aerodynamic pressure distributions originated by morphing the control surface, as concluded in previous studies [15], may constitute a relevant result for future laminar flow configurations. The dynamics of the morphing wing have been addressed also in previous studies, [16]. The aerodynamic improvements of a morphing wing tip have also been concluded, [17].

As a matter of fact, and in parallel, NASA & Boeing have made public recently, April 2015¹, the completion of flight testing of Active Flow Control system on a 757 Vertical Tail. This system is based on 31 tiny sweeping jet actuators installed at rudder leading edge chord position. The results from these tests suggest that the vertical tail plane for this type and size of commercial transport airplane can be reduced 17% with an effect of 0,5% of fuel usage. The use of these jet actuators provide a similar effect in terms of smoothing the aerodynamic pressure distribution, as the morphing rudder can provide.

In summary, as concluded in previous published work, the aerodynamic improvement assessment of non conventional curved rudder has proved to bring potential increment of 15%

on lateral force when deflected, [15]. The aerodynamic pressure distribution for morphed rudder is smoother than the resulting for a conventional one. Similar use of aerodynamic profile morphing to delay the boundary layer transition from laminar to turbulent has been previously analyzed with SMA actuators, [18], [19].

The new unconventional rudder can curve chord-wise, while maintaining straight lines span-wise. The new rudder deflection angle is measured as the one that forms the line connecting the hinge line with the aft trailing edge point. Therefore the only difference between the new and the conventional rudder for a given deflection angle, is that the unconventional one presents a curvature that is the base of the aerodynamic improvement. The development of an airworthy structural solution for such a rudder is the objective of previous works, [20], [21], (see figure 1).

Figure 1. Morphing rudder structural architecture and 3D printed detail.

Studies like this one, that partially cover the airworthiness requirements of a morphing rudder, from static stability point of view, are required prior to flight clearance of the flight demonstrators. This article studies the lateral directional static stability of a transport aircraft

¹ <http://www.hq.nasa.gov/arc/articles/36064/20150421/nasa-boeing-flight-experiments-codemodernator-757-more-tests-technology.htm>

Journal of Aerospace Science and Technology in which the rudder has been reconfigured to provide a constant 15% more lateral load during deployment. The aircraft is under 1g stationary load cruise condition.

Several solutions for control surface morphing are under development currently. SARISTU EU FP7 R&T Project partners are developing a wing control surface that can provide the required curvature when activated, [22]. There are other studies to provide different morphing solutions for flapped airfoils for noise reduction, [23]. The study of shape-morphing adaptive control surface of an airfoil, has provided a significant number of research in compliant mechanisms for aircraft, [26], [27], wind energy, [26]–[28], and other UAVs, Unmanned Aerial Vehicles, [29], [30], [31].

There are no previous publications on the new adaptive lateral control surfaces static stability effects specifically. The more similar recent studies have been developed on morphing tailless configuration aircraft flight control from different perspectives, as aeroelastic improvements, [32]; the use of distributed shape-change effectors arrays in a flight control system, [33], [34]. Again, the study of new UAV configurations, has resulted on a relevant number of publications on lateral stability analysis and control, [35].

2. Lateral directional flight qualities and static analysis Matlab modelling

The lateral-directional flight qualities must be investigated under conditions of balanced and unbalanced flight. Under equilibrated and balanced flight conditions, the three static lateral directional flight characteristics to investigate in a steady flight, are:

- Static directional stability: the variation of directional control forces and the positions of the rudder as slip angle changes.
- Static lateral stability: the variation of forces and positions of the ailerons when modifying the slip angle.

- Lateral force characteristics: the variation of roll angle when the yaw angle changes.

Then, under non-equilibrium, or dynamic, conditions, to complete the research is required to study the characteristics of the three lateral directional eigen-modes: the rolling mode, the spiral mode and the Dutch roll.

This work is centered on providing the lateral-directional static analysis. Further studies are required and are currently under development in the field of dynamic stability. The rudder modification does not affect the characteristic dynamic matrix, but it does on the control matrix, called [A] and [B] in the literature, [36], [37]. In consequence, the rudder improvement affects the dynamics margins of stability and the effects can be evaluated.

Moreover, the improvement in the effectiveness of the morphed rudder in relation to the conventional one is investigated and studied, to characterize the influence of the change in the lateral/ directional static stability and control of the aircraft. In the following paragraphs it is summarized the studies on the effect of the introduction of non-conventional rudder from static stability conditions of the target plane in case of engine failure on takeoff at sea level. The improved aerodynamics of the new rudder is translated into a new static equilibrium. The case study is engine-out at sea level due to its criticism on aircraft design and the implications of certification requirements.

The reference aircraft is a commercial transport 100 passengers, two engines- low wing podded. As a first step, the aerodynamic influence coefficients, or simply aerodynamic coefficients, for this reference airplane are derived, due to the lack of published lateral stability derivatives data for this type of aircraft. There are references in the literature, to obtain stability derivatives with CFD methods, [38], or FEM methods, [39]. In this study the method used has been well documented in the literature, [40], contrasted with data published as DATCOM, [41]. The aircraft key parameters are included in Table 1.

Journal of Aerospace Science and Technology

This set of data has been obtained partially from reference [42].

Reference aircraft parameters	Value
Wing Dihedral Angle (deg)	5.0
Wing Reference Height (m)	1.3
Wing Reference Surface (m ²)	72.7
HTP Reference Height (m)	5.3
VTP chord length at root (m)	4.7
VTP chord length at tip (m)	1.4
VTP sweep angle at 1/4 chord (deg)	35.0
VTP Span (m)	3.5
VTP Reference Height (m)	3.1
VTP Reference Surface (m ²)	9.8
Wing Span (m)	25.1
Wing sweep angle at 1/2 chord (deg)	23.5
Wing- VTP Aerodynamic Lift Coefficient	1.1
HTP Span (m)	9.8
HTP sweep angle at 1/2 chord (deg)	30.2
Fuselage diameter (m)	3.2
Fuselage Length (m)	23.9

Table 1. Reference aircraft key parameters.

The engine-out condition is considered at critical take off speed, an aircraft velocity 85 m/s that corresponds to the critical one for engine-out take off, air density at sea level, dry air 1.237 kg/m³. The lateral- directional aerodynamic coefficients are derived based on the previous included aircraft data and a Matlab code that computes the different values according to literature, [43]. The results for conventional rudder configuration are included in table 2

Coefficient	Value	Coefficient	Value
$C_{Y\beta_{cta}}$	-1.27	$C_{n\delta_a}$	-0.02
$cl_{\beta_{cta}}$	-0.30	$C_{Y\delta_r}$	0.36
$C_{n\beta_{cta}}$	0.26	cl_{δ_r}	0.02
$C_{Y\delta_a}$	0	$C_{n\delta_r}$	-0.20
cl_{δ_a}	0.14		

Table 2. Lateral directional aerodynamic coefficients (rad⁻¹).

3. Morphing Rudder Case study results

The steady flight after one engine-out event, is characterized by rudder deflection that generates aircraft lateral force and heading moment that compensates thrust asymmetry. The consequent slippage angle requires ailerons asymmetrical deflection to end the required aircraft force and moment equilibrium.

To characterize the flight, the maximum rudder deflection is set to 30° for conventional and new morphed rudder. The deflection angle for the new morphed rudder is convey to be the one between non deflected position and the line that joints rudder leading edge height middle point with the aft trailing edge point.

To sustain equilibrated flight after engine out, the aircraft presents slip angle that can be derived based on the equation that provides the lateral force, Y_{ext} :

$$C_{Y\delta_a}\delta_a + C_{Y\delta_r}\delta_r + C_{Y\beta}\beta + C_L \sin \Phi = -\frac{Y_{ext}}{qS_{ref}}$$

As the external lateral forces are null, and $C_{Y\delta_a}$ is also considered negligible for the purpose of this analysis, then:

$$\beta = -\frac{C_{Y\delta_r}\delta_r + C_L \sin \Phi}{C_{Y\beta}}$$

For the reference airplane, in order to provide enough clearance between engines and wing tips with the ground, the limitation of the roll angle, Φ , is set to 5°. In consequence, the maximum rudder deflection is set to 30°, the ailerons to 28° and the aircraft bank angle to 5°, for both configurations. The engine-out stable flight aircraft required slippage angle, β , for the original and the morphed configurations are obtained by means of the aforementioned Matlab code and the results included on table 3

Configuration	$C_{Y\delta_r}$	$C_{Y\beta_{cta}}$	beta(deg)
Conventional	0.36	-1.27	7.0°
Morphed Rudder	0.42	-1.27	7.5°
Difference	15.0%		7.8%

Table 3. Engine out stable flight angles.

This confirms that the new rudder has an associated increase in slip angle between 5 and

Journal of Aerospace Science and Technology
10% in relation to the conventional configuration.

Finally the maximum available yaw moment can be calculated using the equilibrium equation.

$$C_{n_{avall}} = C_{n_{\delta_a}} \delta_a + C_{n_{\delta_r}} \delta_r + C_{n_{\beta}} \beta$$

As for both configurations, $C_{n_{\delta_a}} = 0.0179$ and $C_{n_{\beta}} = 0.595$, then the value of $C_{n_{avall}}$ is derived as shown in table 4.

Configuration	δ_a (deg)	$C_{n_{\delta_r}}$	$C_{n_{avall}}$
Conventional	26,1	-0,1084	4,1
New Rudder	27,9	-0,1247	4,4
Increment	6,6%	15 %	7,7%

Table 4 Effect on the available yaw moment of the introduction of new rudder in relation to the conventional configuration, in the case of engine failure at takeoff

The new rudder has an associated increase in the maximum yaw moment available around 7.7% compared to the conventional configuration. This result implies that the aircraft configuration with the new rudder present a potential decrease, corresponding to the square root of improved yaw moment available, of 3.8% of the minimum lateral control speed VMC, on ground VMCG and in flight VMCA, as defined by certification authorities as airworthiness requirements, [44], paragraph CS 25.149.

This is a significant improvement to complete flight qualities assessment for one of the sizing rudder cases. Decreasing 3.8% minimum control speed on the ground and in flight has an associated greater margin of controllability of the airplane relative to the rate of loss control commands (stick shaker). This is an issue that deserves further investigation, because of the potential benefits on configuration decisions for large transport aircraft design. Currently there is a tendency to enlarge transports aircrafts based on smaller platforms capacity, A350 XWB 1000 in relation to version 900 and Boeing 777X in relation to the basic versions 777- 300. The diminishing effect on the minimum control speed is very relevant to avoid the undesirable situation of higher minimum control speed that stick shaker

warnings when enlarging the capacity of already certified airplanes.

4. Conclusions

Consequently, the results of modifying the aircraft configuration with the new unconventional rudder for lateral directional control in level flight status after engine out during take-off, is as follows:

- The change on the derivative coefficients of directional stability for slippage and aileron deflection of lateral force, balance and yaw moments, is negligible
- The lateral directional stability force coefficients for rudder deflection increase 15% due to increased efficiency of the new morphed rudder.

Regarding the attitude of the aircraft after engine failure on takeoff and the restore balanced flight with the new morphed rudder and in relation to the conventional one, the following conclusions apply:

- There is an increase in the angle of slippage due to the greater effectiveness of the rudder, around 8%.
- The available yawing moment rises 7.7% and consequently the minimum lateral control speed is decreased around 4%

These findings can be considered valid from a relative point of view since they are the result of comparing conventional rudder configurations and unconventional one. The absolute validity cannot be inferred due to the lack of robust aerodynamic data coefficients, resulting from flight tests, as they have been analytically estimated.

Further studies regarding the effect of the new morphing rudder from lateral directional dynamics stability are required in order to completely assess the certification requirements.

Journal of Aerospace Science and Technology

References

- [1] J. Lery, "Clean Sky Eco Design ITD Airframe Application. From technology development to ground demonstration," in *3AF Conference "International Conference on Greener Aviation: Clean Sky breakthroughs and worldwide status,"* 2014.
- [2] R. Pecora, F. Amoroso, and L. Lecce, "A novel multi-body architecture for wing flap camber morphing," in *3AF Conference "International Conference on Greener Aviation: Clean Sky breakthroughs and worldwide status,"* 2014.
- [3] S. Spurway, "An overview of the active Gurney Flap programme," in *3AF Conference "International Conference on Greener Aviation: Clean Sky breakthroughs and worldwide status,"* 2014.
- [4] R. C. M. Cheung, I. Chekkal, C. Wales, J. E. Cooper, N. J. Allen, S. Lawson, A. J. Peace, R. Cook, P. Standen, S. D. Hancock, G. M. Carossa, A. Aermacchi, and C. Francia, "Design of a Chiral Structure Morphing Wing-Tip," in *3AF Conference "International Conference on Greener Aviation: Clean Sky breakthroughs and worldwide status,"* 2014.
- [5] I. S. Din, J. Godard, A. Rodde, F. Moens, G. Andreutti, D. De Rosa, M. Di Muzio, R. Gemma, E. Baldassin, N. Calvi, and M. A. Averardo, "Natural Laminar Flow Transonic Wing Design Applied to Future Innovative Green Regional Aircraft," in *3AF Conference "International Conference on Greener Aviation: Clean Sky breakthroughs and worldwide status,"* 2014.
- [6] M. Schueller, M. Lipowski, W. Herget, E. Kaulfersch, and P. Brandstätter, "Design, Development and Test of Synthetic Jet Actuators for Future Green Regional Aircraft," in *3AF Conference "International Conference on Greener Aviation: Clean Sky breakthroughs and worldwide status,"* 2014.
- [7] C. Nae, V. Pricop, C. Stoica, C. Cojocaru, and F. Munteanu, "Wind Tunnel Test Results on Active Control of 3D Transonic Wing Buffet," in *3AF Conference "International Conference on Greener Aviation: Clean Sky breakthroughs and worldwide status,"* 2014.
- [8] M. Albert, "Translation of Innovative Technologies into Simplified Conceptual Aircraft Models for Technology Evaluation in CleanSky," in *3AF Conference "International Conference on Greener Aviation: Clean Sky breakthroughs and worldwide status,"* 2014.
- [9] J. Wild, F. Haucke, and H. Bieler, "Experimental determination of wing sweep effect on the efficiency of active flow separation control," in *3AF Conference "International Conference on Greener Aviation: Clean Sky breakthroughs and worldwide status,"*; *Bruselas 12-14 Marzo 2014*, 2014, p. 14.
- [10] T. Streit, "New methodologies tailored for the design of aerodynamically robust laminar wings," in *3AF Conference "International Conference on Greener Aviation: Clean Sky breakthroughs and worldwide status,"*; *Bruselas 12-14 Marzo 2014*, 2014, p. 10.
- [11] Z. Cai, D. Angland, X. Zhang, and P. Chen, "Two-Dimensional Optimisation by Iterative Learning for Flow Separation Control," in *European Community's Seventh Framework Programme (FP7/2007-2013) under Clean Sky grant agreement No 271866, in project CLFCWTE (Development of a Closed Loop Flow Control Algorithm for Wing Trailing Edge Flow Control Including Experimental Validation in Tw*, 2013, pp. 1-9.
- [12] P. Scholz, S. S. Mahmood, M. Casper, S. Wallin, D. Skoogh, and S. Adden, "Active Flow Control for drooped spoiler configurations," in *3AF Conference "International Conference on Greener Aviation: Clean Sky breakthroughs and worldwide status,"*; *Bruselas 12-14 Marzo 2014*, 2014, p. 10.

Journal of Aerospace Science and Technology

- [13] T. Machairas, A. Solomou, and D. Saravanos, "A Morphing Chevron Actuated By Shape Memory Alloy Wires For Noise Reduction," in *3AF Conference "International Conference on Greener Aviation: Clean Sky breakthroughs and worldwide status"*, Bruselas 12-14 Marzo 2014, 2014.
- [14] J. Yang, R. N. Nangia, J. E. Cooper, J. A. Simpson, and F. Ibp, "Optimisation of Morphing Wings for Improved Environmental Performance Dept of Aerospace Engineering, University of Bristol, BS81TH, UK," in *3AF International Conference on Greener Aviation: Clean Sky breakthroughs and worldwide status; Brussels 12-14 March, 2014*.
- [15] M. A. Castillo-Acero, C. Cuerno-Rejado, and M. A. Gomez-Tierno, "Aerodynamic Modelling for a Morphing Rudder," in *RAeS Applied Aerodynamics Conference 2014, Bristol, UK, 2014*.
- [16] H. E. Yuanyuan and G. U. O. Shijun, "Modeling and Experiment of a Morphing Wing Integrated with a Trailing Edge Control Actuation System," *CHINESE J. Mech. Eng.*, vol. 1, no. December, p. 8, 2011.
- [17] L. Falcão, A. Gomes, and A. Suleman, "Multidisciplinary Design Optimisation of a Morphing Wingtip," in *2nd International Conference on Engineering Optimization*, 2010, pp. 1-7.
- [18] T. L. Grigorie, a. V. Popov, R. M. Botez, M. Mamou, and Y. Mebarki, "On-off and proportional-integral controller for a morphing wing. Part 1: Actuation mechanism and control design," in *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2011, vol. 226, no. 2, pp. 131-145.
- [19] T. L. Grigorie, a. V. Popov, R. M. Botez, M. Mamou, and Y. Mebarki, "On-off and proportional-integral controller for a morphing wing. Part 2: Control validation - numerical simulations and experimental tests," *Proc. Inst. Mech. Eng. Part G J. Aerosp. Eng.*, vol. 226, no. 2, pp. 146-162, Jul. 2011.
- [20] M. A. Castillo-Acero, M. A. Gomez-Tierno, and C. Cuerno-Rejado, "Morphing Structure for a Rudder," in *4th Aircraft Structural Design Conference, RAeS, Belfast, UK, 2014*.
- [21] M. Castillo-Acero, C. Cuerno-Rejado, and M. Gómez-Tierno, "Highly Orthotropic Panels Structural Stability, Farrar and Bloch Waves Theory," in *3rd Int. Conference on Buckling and Postbuckling Behaviour of Composite Laminated Shell Structures*, 2015.
- [22] Saristu Partners, "Saristu, 1st Publishable summary. Grant: 2845562. 7FP EU," 2013.
- [23] M. Barbarino, "Airframe noise reduction technologies applied to high-lift devices," in *3AF International Conference on Greener Aviation: Clean Sky breakthroughs and worldwide status; Brussels 12-14 March, 2014*, no. 0, p. 10.
- [24] R. Pecora, F. Amoroso, and M. Magnifico, "Design and Experimental Validation of a Morphing Wing Flap Device," in *6th ECCOMAS Conference on Smart Structures and Materials SMART2013*, 2013, no. June, pp. 24-26.
- [25] B. Béguin, C. Breitsamter, and N. Adams, "Aerodynamic Investigations of a Morphing Membrane Wing," *AIAA J.*, vol. 50, no. 11, pp. 2588-2599, Nov. 2012.
- [26] X. Lachenal, S. Daynes, and P. M. Weaver, "Review of morphing concepts and materials for wind turbine blade applications," *Wind Energy*, vol. 16, no. February 2012, pp. 283-307, 2013.
- [27] S. Daynes and P. M. Weaver, "Design and testing of a deformable wind turbine blade control surface," *Smart Mater. Struct.*, vol. 21, no. 10, p. 105019, Oct. 2012.
- [28] S. Daynes and P. M. Weaver, "A morphing trailing edge device for a wind turbine," *J. Intell. Mater. Syst. Struct.*, vol. 23, no. 6, pp. 691-701, Mar. 2012.

Journal of Aerospace Science and Technology

- [29] J. C. Gomez and E. Garcia, "Morphing unmanned aerial vehicles," *Smart Mater. Struct.*, vol. 20, no. 10, p. 16, Oct. 2011.
- [30] V. P. Galantai, a. Y. N. Sofla, S. a. Meguid, K. T. Tan, and W. K. Yeo, "Bio-inspired wing morphing for unmanned aerial vehicles using intelligent materials," *Int. J. Mech. Mater. Des.*, vol. 8, no. 1, pp. 71–79, Nov. 2012.
- [31] M. Abdulrahim, H. Garcia, G. F. Ivey, and R. Lind, "Flight Testing A Micro Air Vehicle Using Morphing For Aeroservoelastic Control," *J. Aircr.*, vol. 42, N° 1, no. January- February, 2005.
- [32] M. Trapani and S. Guo, "Development of a Rudderless Aeroelastic Fin Technology," in *ICAS 2008, 26th International Congress of the Aeronautical Sciences*, 2008.
- [33] G. T. G. Tao, S. C. S. Chen, J. F. J. Fei, and S. M. Joshi, "An adaptive actuator failure compensation scheme for controlling a morphing aircraft model," in *42nd IEEE International Conference on Decision and Control (IEEE Cat No. 03CH37475)*, 2003, vol. 5, no. December, pp. 4926–4931.
- [34] D. L. Raney, R. C. Montgomery, L. L. Green, and M. A. Park, "AIAA 2000-1560 Flight Control using Distributed Shape-Change Effector Arrays Exhibit," in *41st AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference & Exhibit*, 2000.
- [35] T. Kamuran and E. M. Jafarov, "Lateral Dynamic Modeling of Hezarfen Unmanned Aerial Vehicle (UAV) and H Loop Shaping Robust Control System Design," in *Proceedings of the 10th WSEAS International Conference on SYSTEMS*, 2006, vol. 2006, pp. 369–374.
- [36] D. McLean, *Automatic Flight Control Systems*, Prentice Hall International, vol. 36, no. 6. 2003, pp. 172–175.
- [37] J. Roskam, *Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls I*, Editorial DARcorporation. 1998.
- [38] G. Waller, "CFD Prediction of stability derivatives of a turboprop aircraft using a Cartesian grid based Euler code," in *ICAS 2002 CONGRESS*, 2002, p. 7.
- [39] D. A. Babcock, "Aircraft Stability Derivative Estimation from FEM," MSc Thesis, Oklahoma State University, 2004.
- [40] J. Roskam, *Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls II*, Editorial DARcorporation. 1998.
- [41] USAF, "Digital Datcom," *Public Domain Computer Programs for the Aeronautical Engineer*, 2013. [Online]. Available: <http://www.pdas.com/datcom.html>.
- [42] J. A. A. Lyrio and P. Paglione, "Wing and Airfoil Optimized Design of Transport Aircraft," in *Proceedings of the 11th Brazilian Congress of Thermal Sciences and Engineering -- ENCIT 2006 Braz. Soc. of Mechanical Sciences and Engineering -- ABCM, Curitiba, Brazil, Dec. 5-8, 2006*, 2006, p. 18.
- [43] J. Roskam, *VII Stability Control & Performance. FAR & MIL*. Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1985.
- [44] EASA(European Agency Safety Aviation), "Certification Specifications and AMC for Large Aeroplanes, CS-25," no. March. EASA, 2009.

Anexo 2: Artículo en actas de la conferencia internacional “3rd Int. Conference on Buckling and Postbuckling Behaviour of Composite Laminated Shell Structures”, 25-27 Marzo 2015 DLR Braunschweig, Alemania. Pendiente de publicación en la revista “International Journal of Structural Stability and Dynamics”.

International Journal of Structural Stability and Dynamics
© World Scientific Publishing Company

World Scientific
www.worldscientific.com

HIGHLY ORTHOTROPIC PANELS STRUCTURAL STABILITY, FARRAR AND BLOCH WAVES THEORY

M. A. Castillo-Acero

*VP Technology Development, Aernnova, Av. Manoteras, 20. 5th Floor
Madrid, 28050, Spain
miguelangel.castillo@aernnova.com*

C. Cuerno-Rejado and M. A. Gómez-Tierno

*Escuela Técnica Superior Ingenieros Aeronáuticos (UPM), Plaza del Cardenal Cisneros
Madrid, 28023, Spain
cristina.cuerno@upm.es, miguelangel.gomez@upm.es*

Received 22 February 2015

Revised Day Month Year

This paper presents the studies to develop structural highly orthotropic panels. These types of panels provide the capabilities required for structural morphing. They are highly deformable in one given direction and in the perpendicular one must be compliant to sustain the internal loads per certification stiffness and strength requirements. Neither classic orthotropic panels nor regular cellular solids Bloch wave theories are strictly applicable on their study. A combination of computational method, Matlab coded, to analyze stability and classic structural beam theory is studied. Then, non linear FEM models are developed for an aerospace control surface application; their results are compared with reported Bloch wave sequences on periodic cellular solid panels. The stability along stiffer direction is a requirement to obtain a continuous deformation and plasticization sequence of the cell rows in the perpendicular direction. A sample panel is sized and 3D modelled, and then produced using additive layer manufacturing process to demonstrate the initial stages of a validation and verification campaign.

Keywords: morphing; structures; buckling; highly orthotropic panels; Farrar theory; Bloch waves; non linear FEM; additive manufacturing.

1. Introduction

The structural morphing is an active research field to develop more efficient solutions. Open literature contains good examples of the potential application of morphing structures into wind turbine blade applications, ¹. In the case of aircraft structures, there are published studies for application into wing high-lift devices, ² and wing tips, ³. In particular, previous studies sustain the application of this type of morphing solutions into a novel rudder that morphs during deployment, ^{4, 5}. Recently, the EU FP7 Clean Sky program has made public some of the research works on structural morphing. The design of high lift devices than can curve during their deployment is feasible with current state of the art structures and commercially available actuators, ⁶. The panel skins of such a device present different technical challenges for their development. The partners in EU FP7 SARISTU “Smart Intelligent Aircraft Structures”, have made public, ILA Berlin

M. A. Castillo-Acero; C. Cuerno-Rejado and M. A. Gómez-Tiemo

2014, a solution based on a bi-material type of panel that can be curved while maintain the adequate mechanical properties.

The studies presented in this paper are the result of the research on defining a different type of structural panel. These panels are based on repeating cells highly orthotropic, which flexibility chord wise is tuned with the one required for the device kinematics deployment. At the same time the span wise direction presents adequate stiffness and strength to sustain aerodynamic loads. These panels are a particular case of the more generic family of cellular solids, ⁷. Figure 1 depicts the different Poisson macro behaviour of the panel depending on the configuration of the cells. This behaviour ranges from standard effect panel to Zero-Poisson with the possibility to develop Auxetic responses.

Fig. 1: Different panel's behaviour depending on cell configuration.

The regular cellular solids, constituted by infinite periodic cells, are traditionally studied for stability under 2D compression forces, ⁸. The particularization to different type of cells can be found in different publications. The cases of isotropic circular and hexagonal lattice are considered in numerous references and being analyzed under different type of loading, ⁹. In the general case, it has been precluded after testing, ¹⁰, that under uni-axial compression loading, these type of cellular panels follow always the same sequence of events, ⁷. Figure 2, depicts¹⁰ this reported panel stress- strain response for two different cellular panels: initial nearly linear response (point 1), then deformation concentrates in a single cell row that starts to plasticize as a local mode that involves (point 2), this cell row is perpendicular to the compression force direction. This row shear collapses with an un-symmetrical failure mode and stays deformed. Then the next row starts with the same failure mode mechanism that keeps on spreading from row to row, following the sequence point 4 to 7. It is relevant that for two types of cell materials with different stress- strain curves and mechanical properties, Young modulus, yield and rupture stress, the behaviour is very similar. This cellular panel macro behaviour is positive to store deformation energy, as in aircraft tail bumpers. The use in other aircraft airworthy structures, that require no yield up to limit load and then no rupture to ultimate load, requires no permanent deformation in the first row due to mainly shear induced instability, as it will be summarized later this article.

M. A. Castillo-Acero; C. Cuerno-Rejado and M. A. Gómez-Tiemo

Fig. 2: Cellular panels, circular left- hexagonal right, stress strain curves, compression uniaxial loading. ^[10]

On the other hand, the buckling behaviour of orthotropic plates is also well reported and the literature presents numerous publications, ¹¹⁻¹³, but there are no previous studies on highly orthotropic plates. The present work summarizes a new set of studies that combine classical beam theory in mechanical engineering, with compression buckling stability based on Farrar methods, ¹⁴. The initial results are the basis to simulate high orthotropic panels' behaviour under loading with non linear FEM models. This new methodology intends to fill the gap to analyze highly orthotropic panels based on repeating basic unitary cell n times, as depicted in Figure 3.

Fig. 3: Zero Poisson panel and basic Cell geometry parameters.

The set of parameters, pitch, distances, thickness, etc. are defined to provide panel stability. The stability must be achieved for buckling under compression loading as an initial requirement. This study, in the present case, is based on Matlab coded Farrar theory. Fulfilling this requirement is of capital importance to design the morphing direction to accommodate the induced deformations without reaching failure stresses.

The close relation between the load compression behaviour of a panel and its geometric structure, has been studied for flexible foams, ¹⁵. For the highly orthotropic panels, the geometry definition of the cells is studied to cope with an initial set of stiffness requirements. The selection of adequate geometrical values to achieve the required strength- stiffness and avoid permanent deformation is studied with classic continuous beam theory. An application for a commercial transport aircraft control surface is

M. A. Castillo-Acero; C. Cuemo-Rejado and M. A. Gómez-Tierno

cinematically modelled in CATIA 5 to obtain internal loads and stiffness required. ABAQUS highly non linear FEM models are developed to study panel behaviour. ABAQUS is an implicit finite element solver reported to provide accurate results for this type of studies,¹⁶⁻¹⁸. A representative panel specimen has been manufactured with a novel 3D printing system, commercially available, to initiate validation and verification phases tests based.

2. Methodology

The material considered for the panels is selected based on commercial availability for final additive layer manufacturing or 3D printing. The raw material considered to design and manufacture the panels of this study is Visijet M3 X. This material can be easily processed in a 3-D printing standard device.

Table 1 Visijet M3 X 3D printable material properties.¹⁹

<i>Properties</i>	<i>Condition</i>	<i>VisiJet M3X</i>
Density @ 80°C (liquid)	ASTM D4164	1.04 g/cm ³
Tensile Strength	ASTM D638	49 MPa
Tensile Modulus	ASTM D638	1340 MPa
Elongation @ break	ASTM D638	3.3%
Yield strength	ASTM D638	20 MPa
Poisson Coefficient	ASTM D638	0.3

The highly orthotropic panels can present different configurations, depending on the cellular selected to be repeated. All the cases under study present common features: springs like type members in the deformable direction, and stiffeners into the perpendicular one, as it is depicted in figure 4.

Fig. 4 Highly orthotropic panel's configurations studied

In all the studied cases the stiffness properties are obtained; in-plane orthotropic $E_1, E_2, G_{12}, \nu_{12}, \nu_{21}$; out of plane $E_3, G_{13}, G_{23}, \nu_{13}, \nu_{31}, \nu_{23}, \nu_{32}$. The configuration named "V-Plane" has been already characterized,²⁰. This study incorporates the novel "Double-C" configuration that while keeping the basic common geometric features as the V-Plane, shows performance improvements in relation to "V-Plane" one.

M. A. Castillo-Acero; C. Cuerno-Rejado and M. A. Gómez-Tiemo

Let's consider an equivalent constant thickness " t " orthotropic panel with the same dimensions, width and length as the panel under our study. The equivalent panel incorporates the stiffeners as well. The original highly orthotropic panel stiffeners must provide adequate support to the springs in the perpendicular direction. This is a condition for any kind of loading and panel deformation state. Therefore, in order to assure panel stability, the stiffeners thickness " t_s ", height " d " and pitch between them " b " have to be able to provide stability to the overall panel. The requirement for stiffener stability is a key finding in this study. The critical failure mode for these panels is buckling under compression loading. The applied load flows are set to cope with an application objective. The Farrar theory¹⁴ has been selected to provide compression buckling allowable stresses. It has been programmed in Matlab. This code takes as input the internal compression loads and the geometry constraints, and performs calculations that yield an optimum set of geometrical parameters for the structure. Farrar's theory states that the optimum structure is one in which the compression stresses at the beginning of the initial buckling σ_B match the corresponding Euler buckling as a column σ_E . In this way when the local buckling is induced, then starts the global buckling of the entire panel.

The Farrar theory also defines a reference stress σ_{ref} , and a mean stress σ_m , because the reinforced skin stress distribution is not uniform. The Farrar factor, F , is defined as the ratio between the mean and the reference stress, concluding that the higher the value of F , the more optimum the structure results in terms of weight. " N " is the applied compression flow in the panel. Then it is imposed the condition of simultaneous local and global buckling, and both equal to average stress: $\sigma_m = \sigma_B = \sigma_E$. Then F is obtained as a solely function on the geometry parameters, specifically the parameters t_s (stringers thickness), t (equivalent skin thickness), b (distance between stiffeners), d (stiffeners height). The difficulty of application of this theory to a real case is the combination between equations and graphs. In this study, the graphs, for each Farrar factor F level, have been Matlab modelled (Figure 6). So, starting with known values of $R_b = d/b$ and $R_t = t/t_s$, and the graph $F = f(R_b, R_t)$ the values of all the other geometric parameters as functions of the panel length L_{eq} are the following:

$$\sigma_B = \frac{\sigma_B}{\sigma_0} f_1 \left(\frac{A_s}{bt}, \frac{t_s}{t} \right) 3.6E \left(\frac{t}{b} \right)^2 \quad (2.1)$$

$$\sigma_E = \frac{\pi^2 E}{2L_{eq}} \left[\frac{\rho}{b} f_2 \left(\frac{A_s}{bt}, \frac{t_s}{t} \right) \right]^2 b^2 \quad (2.2)$$

- A_s transversal stringers area, height " d " and thickness " t_s ".
- L_{eq} , length of the skins and stringers, for the present case application purpose, pitch between ribs. It is assumed that ribs provide a stable support.
- E equivalent modulus along panel stiffer direction
- σ_0 compression skin buckling as a plate,

$$\sigma_0 = 3.6E \left(\frac{t}{b} \right)^2 \quad (2.4)$$

M. A. Castillo-Acero; C. Cuerno-Rejado and M. A. Gómez-Tierno

$$t = \frac{1}{F(1 + R_b R_t)} \left(\frac{N \cdot L_{eq}}{E} \right)^{1/2} \quad (2.5)$$

$$b = 1.103 \frac{\sqrt{F}(1 + R_b R_t)}{[R_b^3 R_t (4 + R_b R_t)]^{1/2}} \left(\frac{N \cdot L_{eq}}{E} \right)^{1/2} \quad (2.6)$$

$$F^4 = \frac{\sigma_s}{\sigma_0} \left(\frac{A_s}{bt}, \frac{t_s}{t} \right) 3.6\pi^2 \left(\left[\frac{\rho}{b} \left(\frac{A_s}{bt}, \frac{t_s}{t} \right) \right] \right)^2 \frac{1}{\left(1 + \frac{A_s}{bt} \right)} \quad (2.7)$$

The figures 5 to 12 depict the Farrar Plots, obtained with Matlab, for the different geometry parameters: t , d , b and t_s , and for two different panel lengths.

Fig. 5 Matlab Farrar Plots, t values for $L=200$ mm

Fig. 6 Matlab Farrar Plots, t values for $L=100$ mm

M. A. Castillo-Acero; C. Cuerno-Rejado and M. A. Gómez-Tierno

Fig. 7 Matlab Farrar Plots, d for $L=200$ mm

Fig. 8 Matlab Farrar Plots, d for $L=100$ mm

Fig. 9 Matlab Farrar Plots, b for $L=200$ mm

M. A. Castillo-Acero; C. Cuerno-Rejado and M. A. Gómez-Tierno

Fig. 10 Matlab Farrar Plots, b for $L=100$ mm

Fig. 11 Matlab Farrar Plots, t , for $L=200$ mm

Fig. 12 Matlab Farrar Plots, t , for $L=100$ mm

M. A. Castillo-Acero; C. Cuerno-Rejado and M. A. Gómez-Tiemo

3. Unit Cell Analysis

Once the stability of the longitudinal stiffeners is assured, the selection of the cell is critical to define properly the spring like members of the highly orthotropic panel configuration. The previous stability study has provided an equivalent stiffened orthotropic panel that fits the strength requirement in one direction. The continuous beam analysis provides the geometry required on the deformable direction to reach the design goals in terms of adequate stiffness for large deformations.

Let E_0 be the modulus of elasticity of the basic material selected for the panel. The derivation of the panel elasticity modulus in the three main directions of the singular cell can be expressed as function of E_0 . These panel elasticity modules are the result of making an analogy of the actual panel under study with a solid one, constant thickness, and anisotropy behaviour in the three main directions. It is conveyed that the flexible direction elastic modulus is E_1 , in the perpendicular within the plane of the panel, E_2 , and E_3 stiffness panel perpendicular direction.

The selection of these Young modulus target values depends on the application of the panel. The panel must follow the extension kinematics of morphing chord-wise and the stiffness and strength required span-wise. This requirement is translated into a target value of two orders of magnitude difference between E_1 and the pair E_2 , E_3 . Then, it is selected a general target value of 10% E_0 for these two last modules.

$$E_2 \cong 0,1E_0; E_3 \cong 0,1E_0$$

Supposing an applied force, P , in direction 2, the deformation of the panel in the direction of this applied force can be expressed as a function of the width of the panel, b , the equivalent thickness t_{eq} and the equivalent elastic modulus E_2 . But also the deformation can be expressed in terms of the thickness, t , height, and d .

$$\varepsilon_2 = \frac{P}{ct_{eq}E_2} \quad (4.1)$$

$$\varepsilon_2 = \frac{P}{tdE_0} \quad (4.2)$$

If the problem is simplified, assuming that the equivalent thickness is the same as the basic stiffener, and by extension all the cell thicknesses are constant, it can be concluded that:

$$E_2 = \frac{d}{c}E_0 \quad (4.3)$$

Imposing the target Young modulus condition, then:

$$d \cong 0,1c \quad (4.4)$$

Similar reasoning for the derivation of E_3 in relation to E_0 can be followed. In this case, the other in-plane panel dimension is named c .

$$\varepsilon_3 = \frac{P}{bcE_3} \quad (4.5)$$

M. A. Castillo-Acero; C. Cuerno-Rejado and M. A. Gómez-Tiempo

$$\varepsilon_3 = \frac{P}{t(b+c)E_0} \quad (4.6)$$

$$E_3 = \frac{t(b+c)}{bc} E_0 \quad (4.7)$$

Then, another geometrical constraint for the panel definition is concluded

$$b \cong 20t \quad (4.8)$$

The expression of the latest equivalent elastic modulus, along the most flexible main direction, is going to require using continuous beam theory, symmetries and simplifications, in particular that Euler- Bernoulli theory is valid, and deformations are low enough to assume that perpendicular sections to the deformation line stay perpendicular after loading. It is assumed a constant cell thickness at least one order of magnitude lower than the cell typical dimension. The first basic cell considered is composed by straight beams. The study is then focus on analyzing the segment AB, Figure 13.

Fig. 13: Basic cell sketch and internal loading.

The point B displacements and rotation can be expressed as a function of point A ones:

$$u_B = u_A + \theta_A (y_B - y_A) - \int_A^B \frac{M_f(s)}{E_0 I_z} (y_B - y) ds \quad (4.9)$$

$$v_B = v_A + \theta_A (x_B - x_A) + \int_A^B \frac{M_f(s)}{E_0 I_z} (x_B - x) ds \quad (4.10)$$

$$\theta_B = \theta_A + \int_A^B \frac{M_f(s)}{E_0 I_z} ds \quad (4.11)$$

The point A is in the symmetry plane and horizontal displacement and rotation are zero.

$$u_B = \frac{1}{E_0 I_z} \int_0^l (M_A + P s \cos \theta_0) (s - l) \sin \theta_0 ds \quad (4.12)$$

$$\theta_B = \frac{-1}{E_0 I_z} \int_0^l (M_A + P s \cos \theta_0) ds \quad (4.13)$$

B point displacement in y direction is restricted:

$$0 = v_A + \frac{1}{E_0 I_z} \int_0^l (M_A + P s \cos \theta_0) (l - s) \cos \theta_0 ds \quad (4.14)$$

M. A. Castillo-Acero; C. Cuerno-Rejado and M. A. Gómez-Tiemo

Let be P , the applied force along spring extension. The problem is reduced to obtain the value of the four unknown internal loads at A and B points, M_A , H_A , M_B and V_B . There are three equilibrium equations; therefore, the hyper-statics degree of the problem is one.

$$H_A = -P \quad (4.15)$$

$$V_B = 0 \quad (4.16)$$

$$M_B = -M_A - P l \sin \theta_0 \quad (4.17)$$

The energy equation provides a new equation to solve the hyper statics problem. The deformation energy is expressed as a function of the bending moment in the extreme A, M_A , and then minimum energy state is imposed to obtain its value.

$$E = P \cdot u_B + M_B \cdot \theta_B \quad (4.18)$$

$$\frac{dE}{dM_A} = 0 \rightarrow -\sin \theta_0 \frac{l^2}{2} + 2M_A \frac{l}{P} + l^2 \sin \theta_0 + \cos \theta_0 \frac{l^2}{2} = 0 \quad (4.19)$$

$$M_A = \frac{-Pl}{4} (\sin \theta_0 + \cos \theta_0); M_B = \frac{Pl}{4} (\cos \theta_0 - 3 \sin \theta_0) \quad (4.20)$$

The deformation at extreme B, and springs stiffness can be expressed as:

$$\varepsilon_B = \frac{Pl^2}{24E_0I_z} \sin \theta_0 \{3 \tan \theta_0 - 1\} \quad (4.21)$$

$$k = \frac{P}{u_B} = \frac{24E_0I_z}{l^3 \sin \theta_0 \{3 \sin \theta_0 - \cos \theta_0\}} \quad (4.22)$$

This expression can then be incorporated into minimum panel weight to sustain a critical load P_{cr} .

$$W = W(b, c, d, t, \theta_0) = \rho \left(\frac{W}{b} + 1 \right) \frac{12c}{kE_0t^2} \left(\frac{2P_{cr}}{\pi} \right)^2 \quad (4.23)$$

The equivalent Elastic Modulus in "1" direction, can be expressed as

$$E_1 = E_0 \frac{2td^2}{bl^2} \frac{1}{\sin \theta_0 \{3 \tan \theta_0 - 1\}} \quad (4.24)$$

For the purpose of establishing an order of magnitude, and θ_0 geometries between 15° and 80° , then: $t \cong d \cong 0,1l \cong 0,1b \rightarrow E_1 \cong 10^{-3}E_0$. The panel can be designed to present a relative stiffness in one direction, two orders of magnitude lower than in the other two main directions.

A second cell geometry, based on a circular central segment, Figure 14, has been also considered for geometrical definition.

M. A. Castillo-Acero; C. Cuerno-Rejado and M. A. Gómez-Tierno

Fig. 14: Curved cell study.

This hyper-static structure is solved particularizing the more general Rayleigh-Ritz method, ²¹. The curved beam segment bending moment is expressed as a function of the hyper-static unknown M_B and then imposing zero rotation at point A.

$$\frac{E_1}{E_0} = \frac{1}{3} \frac{t^3}{cR^2} \frac{\sin \theta_0}{(2\theta_0 + \sin 2\theta_0 - \sin^2 \theta_0 / \theta_0)} \quad (4.25)$$

As: $t \cong 0,1c \cong 0,1R$ then $E_1 \cong 10^{-3}E_0$. The same elastic modulus relation is achieved.

The last configuration is a mixed one, straight and curved segment, Figure 15.

M. A. Castillo-Acero; C. Cuerno-Rejado and M. A. Gómez-Tiempo

Fig. 15: Mixed cell study.

Following the same approach,

$$\frac{E_1}{E_0} = \frac{t^3(R\theta_0 + l)(l \cos \theta_0 + R \sin \theta_0)}{c(a_1 R^3 l + a_2 R^2 l^2 + a_3 R l^3 + a_4 l^4 + a_5 R^4)} \quad (4.26)$$

The constants in this expression are:

$$a_1 = 30 \cos \theta_0 + 6\theta_0 - 12\theta_0 \cos^2 \theta_0 \quad (4.27)$$

$$a_2 = 12(1 + \theta_0 \sin \theta_0 \cos \theta_0 - \cos^2 \theta_0) \quad (4.28)$$

$$a_3 = 3(\theta_0^3 - \theta_0 \cos \theta_0) \quad (4.29)$$

$$a_4 = \cos^2 \theta_0 \quad (4.30)$$

$$a_5 = (\theta_0 \sin \theta_0 \cos \theta_0 + \theta_0^2 - 12 \cos^2 \theta_0) \quad (4.31)$$

As: $t \cong 0,1c \cong 0,1R$ then $E_1 \cong 10^{-3}E_0$ as in the previous cells cases.

M. A. Castillo-Acero; C. Cuerno-Rejado and M. A. Gómez-Tierno

4. Structural application, design, FEM models and manufacturing

The structural feasibility of this design is verified integrating the morphing skin structure in solid CATIA 5 models for kinematic mechanical analysis and simulation on a novel rudder structure for a commercial transport aircraft, ⁵. Figure 16 depicts some of the geometrical details of these 3D models.

Fig. 16 Morphing Rudder applications of the highly orthotropic panels

The stiffness and loading for this application have been obtained with kinematics analysis based on CATIA 5 models, Figure 17.

Fig. 17 Control surface kinematics studies, displacements at 30° deflection

This structure is FEM modelled with ABAQUS, to obtain the internal stresses distribution, Figure 18, just for deflection induced external loading. The plasticized zone is concentrated in the longitudinal stiffeners mainly (read areas). This stress concentration couples with the longitudinal internal forces when the structure is also loaded with the aerodynamic and inertial loads. This explains the importance of stability on the stiffeners. The stress concentrations on the stiffeners are mainly shear induced and when combined with compression stresses, overall panel un-stability appears due to stiffener out of plane displacement, collapsing the structure.

M. A. Castillo-Acero; C. Cuerno-Rejado and M. A. Gómez-Tiemo

Fig. 18 Von Mises stresses at highly deformable panels at 30° deflection

The maximum Von Mises stresses and the logarithmic strains in the highly deformable panels have been extracted from different ABAQUS executions for the control surface deflected between 5 and 30 degrees. The table 2 includes the values.

Table 2 Maximum Von Mises stresses and logarithmic strains in the highly deformable panels for the control surface deflected between 5 and 30 degrees.

Deflection	5°	10°	15°	20°	25°	30°
Upper Panel						
$\sigma_{VM_{max}}$	10.3	19.8	19.9	20.9	22.2	23.5
$LE(10^{-3})$	8.1	16.5	26.5	36.5	46.1	55.0
Lower Panel						
$\sigma_{VM_{max}}$	10.5	19.8	19.9	20.5	21.9	23.3
$LE(10^{-3})$	7.9	16.4	28.1	38.6	48.7	59.0

Fig. 19 Maximum Von Mises stresses at highly deformable panels

M. A. Castillo-Acero; C. Cuerno-Rejado and M. A. Gómez-Tierno

There is an initial linear answer of panel stresses with lower deflections, up to 10° , Figure 19. Then a plastic behaviour between 10° and 15° is obtained, before a second linear answer between 15° and 30° appears. It is noticed that the material plasticity appears between 10° and 12° deflection. It results in an analogy between this FEM model predictions on the resultant panels stress- strain curves in relation to the reported for cellular solid panels Bloch wave sequences, but with some remarkable differences. There is an initial linear response, then first material plasticization appears in one row of the panel and new elastic response with a more relaxed secondary Young modulus appears. Therefore a design principle based in reinforcing the initial row that plasticizes, to increase the principal Young modulus answer and delay the appearance of the secondary elastic zone can be concluded as adequate. There is a need to ensure that no rupture stress is reached in the plasticized area.

An optimization in terms of thickness and height for the rest of cells rows is a continuation of these studies for design for minimum material weight performance in the future. The generation of a similar Bloch wave plasticization sequence, like on repeated circular and hexagonal cells solids panels, can provide a minimum material and weight panel configuration, while fulfilling the requirements.

The 3D printing “Double-C” representative panel in the selected material VisiJet M 3X has been performed, dimensions 230 x 230 x 30 mm and typical wall thickness 2 mm, Figure 20.

Fig. 20 3D printed panel specimen

The 3D printer has been a ProJet ® 7000 MP based on stereo-lithography technology. The amount of material used was 210 grams. The time consumed has been around 7 hours. The time to produce the panel is proportional to the amount of material used. Even

M. A. Castillo-Acero; C. Cuerno-Rejado and M. A. Gómez-Tiemo

if 3D printing technologies in the future enable a better cycle performance, and the weight is not critical for a particular application, the need to minimize the amount of material will keep on being of importance, from serial manufacturing process productivity point of view.

Currently panel specimens are ready for a campaign testing to complete validation. The verification campaign will allow the comparison of the empirical results with the analytical ones.

5. Conclusions

This approach is valid to design a highly orthotropic panel, based on the repetition of a modular geometrical cell, to cope with two order of magnitude stiffness ratio requirements, in the two in-plane main directions, and the strength requirements. Setting stiffeners configuration for stability is required to design the panel and then the unit cells. This method serves for sizing and producing highly deformable panels that configure part of a morphing rudder structure for a commercial transport aircraft that is compliant with strength and stiffness requirements. Numerical analysis based on non linear FEM models, predicts a similar Bloch wave behaviour that on regular cellular solids, constituted by infinite periodic cells. The panels develop secondary elasticity response. Further studies are required to optimize deformable direction cells geometry, from weight and 3D manufacturing process productivity stand points. Testing campaign is required to initiate validation and verification stages. These tests include static and fatigue loading, and also environmental effects on mechanical properties degradation. Further studies are required to obtain new materials more suitable for the mechanical requirements and optimized panel configurations.

References

1. X. Lachenal, S. Daynes, and P. M. Weaver, Review of morphing concepts and materials for wind turbine blade applications, *Wind Energy* **16** (2013) 283–307.
2. C. Thill, J. Etches, I. Bond, K. Potter, and P. Weaver, Morphing skins, *Aeronaut. J.* **3216** (2008) 302–325.
3. R. C. M. Cheung, I. Chekkal, C. Wales, J. E. Cooper, N. J. Allen, S. Lawson, A. J. Peace, R. Cook, P. Standen, S. D. Hancock, G. M. Carossa, A. Aermacchi, and C. Francia, Design of a Chiral Structure Morphing Wing-Tip, in *Proc. 3AF Conference "International Conference on Greener Aviation: Clean Sky breakthroughs and worldwide status"*, Brussels, Belgium (March 2014).
4. M. A. Castillo-Acero, C. Cuerno-Rejado, and M. A. Gomez-Tiemo, Aerodynamic Modelling for a Morphing Rudder, in *Proc. RAS Applied Aerodynamics Conference 2014*, Bristol, UK (July 2014).
5. M. A. Castillo-Acero, M. A. Gomez-Tiemo, and C. Cuerno-Rejado, in Morphing Structure for a Rudder in *Proc. 4th Aircraft Structural Design Conference*, Belfast, UK (October 2014).

M. A. Castillo-Acero; C. Cuemo-Rejado and M. A. Gómez-Tiemo

6. R. Pecora, F. Amoroso, and L. Lecce, A novel multi-body architecture for wing flap camber morphing, in *Proc. 3AF Conference "International Conference on Greener Aviation: Clean Sky breakthroughs and worldwide status"*; Brussels, Belgium (March 2014).
7. L. Gibson and M. Ashby, *Cellular Solids* (Cambridge University Press, Cambridge, 1997).
8. C. H. Wilcox, "Theory of Bloch waves," *J. d'Analyse Mathématique*, **33** (1978) 146–167.
9. D. Okumura, N. Ohno, and H. Noguchi, "Post-buckling analysis of elastic honeycombs subject to in-plane biaxial compression," *Int. J. Solids Struct.* **39**(13) (2002) 3487–3503.
10. S. D. Papka and S. Kyriakides, "Biaxial crushing of honeycombs: —Part I: Experiments," *Int. J. Solids Struct.*, **36**(29) (1999) 4367–4396.
11. D. J. Johns, Shear Buckling of Isotropic and Orthotropic Plates A Review. *Aeronautical Research Council Reports and Memoranda No- 3677*. Technical Report. 1971.
12. S. G. Lekhnitskii, *Anisotropic Plates*. (Gordon and Bridge Science, New York, 1987).
13. S.-E. Kim, H.-T. Thai, and J. Lee, "Buckling analysis of plates using the two variable refined plate theory," *Thin-Walled Struct.* **47** (4) (2009) 455–462.
14. D. J. Farrar, "Investigation of Skin Buckling. *Aeronautical Research Council Reports and Memoranda No. 2652* (11,036, 11,037, 11,038) Technical Report. 1953.
15. K. C. Rusch, "Load- Compression Behavior of Flexible Foams," *J. Appl. Polym. Sci.* **13** (1969) 2297–2311.
16. R. S. Kumar and M. R. Gurvich, Efficient Modeling of Damage Processes in Heterogeneous Materials under Impact Load, in 2010 SIMULIA Customer Conference, 2010.
17. R. L. Geisler, R. Patil, J. Schudt, and S. Twu, Recent Applications of Abaqus / Explicit in GM Chassis CAE, in 2010 SIMULIA Customer Conference, 2010.
18. D. Asprone, F. Auricchio, C. Menna, S. Morganti, A. Prota, and A. Reali, "Statistical finite element analysis of the buckling behavior of honeycomb structures," *Compos. Struct.* **105** (2013) 240–255.
19. 3D Systems, [http:// www.3Dsystems.com](http://www.3Dsystems.com).
20. S. Barbarino, O. Bilgen, R. M. Ajaj, M. I. Friswell, and D. J. Inman, A Review of Morphing Aircraft, *J. Intell. Mater. Syst. Struct.*, **22** (9) (2011) 823–877.
21. R. Courant and D. Hilbert, *Methods of Mathematical Physics, Vol I*. (Wiley, New York, 1989).

Anexo 3: Artículo en actas de la conferencia internacional "2014 RAeS 4th Aircraft Structural Design Conference, Queen's University Belfast / 7-9 Oct. 2014", Belfast, UK y pendiente de publicación en "The Aeronautical Journal"

Morphing Structure for a Rudder

M. A. Castillo-Acero¹, C. Cuerno-Rejado² and M. A. Gómez-Tierno²

¹Aernova, C/ Princesa de Éboli, 9D, 1A, 28050, Madrid, Spain. macastillo@outlook.com

² Escuela Técnica Superior Ingenieros Aeronáuticos, UPM, Pza. C. Cisneros, 3, 28040, Madrid, Spain

ABSTRACT

The modification of airfoils with structural morphing in order to enhance aerodynamic efficiency is an active field of research of better solutions. The forces and induced displacements required are, usually, out the current developments on Shape Memory Alloys, Piezo- Electric actuators, or Multi- stable structures, for commercial transport aircraft applications. This work aims to present the studies carried out for obtaining an optimum rudder structure which morphs to a pre-defined curvature that can sustain aerodynamic and internal loads in a critical certification load case for a commercial transport aircraft. It also includes the feasibility of a morphing rudder based on a Zero Poisson Skeleton, or close to zero Poisson Ratio panel geometrical configuration, which is translated into no transverse deformation when perpendicularly loaded, produced with an Additive Layer Manufacturing Process.

Keywords: morphing, structures, vertical stabilizer, rudder, Zero Poisson skeletons, additive layer manufacturing.

NOMENCLATURE

b :	Distance between stringers
c :	Chord, length
c_L :	Aerodynamic lift coefficient
d, h :	Distances
E :	Young modulus
F :	Farrar factor
G :	Shear modulus
k :	Proportionality constant
k_s :	Ratio, stringers thickness vs. springs
$l(y)$:	Lifting forces per unit, span
$m(z)$:	Bending moments per unit, span
p :	Pressure
t :	Skin thickness
t_s :	Stringers thickness
v :	Velocity
x :	Distance
α, θ :	Angles
ρ :	Fluid, air, density
σ :	Stress
ν :	Poisson ratio

1.0 INTRODUCTION

This paper demonstrates the feasibility of an innovative morphing rudder that presents an enhanced aerodynamic efficiency in relation to the conventional one. This work includes the structural definition of the non conventional rudder whose enhanced aerodynamic characteristics were previously analyzed ^[1]. It has already been quantified the aerodynamic improvements that can be achieved with an unconventional morphing rudder. The geometry of such a rudder provides a continuous curvature function, between the trailing edge, both sides of the vertical stabilizer fixed part, and the rudder, and the function follow curving the rudder body itself. The curves on previous study were obtained by means of graphical approaches to achieve a theoretical shape. In this study, it has been developed a morphing feasible structure, to obtain a close solution to the theoretical aerodynamic optimum shape.

Achieving the curved shapes needed to obtain the aerodynamic enhancements, requires capacity enough on the actuation system. This capacity translates into, essentially, two parameters: the displacements required at different points and actuator forces to maintain the shape under loading. While in recent years there are numerous developments in the fields of actuators, e.g. shape memory, or multi-stable piezoelectric materials ^{[2], [3], [4]}, in this work it is preferred to develop a system based on commercial available actuators. The focus of this study is set on developing the structure based on articulated ribs with highly deformable panels, chord-wise direction, and enough stiffness and strength capacity span-wise, able to sustain the internal loads per certification requirements. To complete the new rudder architecture, a highly deformable elastomeric rubber coating is required to provide the non-permeability to the air. Open literature contains good examples of this type of structure ^[5], although its application is focused on developing a solution for wing spoilers where deflections are fairly lower ($\pm 15^\circ$) than in the rudder ($\pm 30^\circ$, typical values for this study). This concept has been also refined for wing lift devices, flaps ^[6].

The present study includes two main objectives: the optimum articulated rib configuration geometry and the definition of the highly deformable skin panels. These panels are cell skeleton based and highly orthotropic. They are often called Poisson zero skeleton in the literature, defined as close to zero Poisson ratio panels based on stiffeners in one direction and in the perpendicular one present geometrical cells that behave as springs. Studies on these panels have been found for wind turbine blade applications ^{[7], [8], [9]}. There are also studies for their introduction on aircraft, like for active aero-elastics, ^{[10], [11], [12]}, or more general overview ^[13]

The approach for obtaining the equations to derive the optimum configuration has been the structural pre-sizing. The load case selected is the one-engine-out that usually is critical for the sizing of the rudder for commercial transport aircraft with pod-mounted engines under the wing. The articulated ribs concept is based on aluminium 7X series riblets that rotate to provide the required shape. The turning law at each articulation and the riblets length geometry is selectable. Also different configurations for the Zero Poisson highly deformable skeleton have been considered. Then it has been necessary to obtain stiffness- strength properties: in-plane orthotropic $E_1, E_2, G_{12}, \nu_{12}, \nu_{21}$, out-plane $E_3, G_{13}, G_{23}, \nu_{13}, \nu_{31}, \nu_{23}, \nu_{32}$. The raw material considered is Visijet M3 X, properties Table 1. This material can be easily processed in a 3-D printing standard device commercially available, therefore can be defined as a printable material. A material is 3D printable if can be the raw for an additive layer manufacturing process.

Table 1
Visijet M3 X 3D printable material properties ^[14].

Properties	Condition	VisiJet M3X
Density@ 80°C (liquid)	ASTM D4164	1.04 g/cm ³
Tensile Strength	ASTM D638	49 MPa
Tensile Modulus	ASTM D638	2168 MPa
Elongation@break	ASTM D638	8.3%
Flexural Strength	ASTM D638	65 MPa
Heat Distortion@ 0.45Mpa	ASTM D648	88°C

The application of this type of morphing rudder means potential weight savings in commercial transport aircraft empennages, being an important opportunity for aircraft OEMs and Tier 1 suppliers that bid in competition for designing and building this type of structures. The more efficient the rudder is, the less size required and so weight diminishes. This is an important finding due to the trend in aeronautical research for more efficient aircrafts imposed by market, less fuel consumption, and by social requirements reduction of CO₂ emissions.

2.0 METHODOLOGY

The methodology is based on the preliminary sizing of the new non-conventional rudder. The applied external loads considered come from previous studies ^[1], for the load case of engine failure during takeoff that requires maximum rudder deflection of 30 °. In commercial transport aircraft under the wing engines pod configuration, this load case usually sizes the rudder. The load case of crosswind landing yields similar loading and practically the same order of criticality. From the previous study, the differential pressure distribution in the vertical tail plane section at 1/3 height VTP (Vertical Tail Plane) span has been obtained, Fig. 1. Then the loading at the morphed rudder with a linear approach is considered, Fig. 2.

Figure 1. Aerodynamic loads, on the morphing rudder and rest of Vertical tail plane^[1], section 1/3 height

Figure 2. Aerodynamic loads model on the morphing rudder

These aerodynamic loads are translated into:

- $l(y)$: lifting forces per unit, span, length, in this case lateral “y” forces
- $m(z)$: “z” bending moments per unit, span, length

$$l(y) = \frac{1}{2} \rho v^2 c \sum c_l(x_i/c) \Delta(x_i/c) \quad (1)$$

$$m(z) = \frac{1}{2} \rho v^2 c^2 \sum c_l(x_i/c) (x_i/c - x_l/c) \Delta(x_i/c) \quad (2)$$

These loads have been discretized along the rudder span, in 8 zones. Then, following a classical bending- torsion box strength analysis approach, the critical internal loads in the morphed rudder structure have been derived and the maximum reactions at the fittings with the fixed vertical stabilizer part.

Articulated Ribs Geometry

The kinematic of the morphing rudder is based on articulated ribs, which are composed by riblets that rotate when actuated, Fig. 3. An optimization study of the number and configuration of these riblets is performed. The configuration with more riblets results in better adaptation to the target curve shape and therefore, better aerodynamic efficiency. However, this approach increases the weight. The optimum is achieved balancing these two trends. Also in this case under study due to high rudder deflections to be considered ($\pm 30^\circ$) there is non-linearity that needs to be analyzed with the adequate approach and detail.

Figure 3. Geometry parameters, articulated ribs

The rotation law relationship between the angle turned by a riblet and the following one with respect to its initial position is defined. The law of rotation at each joint can be imposed by the limitations of the mechanism of action, but as the mechanism itself is not the focus of this study, it is proposed a mathematical law of rotation type that can then be physically feasible and functionally tested. A simple rotation law that can be proposed is a geometrical one, where the angle rotated by a rib is proportional to the angle of the former. So, being the proportionality constant k_1 and calling θ the angle rotated by the riblets, with subscript i the identifier of each riblet. Figure 3 depicts the parameters involved.

$$\theta_{i+1} = k_1 \theta_i \quad (3)$$

With this easy law, it can also be expressed the angle rotated by the riblet “i” just depending on angle rotated by the first rib:

$$\theta_i = (k_1)^i \theta_0 \quad (4)$$

It is also established the relationship of proportionality between the length of a rib and the previous one by a geometric progression constant k_2 and being d_i the length from the center of the rib joint i to the center of the rib joint $i+1$.

$$d_{i+1} = k_2 d_i \quad (5)$$

$$d_i = (k_2)^i d_0 \quad (6)$$

So far, four parameters that define this study target have been identified: d_0 , θ_0 , k_1 , k_2 . The number of ribs, n_{ribs} , is also added, as the length between the rear spar and the first joint d_{herr} and the tail length d_{tail} .

There are certain ties that reduce the number of parameters. The sum of the lengths of all the riblets, the tail and the first riblet or fitting must be equal to the length of the rudder, mathematically:

$$d_{AC} = d_{herr} + d_{tail} + \sum_0^{n_{ribs}} d_i \quad (7)$$

There is also a relation between the cumulated length of the riblets and the constant of proportionality, using the summation of a geometric progression of ratio k_2 and first element d_0 :

$$\sum_0^{n_{ribs}} d_i = d_0 \sum_0^{n_{ribs}} (k_2)^i = d_0 \frac{(k_2)^{n_{ribs}+1} - 1}{k_2 - 1} \quad (8)$$

$$d_{AC} = d_{herr} + d_{tail} + d_0 \frac{k_2^{n_{ribs}+1} - 1}{k_2 - 1} \quad (9)$$

This means that parameters are coupled and therefore a degree of freedom is lost.

The condition that the deflecting rotation must be equivalent to 30° is imposed, to obtain an additional coupling as follows.

$$d_{AC} \sin 30 = d_{herr} \sin 0 + d_{tail} \sin \theta_{tail} + \sum_0^{n_{ribs}} d_i \sin \theta_i \quad (10)$$

Therefore,

$$\frac{d_{AC}}{2} = d_{tail} \sin \theta_{n_{ribs}+1} + \sum_0^{n_{ribs}} (k_2)^i d_0 \sin((k_1)^i \theta_0) \quad (11)$$

There is another consideration that reduces even more the number of variables. The geometry of the control surface presents diminishing heights along the chord. This leads us to define a binding relation between the height and the length of each rib that can be expressed as:

$$\frac{d_0}{h_0} = \frac{d_0 k_2}{h_1} = \frac{d_0 (k_2)^2}{h_2} \dots = \frac{d_0 (k_2)^{n_{ribs}}}{h_{n_{ribs}}} \quad (12)$$

Calling the tail half angle α :

$$h_0 = h - d_{herr} \sin \alpha \quad (13)$$

$$h_{n_{ribs}} = d_{tail} \sin \alpha \quad (14)$$

$$\alpha = \tan^{-1} \frac{h}{d_{AC}} = \sin^{-1} \frac{h}{l} \quad (15)$$

Therefore,

$$\frac{h_{n_{ribs}}}{h_0} = \frac{d_{tail} \sin \alpha}{h - d_{herr} \sin \alpha} = (k_2)^{n_{ribs}} \quad (16)$$

This gives us the law of proportionality for the homothetic riblets, once elected the number of ribs. Introducing this into the above equation it is obtained d_0 . To avoid complexities in the mechanism and not penalize the weight, the process is started with three ribs, which added to the tail and the fitting involves four joints. The values of the parameters obtained to define the geometry of the first articulated rib are shown below, the angle values in radians while the distances are in meters. The results are included in Table 2.

Table 2					
Articulated ribs results					
n_{ribs}	k_2	θ_{tail}	$\Delta\theta$	θ_0	$h_{n_{ribs}}(m)$
3	0,61	0,35	0,15	0,3	0,1

$h_0(m)$	$d_{AC}(m)$	$d_0(m)$	$d_{herr}(m)$	$d_{tail}(m)$
0,27	0,8	0,3	0,13	0,2

Skins, Span-wise
Skins are cell based skeletons that span-wise present higher stiffness than chord-wise.

Figure 4. “Double-C” skeleton- skin panels

Figure 5. “V-Plane” skeleton- skin panels

It has been considered two different geometric configurations seeking to maximize the elastic module E_1, E_2, E_3 with minimum weight. Chord wise direction corresponds to X- axis or direction 1 in these studies, Y- axis through the thickness, direction 2, and Z- axis span wise direction 3. The two configurations are a novel "Double-C", Fig. 4, and the "V-Straight", Fig. 5. The later can be found studied in literature ^[15], and it is composed by two straight segments that form a given angle, parameter for orthotropic characterization, with the stiffeners. The new Double-C, is composed by two curved segments connected. The radius of these curved members is the parameter for defining the orthotropic behaviour of the panel, as the presence of a connecting straight segment between the curved members, and the length. It is analyzed whether this novel "Double-C" configuration, keeping the basic common geometric features, shows improvements in terms of specific elastic modulus in relation to "V-Straight".

Skins span-wise critical condition for sizing is compression internal loading. For the compressed skin, the critical failure mode is buckling due to the axial force caused by the rudder bending in combination with the rudder torsion shear flow. For the tension failure mode, it is derived the maximum combined skin Von Mises stress and compare them with rupture allowable ones. The skins are treated as if they were made of a single orthotropic material ply; therefore due to the grid- cell skeleton configuration of the skins, it is necessary to determine the equivalent material properties. The geometric parameters involved in the skins strength analysis are t basic cell thickness, t_s , b and d , stringers height, Fig. 6.

The second skin group of parameters is related to the configuration of the skeleton itself. The skeleton is not rigid chord-wise but presents a span-wise stiffness due to the various stringers. It is derived a number of parameters on which the effective stiffness of the skeleton depends. Different close to Zero Poisson panels configurations, based on two cell geometric parameters and topology alternatives, have been pre-selected to search for the lower weight configuration, and at the same time, fulfilling strength and stiffness requirements.

The allowable load flows on the rudder skins to perform the compression strength analysis have been obtained by means of the Farrar theory ^[16], that has been programmed in Matlab. This code takes as input the internal compression loads and the geometry constraints and performs calculations that yield an optimum set of geometrical parameters for the structure.

Figure 6. Reinforced skin geometry parameters

Farrar's theory states that the optimum structure is one in which the compression stresses at the beginning of the initial local buckling σ_B match the corresponding Euler buckling as a column σ_E . In this way when the local buckling is induced, then starts the global buckling of the entire skin. These stresses are given by the equations as follows:

$$\sigma_B = \frac{\sigma_B}{\sigma_0} f_1 \left(\frac{A_s}{bt}, \frac{t_s}{t} \right) 3.6 E \left(\frac{t}{b} \right)^2 \quad (17)$$

$$\sigma_E = \frac{\pi^2 E}{L_{eq}^2} \left[\frac{\rho}{b} f_2 \left(\frac{A_s}{bt}, \frac{t_s}{t} \right) \right]^2 b^2 \quad (18)$$

The parameters involved are represented on Fig. 6:

- A_s is the area of the rectangular section of stringers. $A_s = d \cdot t_s$ (19)
- L_{eq} , length of the skins and stringers, pitch between ribs. It is assumed that ribs provide a stable support.
- E_{rev} modulus equivalent one ply material

- σ_0 skin buckling as a plate, $\sigma_0 = 3.6E \left(\frac{t}{b}\right)^2$ (20)

The Farrar theory also defines a reference stress σ_{ref} , and a mean stress σ_m , because the reinforced skin stress distribution is not uniform. The Farrar factor, F , is defined as the ratio between the mean and the reference stress, concluding that the higher the value of F , the most optimum the structure results. The expressions are:

$$\sigma_m = \frac{Nb}{A_s + bt} \quad (21); \quad \sigma_{ref} = \sqrt{\frac{N \cdot E}{L_{eq}}} \quad (22)$$

$$F = \frac{\sigma_m}{\sigma_{ref}} = \sigma_m \sqrt{\frac{L_{eq}}{N \cdot E}} \quad (23)$$

If is imposed, now, that the condition of simultaneous local and global buckling, and both equal to average stress: $\sigma_m = \sigma_B = \sigma_E$, and then operate, F is obtained as a solely function on the geometry parameters, specifically the parameters t_s , t , b , d .

The problem of application of this theory to a real case is the combination between equations and graphs. In this study, the graphs, for each Farrar factor F level, have been Matlab modelled. Figures 7 and 8 show original Farrar's plots and the Matlab one. So, starting with known values of $R_b = d/b$ and $R_t = t/t_s$, and the graph $F = f(R_b, R_t)$ the values of all the other geometric parameters as functions of L_{eq} and the Young modulus E have been derived, averaging between the stringers and the skin:

$$t = \frac{1}{F(1 + R_b R_t)} \left(\frac{N \cdot L_{eq}}{E} \right)^{1/2} \quad (24)$$

$$b = 1.103 \frac{\sqrt{F}(1 + R_b R_t)}{[R_b^3 R_t (4 + R_b R_t)]^{1/2}} \left(\frac{N \cdot L_{eq}}{E} \right)^{1/2} \quad (25)$$

$$F^4 = \frac{\sigma_m^4}{\frac{N \cdot E}{L_{eq}}} = \frac{\sigma_m^2 \sigma_B \sigma_E}{\frac{N \cdot E}{L_{eq}}} = \dots = \frac{\sigma_B}{\sigma_0} \left(\frac{A_s}{bt}, \frac{t_s}{t} \right) 3.6\pi^2 \left(\left[\frac{\rho}{b} \left(\frac{A_s}{bt}, \frac{t_s}{t} \right) \right] \right)^2 \frac{1}{\left(\frac{A_s}{bt} + 1 \right)} \quad (26)$$

Figure 7. Original Farrar Theory Plot, [16]

Figure 8. Farrar Theory Plot- Matlab, results for two different lengths.

The skin results are included in Table 3. These results correspond to the optimum, minimum weight, geometry of an equivalent single layer panel.

Table 3
Skins results

t_s (mm)	d (mm)	q_{cr} (N/m)	σ_{VM} (MPa)
5.7	55.4	30500	27.0
F	R_b	R_t	t/b (mm)
0.75	0.6	1.25	4.6/92.4

Skins, Chord wise

The skin chord-wise can deform, as a skeleton, up to certain level to accommodate the morphing. To characterize the strength the maximum stress at break under tension loading is considered, and for the stiffness just the tensile stiffness. This simplifies to only two equations the skeleton characterization.

An equivalent material of constant thickness is considered, as referenced in literature [17], to obtain the properties of the cell based skeleton. The skeleton is a three main directions orthotropic structure. In- plane mechanical properties are determined by 5 parameters: $E_1, E_2, G_{12}, \nu_{12}, \nu_{21}$ and out of plane by other 7: $E_3, G_{13}, G_{23}, \nu_{13}, \nu_{31}, \nu_{23}, \nu_{32}$

To calculate the elastic module of the new configuration in Double-C, a number of assumptions have been considered. The theory of Euler - Bernoulli should be applicable. This means that the deformations are sufficiently small so that the sections originally perpendicular to the line of deformation, remain perpendicular after deformation. There is also a relationship between the thickness of the stringers, span wise, obtained in the previous section and the thickness of the springs, chord wise: $t_m = k_s \cdot t_s$. Also this thickness is much smaller than the characteristic length of the spring $t_m/L_m \ll 1$. Using symmetry conditions the analysis is simplified just imposing the appropriate boundary conditions in each case. So the point on the axis of symmetry will be called A and the one located in the stringer B. The following equations that provide the values of the linear displacements at point B (u_B, v_B) and the rotation angle θ_B as a function of these values on point A, are applied, Fig. 9.

$$u_B = u_A + \theta_A (y_B - y_A) - \int_A^B \frac{M_f(s)}{E_0 I_x} (y_B - y) ds \quad (27)$$

$$v_B = v_A + \theta_A (x_B - x_A) - \int_A^B \frac{M_f(s)}{E_0 I_x} (x_B - x) ds \quad (28)$$

$$\theta_B = \theta_A + \int_A^B \frac{M_f(s)}{E_0 I_x} ds \quad (29)$$

Figure 9. "V-Straight" and "Double-C" parameters

Based on the above equations the value of the elastic module E_1 is obtained. To determine it, it is previously derived the value of the displacement at point B by imposing the equations of static equilibrium under a concentrated force P. It is then required to take advantage of the boundary conditions to determine the value of hyper-static variables:

$$u_A = 0 \quad (30); \quad v_A = 0 \quad (31)$$

$$v_B = 0 \quad (32); \quad \theta_B = 0 \quad (33)$$

$$H_A + P = 0 \quad (34); \quad V_A + V_B = 0 \quad (35)$$

$$M_B + V_A(2R + l) = 0 \quad (36)$$

Then, the hyper-static unknown M_B is selected. The bending moment, which is then introduced into the above equations, is defined within two sectors: from A to C, and C to B.

For A to C: $s \in (0, l)$

$$M_f(s) = M_B \quad (37)$$

For C to B: $\gamma \in (0, 2\pi)$

$$M_f(\gamma) = M_B + PR \sin \gamma \quad (38)$$

The system is solved, first expressing θ_A as a function of M_B and rest of data and parameters of the problem. Then imposing that θ_B equals zero.

$$\theta_A EI = M_B(l + 2R) + 2PR^2 \quad (39)$$

$$\theta_B EI = \theta_A EI - \int_0^{l+2R} M_B ds - \int_0^\pi PR^2 \sin \gamma d\gamma = 0 \quad (40)$$

Then u_B is derived, as a function of M_B , after imposing two conditions:

$$u_A = 0 \quad (41); \quad y_A = y_B \quad (42)$$

$$EIu_B = \int_0^\pi (M_B + PR \sin \gamma) R^2 \sin \gamma d\gamma \quad (43)$$

$$EIu_B = R^2 \left(2M_B + \frac{PR\pi}{2} \right) \quad (44)$$

To close the problem is necessary to calculate the value of M_B . For this it is imposed:

$$v_A = v_B = 0 \quad (45)$$

$$x_A = 2R + l \quad (46); \quad x_B = 0 \quad (47)$$

$$-EI\theta_A(2R + l) - \int_0^l M_B s ds - \int_0^\pi M_B (R \cos \gamma + l) R d\gamma - \int_0^\pi PR^3 \sin \gamma \cos \gamma d\gamma = 0 \quad (48)$$

That yields:

$$M_B = \frac{-2PR^2(2R + l)}{(l + 2R)^2 + l(R\pi + \frac{l}{2})} \quad (49)$$

Then:

$$u_B = \frac{R^2}{EI} \left(\frac{-4PR^2(2R + l)}{(l + 2R)^2 + l(R\pi + \frac{l}{2})} + \frac{PR\pi}{2} \right) \quad (50)$$

Therefore,

$$\varepsilon_B = \frac{R^2}{EI(2R + l)} \left[\frac{-4PR^2(2R + l)}{(l + 2R)^2 + l(R\pi + \frac{l}{2})} + \frac{PR\pi}{2} \right] \quad (51)$$

Since,

$$\sigma = \frac{P}{dc} = E_{1Dc} \varepsilon_B \quad (52)$$

Where d is the height of the stringers, and c is a new parameter that defines the distance between springs. Thus,

$$E_{1DC} = \frac{EI}{dc} \frac{(2R + l)}{R^2 \left[\frac{-4R^2(2R + l)}{(l + 2R)^2 + l \left(R\pi + \frac{l}{2} \right)} + \frac{R\pi}{2} \right]} \quad (53)$$

Repeating this method to the case of the “V-straight” configuration, whose geometry can be seen in Fig. 9:

$$E_{1VS} = \frac{12EI}{dc} \frac{\cos \theta_0}{l^2 \sin \theta_0^2} \quad (54)$$

The division of these two last expressions yields the comparison ratio as follows,

$$\frac{E_{1VS}}{E_{1DC}} = \frac{12 \cos \theta_0 R^2 \left[\frac{-4R^2(2R + l)}{(l + 2R)^2 + l \left(R\pi + \frac{l}{2} \right)} + \frac{R\pi}{2} \right]}{l_v^2 \sin \theta_0^2 (2R + l_v)} \quad (55)$$

Then, after an approximation method the conclusion is as follows,

$$\frac{E_{1VS}}{E_{1DC}} \approx \frac{1}{9} \quad (56)$$

It is to say, Double-C configuration is one order of magnitude stiffer chord-wise than the V-Straight.

The elastic modulus value E_2 is almost the same for both configurations since it depends only on the number of stringers, which depends on the chord length, and the shape that can be considered equal in both cases. Consequently the relationship between module E_2 and the equivalent material is proportional to the area ratio:

$$\frac{E_2}{E} = \frac{A_s}{A_{eq}} = \frac{t_s}{b} \ll 1 \quad (57)$$

In consequence:

$$E_{2VS} = E_{2DC} = \frac{t_s}{b} E \ll E \quad (58)$$

Similarly to E_2 , the elastic modulus E_3 is proportional to the area, and thus considerably smaller than the case of the skeleton compared to the modulus of the material itself. In the case of the “Double-C” configuration, the equivalent area can be calculated as the sum of the different zones, the stringers, the two straight sections and the two areas in C:

$$A_{eq} = 1.15 t_s (c + k_s (2l + 2\pi R)) \quad (59)$$

Where k_s represents the ratio between the span-wise stringers thickness divided by the springs chord-wise thickness. Moreover it is multiplied by a factor of 1.15, to take into account the part of the two “C” shapes that have been previously neglected. The area ratio is as follows.

$$\frac{E_3}{E} = \frac{A_{eq}}{A_s} = \frac{1.15 t_s (c + k(2l + 2\pi R))}{cb} \quad (60)$$

In this equation the numerator is approximately proportional to $t_s(c + b)$, and about the same order than c and b . Therefore E_3 and E_2 are of the same order.

$$E_{3VS} \approx E_{3DC} \approx \frac{t_s}{b} E \ll E \quad (61)$$

All the terms to define the geometry related to the equivalent springs of the two configurations have been derived.

The final calculations of the springs mechanical characteristics, minimizing the modulus E_1 and maximizing the two others E_2 , E_3 , is now performed. These are based upon the following additional considerations:

- The number of springs in the direction of the span is the distance between ribs divided between the parameter "c", rounded.
- The width of the spring chord-wise is equal to "b". This restricts the value of other parameters.
- The definition of K, as the stiffness associated with the springs, is performed. The calculation of the individual stiffness of each spring as the product of the modulus of rigidity E_1 multiplied by the height of the stringers "d" and the width of each spring "c" and divided by the length of each spring "b" is finally obtained. Then associating the springs in parallel and in series, depending on the number of springs in the direction of the chord n_c and span-wise n_e , results in:

$$K = \frac{n_c}{n_e} k = \frac{n_c}{n_e} \frac{E_1 d c}{b} \quad (62)$$

From a standpoint of structural integrity, a geometry that makes the maximum tension stress σ as small as possible, to avoid rupture, as well as lower average compression stress to avoid buckling, local or global, is the goal of this part of the analysis. The following tables, 5 and 6, present the final values for the two configurations under study.

Table 5

"V-Straight" configuration, springs parameters

n_c	$\theta_0 (^{\circ})$	$l (mm)$	$c (mm)$
6	59,5	10	106.5
$K(N/m)$	$E_1(MPa)$	$E_2(GPa)$	$E_3(GPa)$
55,4	0,175	0,231	0,445

Table 6

"Double-C" configuration, springs parameters

n_c	$\theta_0 (^{\circ})$	$l (mm)$	$c (m)$
6	n/a	17	106.5
$K(N/m)$	$E_1(MPa)$	$E_2(GPa)$	$E_3(GPa)$
124,7	1,842	0,231	0,388

3.0 RESULTS AND DISCUSSION

The structural feasibility of this design is verified integrating the morphing skin structure in solid CATIA 5 models for cinematic mechanical analysis and simulation. Figure 10 shows some of the geometrical details of these 3D models.

Figure 10. “Double C” geometrical definition

Then the study is completed with numerical models based on the finite element method code ABAQUS, taking into account the geometrical parameters obtained, the boundary conditions and the applied loads. The utilization of Abaqus for solving similar problems is well documented in literature. The wind renewable energy industry provides examples for studying morphing in wing blades with Abaqus models^{[7], [9], [18]}. Recently, Abaqus models of human tissues that morph to different shapes have been developed^[19]. The complexity of combining large deformations, composite materials and novel actuation systems has also been recently studied with help of Abaqus models^{[4], [20]}.

Abaqus FEM models with rough meshing, but enough detail to test the two types of skeletons, excluding the exterior elastomeric skin, have been constructed. Then the mesh is refined to test the full skin for the two configurations. The model has been made for three consecutive ribs, so that the simulation results in the central rib is as representative as possible of the typical loads that stand most rudder ribs. The geometry of the second rib is considered because, as shown before, has the highest level of internal loads. This model is cylindrical and does not consider the variation of the chord along the span. This simplification is proven in industrial practice and the results correlated with tests are good for detailed analysis around a rib, Fig. 11.

Figure 11. Abaqus FEM 2,5D Rudder Model

The applied loads to the models correspond to the previously indicated of one engine out condition with additional enforced displacements due to 30° rudder rotation.

V-Straight Configuration Results

Figure 12 shows the Von Mises stress on a scale between 8 KPa and 3.6 MPa, material elastic limit. This scale will be maintained for the rest of stress results. As is shown, there are areas of particular stress concentration, particularly in the junction zones between the stringers and the chord “springs”. The most critical areas are the joint of the skeleton with the trailing edge continuous spar and the first fitting rib clamping area. This is due to the transmitted enforced displacements through the articulated ribs to the skeleton and the stiff trailing edge member. This result is repeated in all cases. This feature is solved with adequate reinforcements.

Figure 12. V-Straight FEM V. Mises Stress (N/m²)

The maximum deformations are in the order of 5%, Fig. 13; this scale will remain constant for the rest of strain plots.

Figure 13. "V-Straight" FEM Strains ($\mu\epsilon$)

Double-C Configuration Results

The results for this configuration are included in Fig. 14. The behaviour is similar to the "V" configuration, with greater differences in the chord spring stresses and strains. A 90% reduction of maximum Von Mises stress in relation to V-straight configuration is derived.

Figure 14. "Double-C" FEM V. Mises Stress (N/m^2)

Looking more closely one of the springs, Fig. 15, the rotation is clearly observed in the central area. This is the angle θ_A formed by the line that connects the two "C" shapes with the chord-wise axis. This rotation is in the order of the angle between the local plane normal with the vertical.

Figure 15. "Double-C" FEM spring rotation detail, V. Mises Stress (N/m²)

It is relevant to note that these stresses are much less concentrated than in the previous configuration. This is critical from the point of view of the durability of the structure and compensates for its higher stiffness. Anyway, these concentrations need to be further studied from fatigue point of view. The importance to complete fatigue studies from a multidisciplinary approach is common in aircraft design with novel morphing devices ^{[21], [22]} specially with thermo- mechanical coupling ^[23] and the effect of chemical resistance ^[24]. Figure 16 includes the skeletons strains.

Figure 16. "Double-C" FEM Strains (μ ϵ)

A "Double-C" representative panel has been produced by an additive layer manufacturing process using the selected material VisiJet M 3X. Figure 17 includes some pictures of the manufactured specimen.

Figure 17. Pictures of 3D printed element

The 3D printer has been a ProJet ® 7000 MP based on stereo-lithography technology. The amount of material used was 210 grams. The time consumed has been around 7 hours.

4.0 CONCLUSIONS

This study includes the development of an analytical model to design an adaptable skin with multiple parameters, constraints and configurations. The equations that relate morphing skin 3D printable skeleton mechanical properties, with actual Zero Poisson cellular panels' geometry and material, have been obtained. Based on the obtained values, it is concluded that the design is functionally feasible and structural compliant for aircraft structures applications from static strength point of view. In particular, this study presents some remarks:

- The so called "Double-C" configuration has been proved to improve the "V-Straight" in relation to the rudder functional requirements.
- The selection of materials is critical to achieve a structurally compliant solution.
- The resultant skin skeleton elastic modules have to be high enough to withstand the internal loads but not so big that the required actuators forces are beyond current available commercial servo-motor, during the deformation process.

Further studies are required to search for more adequate 3D printable materials to be processed by additive layer manufacturing means or similar. In particular, the characterization of fatigue life and the effect of relevant environment are pending for future work, as well as the study on the highly deformable material and its integration to the skins for non-permeability purposes.

The current commercially available 3-D printing machines present a limit to critical dimensions, in particular the size of the panels, being the maximum size currently available around 0.5 meters. The current available resolutions of the 3D printable elements are not affecting the geometrical definition of the highly orthotropic panels, but, when more miniaturization of the design is required, then, this resolution could be a limit factor on the design. This potential issue might be further studied in the future at similar miniature 3D printed elements.

REFERENCES

1. CASTILLO-ACERO, M. A., CUERNO-REJADO, C. and GÓMEZ-TIERNO, M. A. Aerodynamic Modelling for a Morphing Rudder, proceedings "2014 RAES Aerodynamics Conference", RAES Bristol, UK, 22-24 July 2014.
2. BARBARINO, S., BILGEN, O., AJAJ, R. M., FRISWELL, M. I. and INMAN, D. J. A Review of Morphing Aircraft, *Journal of Intelligence Materials, Systems and Structures*, August 2011, 22, (9), pp. 823–877.
3. SOFLA, A. Y. N., MEGUID, S. A., TAN, K. T. and YEO, W. K. Shape morphing of aircraft wing: Status and challenges, *Materials and Design*, March 2010, 31, (3), pp. 1284–1292.
4. PORTELA, P., CAMANHO, P., WEAVER, P. and BOND, I. Analysis of morphing, multi stable structures actuated by piezoelectric patches, *Computers and Structures*, February 2008, 86, (3-5), pp. 347–356.
5. MONNER, H. P. Realization of an optimized wing camber by using form variable flap structures, *Aerospace Science Technology*, 5, (7), pp. 445–455.
6. PECORA, R., AMOROSO, F. and MAGNIFICO, M. Design and Experimental Validation of a Morphing Wing Flap Device, proceedings "6th ECCOMAS Conference on Smart Structures and Materials. SMART2013", Politecnico di Torino, Italy, 24-26 June 2013.
7. LACHENAL, X., DAYNES, S. and WEAVER, P.M. Review of morphing concepts and materials for wind turbine blade applications, *Wind Energy*, February 2013, 16, pp. 283–307.

8. DAYNES, S. and WEAVER, P. M. A morphing trailing edge device for a wind turbine, *Journal of Intelligence Materials, Systems and Structures*, March 2012, 23, (6), pp. 691–701.
9. DAYNES, S. and WEAVER, P. M. Design and testing of a deformable wind turbine blade control surface, *Smart Materials and Structures*, 21, (10), 105019 (10 pp)
10. SCHWEIGER, J. and KRAMMER, J. Active Aircraft and its Impact on Structure Flight Control Systems Design. RTO AVT Specialists' Meeting on 'Structural Aspects of Flexible Aircraft', Ottawa, Canada, 18-20 October 1999.
11. SCHWEIGER, J. Active Aeroelastic Aircraft Concepts. RTA-AVT-86 Technical Course. METU, Ankara, 25-29 March, 2002.
12. GOMEZ, J. C. and GARCIA, E. Morphing unmanned aerial vehicles, *Smart Materials and Structures*, 20, (10), 103001 (16pp).
13. VOCKE, R. D., KOTHEA, C. S., WOODS, B. K. S., BUBERT, E. A. and WERELEY, N. M. One Dimensional Morphing Structures for Advanced Aircraft, Phase I SBIR Project from NASA Langley Research Centre, contract number NNX09CF06P, 2007.
14. 3D systems Corporation, Professional 3D Printers Productivity Precision, available on line, accessed 2 March 2014, <http://www.3dsystems.com>
15. BUBERT, E. A. Highly Extensible Skin for a Variable Wing-Span Morphing Aircraft Utilizing Pneumatic Artificial Muscle, MSc Thesis, University of Maryland, USA, 2009.
16. FARRAR, D. J. Investigation of Skin Buckling, ARC R&M No 2652, 1953.
17. VOS, R. Mechanics and applications of pressure adaptive honeycomb, PhD Thesis, University of Kansas, USA, 2009.
18. CHEN, J., WANG, Q., SHEN, W. Z., PANG, X., LI, S. and GUO, X. Structural optimization study of composite wind turbine blade, *Materials and Design*, Apr. 2013, 46, pp. 247–255.
19. WANG, H. M., GAO, H., LUO, X. Y., BERRY, C., GRIFFITH, B. E., OGDEN, R.W. and WANG T. J. Structure-based finite strain modeling of the human left ventricle in diastole, *International Journal for Numerical Methods in Biomedical Engineering*, June 2013, 29, pp. 83–103.
20. DIACONU, C. G., WEAVER, P. M., and MATTIONI, F. Concepts for morphing airfoil sections using bi-stable laminated composite structures, *Thin-Walled Structures*, June 2008, 46, (6), pp. 689–701.
21. KOTA, S., HETRICK, J. and OSBORN, R. Design and application of compliant mechanisms for morphing, *Smart Structures and Materials*, June 2003, 5054, (734), pp. 24–33.
22. VASISTA, S., TONG, L. and WONG, K. C. Realization of Morphing Wings: A Multidisciplinary Challenge, *Journal of Aircraft*, January 2012, 49, 1, pp. 11–28.
23. JEE, S. Development of Morphing Aircraft Structures using SMP, AFIT/GSE/ENV/10-M02, Air Force Institute of Technology Graduate School of Engineering and Management, OH, EEUU, 2010.
24. THILL, C., ETCHES, J., BOND, I., POTTER, K. and WEAVER, P. Morphing skins, *The Aeronautical Journal*, March 2008, 112, (1129), pp. 117–139.

Anexo 4: Artículo en actas de la conferencia internacional “2014 RAeS Aerodynamics Conference, Bristol. 22-24, July 2014 “Bristol, UK.

The Aeronautical Journal Aerodynamic Modelling for a Morphing Rudder --Manuscript Draft--

Manuscript Number:	
Full Title:	Aerodynamic Modelling for a Morphing Rudder
Article Type:	Regular Paper
Keywords:	Morphing, Aerodynamic, CFD, Vertical Stabilizer, Rudder, Turbulence modeling, Air flow laminarity
Corresponding Author:	Miguel Angel Castillo-Acero Aernnova Madrid, Madrid SPAIN
Corresponding Author's Institution:	Aernnova
Order of Authors:	Miguel Angel Castillo-Acero Cristina Cuerno, Engineer Aerospace PhD Miguel A. Gómez Tierno, Prof. Dr. Aerospace Engineer PhD
Order of Authors Secondary Information:	
Manuscript Region of Origin:	SPAIN
Abstract:	The appearance of new materials and smaller and more capable actuators enable the morphing controlled deformation of the aerodynamic shape of wing like type of structures. This contribution presents the applied aerodynamics studies of a morphing rudder for a commercial transport aircraft. The conventional rudder aerodynamics is CFD modeled and the results correlated to certification loads report. The morphing rudder CFD model predicts better aerodynamics pressure distributions and efficiency in relation to the conventional one. This conclusion is the first step for future commercial aircraft Vertical Tail Plane weight reductions with morphing rudder implementation.
Suggested Reviewers:	
Opposed Reviewers:	
Corresponding Author E-Mail:	miguelangel.castillo@aernnova.com
Manuscript Classifications:	Aerodynamics; Aircraft Design
Requested Editor:	Jonathan Cooper
Additional Information:	
Question	Response
Can you confirm that you have gained all necessary copyrights and permissions to publish this manuscript legally	Yes
Has this manuscript been submitted or published in any other Journal?	No - This manuscript has not been published in another Journal
Has this manuscript been submitted or published anywhere else?	Yes
Please give details as follow-up to "Has this manuscript been submitted or published anywhere else?"	2014 RAeS Aerodynamics Conference, Bristol, UK. 22-24
Is it your intention to have your paper published under the Open Access initiative?	Yes

Powered by Editorial Manager® and ProduXion Manager® from Aries Systems Corporation

Which variation of the Open Access policy do wish to submit your paper under? as follow-up to "Is it your intention to have your paper published under the Open Access initiative?"	Green - Under this option immediate publication is free, however your paper will be accessible to subscribers of The Aeronautical Journal's exclusively for a period of one year after which it will be made available for free to any organisation or institution you request for full open access.
Is this manuscript the work of all the authors you have listed and have all contributing authors to this manuscript been listed?	Yes
Would you be interested in receiving information about subscribing to The Aeronautical Journal?	yes
Would you be interested in receiving information about the benefits of becoming a member of The Royal Aeronautical Society?	yes
Are you below the age of 30 and wish to be considered for the Young Person's Written Prize Award?	No
Would you be interested in having your paper printed in colour in the hardcopy version of the Aeronautical Journal?	Yes - If your paper is accepted for publication, then we will seek confirmation that you wish to pursue the colour option after which you will be invoiced.
Author Comments:	This article was presented in RAeS Aerodynamics Conference 2014, Bristol UK 22-24 July, and it is included in the proceedings

Miguel A. Castillo-Acero

Aerodynamic Modelling for a Morphing RudderM. A. Castillo-Acero¹, C. Cuerno-Rejado² and M. A. Gómez-Tierno²¹Aernnova, Av. Manoteras, 20, 5th, 28050, Madrid, Spain. miguelangel.castillo@aernnova.com²Escuela Técnica Superior Ingenieros Aeronáuticos, UPM, Pza. C. Cisneros, 3, 28040, Madrid, Spain**Abstract**

The appearance of new materials and smaller and more capable actuators enable the morphing controlled deformation of the aerodynamic shape of wing like type of structures. This contribution presents the applied aerodynamics studies of a morphing rudder for a commercial transport aircraft. The conventional rudder aerodynamics is CFD modeled and the results correlated to certification loads report. The morphing rudder CFD model predicts better aerodynamics pressure distributions and efficiency in relation to the conventional one. This conclusion is the first step for future commercial aircraft Vertical Tail Plane weight reductions with morphing rudder implementation.

Keywords: Morphing, Aerodynamic, CFD, Vertical Stabilizer, Rudder, Turbulence modeling, Air flow laminarity

NOMENCLATURE

2D:	Two dimensions	P_k :	Turbulence generation
3D:	Three dimensions	PISO:	Pressure Implicit Split Operator,
C:	Courant number	R:	Reduction of the moment arm
c_D :	Aerodynamic resistance coefficient	RANS:	Reynolds-averaged Navier-Stokes
CD_{kw} :	Distance, on k-w model	Re :	Reynolds number
c_L :	Aerodynamic lift coefficient	S:	Invariant measure of the strain rate
c_m :	Aerodynamic moment coefficient	SMA:	Shape Memory Alloys
C_o :	Dimension of the original cell	SST:	Shear Stress Transport
CFD:	Computational fluid dynamics	t :	Time
D:	Characteristic dimension of the first fluid cell model in contact with wall	$\hat{T}_{ij}^{(v)}$:	Viscosity tensor components
DNS:	Direct Numerical Simulation	UAV:	Unmanned Aerial Vehicle
EASA:	European Airworthiness Safety Agency	U_∞ :	Velocity non perturbed fluid domain
FAA:	Federal Aviation Administration	$u, (\tilde{u}_i)$:	velocity
Fi:	Mix Functions	VTP:	Vertical Tail Plane
IATA:	International Air Transport Association	ω :	Specific dissipation
k :	Kinetic energy	$x, (\tilde{x}_i)$:	distance
LES:	Large Eddy Simulation	y_+ :	Non-dimensional distance to fluid wall
M :	Mach number	$\alpha, \beta, \gamma, \sigma$:	Constants
NACA:	National Advisory Committee for Aeronautics	ϵ :	Expansion ratio
Nl :	Number of layers	ϵ :	Turbulent dissipation
Nr :	Refinement level,	$\tilde{\rho}$:	Fluid density
NS:	Navier Stokes equations	ρ_{FLT} :	Size relation between the most exterior layer and the one in contact with the wall
OF:	Open Foam	ν :	Kinematic viscosity
$p, \tilde{p}$:	Pressure	ν_t :	Turbulent kinematic viscosity

I. INTRODUCTION

The aeronautics commercial industry is characterised for its continuous improvements and the introduction of aircraft models more fuel and cost efficient, increasing the quality standards, technical integrity and compliance, if possible in advance, with the airworthiness requirements. One of the effects is the continuous decrease in the cost per passenger (per ton-m in the case of freight operations) and kilometre. According to IATA statistics, this average improvement yields a yearly figure of 2%. In the other hand, the different air traffic prognosis sources, predict an average over 4% increment per year. This means that, currently, the whole commercial aeronautics chain is under pressure to optimize the operations to fill this gap, [1], in particular aircraft manufacturers and their supply chains, including their technology extended enterprises. The fact that fuel consumption reduction decreases the CO₂ emissions, together with the fuel costs rising and representing higher share of the direct operating costs, and the long time foreseen future scarcity of fossil sources, makes the fuel consumption the star on current optimization and search for efficiency efforts. This study includes the works to develop a new VTP morphed rudder, for a defined as objective commercial transport aircraft type, to increase the vertical empennage aerodynamics efficiency and so reduce its structural weight.

This study includes several aerodynamic models in order to develop a new vertical tail plane morphed rudder. The targeted new rudder with enhanced aerodynamics efficiency corresponds to a commercial high by-pass ratio turbofan aircraft, podded engines under low wing, and 90 passengers' payload. The literature provides examples on the utilization of morphing for the benefit of aerodynamic improvements, a good summary can be found in reference [2]. The development of several families of smart materials enables their application on airfoils, controlling their deformation for different

purposes. Among others and to present the diversity of materials solutions it can be mentioned micro- reinforced- composites [3], shape memory alloys, SMA, nitinol-based that modifies the natural frequency of composite structures [4], shape memory polymers for wing skins, [5], bi-stable laminated composites [6]. The onset delay of the laminar to turbulent thanks to smart bumps is also a promising field for first application of these new materials, like the ones in reference [7]. All these studies concentrate on wings rather than empennage stabilizers and most of them aim for an application to the design of innovative, UAV, as referenced in [2].

The airfoil of the vertical empennage considered in this work is NACA 64A010. The morphing considered on this study is theoretical. Two smooth curves, at extraback and intrados, are considered. They connect the fixed part ending corner points with a continuously curved rudder, rear portion of it flat. See Fig. 1.

Figure 1 NACA64010 and rudder deflection without and with morphing

It is left for further analysis which curves families create the optimum and more efficient effect.

In practical terms, this curves can be based on retractable trailing edge panels with a selective deformable material, as in references [8], [9], [10] or [11] just to cite some examples, to provide two continuous surfaces (both sides of the airfoil) together with the addition of an articulated ribs mechanism as in reference [12].

II. METHODOLOGY

The VTP and the rudder of typical transport commercial airplanes are sized by means of three load cases, more critical than the rest: “rudder kick”, “lateral gust” and “one engine out” load cases.

The engine out condition is critical at take off, $M < 0.3$ and requires total rudder deflection, it is to say 30° for the reference airplane in this work. This is the critical load case than usually sizes most of the rudders and the biggest proportion of the vertical stabilizer fixed part.

In this study, numerical aerodynamic models based on CFD are developed, aiming to provide solutions for the 3D geometries of the VTP. The selected CFD has been Open Foam because it is under continuous development by many different research groups worldwide, reference [13]. Open Foam is based on C++ libraries that can be modified and customized to fit the complexity of each problem and it also allows changes in the fundamental physical formulation. The Open Foam models can account for air compressibility effects together with the viscosity effects on the turbulence and the boundary layer analysis in relation to the more simplistic panels' methods, i.e. XFOIL [14], or vortex lattice methods, i.e. Tornado [15]. Computational limitations based on lack of convergence for 3D and 30° deflections have been suffered in this study. This is a very demanding computing scenario due to the adverse pressure gradients, flow separation, and the complexity of the turbulence model.

The Open Foam code allows selecting the solver, steady or unsteady types, the turbulence model and the boundary conditions that depend on the geometry and, also, on the solver and turbulent model selected. The best processing selections for the accuracy of the calculations concluded in this study are:

- transient unsteady solver Pimple Foam, based on PISO, and semi implicit methods, for the low velocity,

below $M=0.3$ so incompressible regime. The Pimple Foam better fits for long time intervals and high deflection aerodynamic case

- and Sonic Foam for the other case, high velocity, compressible regime.

Open Foam also allows controlling the time intervals. The time intervals have been introduced depending on the Courant number. The non dimensional Courant number provides a relation between the solving time and the residency time of a fluid particle in a given volume. In the present case this volume is the cells one and the Courant number must be lower than one in the entire domain to assure adequate convergence.

$$C = \frac{\Delta t}{\frac{\Delta x}{u}} = \frac{u \Delta t}{\Delta x} < 1 \quad (1)$$

Moreover, due to the transient methodology selected, the solving time must be big enough to allow that a fluid particle runs the whole domain. This brings the question about whether the domain volume is big enough. For the problem under this study, 6 times the characteristic, chord length, has been considered.

Nowadays there are different ways to solve turbulent flows, through Navier- Stokes equations or direct simulation. The selection of a RANS model for this study, and not a LES or a DNS one, is because it better fits the resolution scale to the requirements. Figure 2 shows the different scales for different turbulent model techniques, [16].

Figure 2 Turbulent Models and related scales

In order to properly model the turbulence with RANS in Open Foam, the fundamentals behind Navier- Stokes equations have to be clearly understood.

$$\rho \left(\frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial t} + \tilde{u}_j \frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_j} \right) = - \frac{\partial \tilde{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial \tilde{T}_{ij}^{(v)}}{\partial x_j} \quad (2)$$

$$\left(\frac{\partial \tilde{p}}{\partial t} + \tilde{u}_j \frac{\partial \tilde{p}}{\partial x_j} \right) + \tilde{p} \frac{\partial \tilde{u}_j}{\partial x_j} = 0 \quad (3)$$

$$\tilde{T}_{ij}^{(v)} = 2\mu \left(\tilde{s}_{ij} - \frac{1}{3} \tilde{s}_{kk} \delta_{ij} \right) \quad (4)$$

$$\tilde{s}_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \tilde{u}_j}{\partial x_i} \right) \quad (5)$$

All variables that describe instantaneous flow present a tilde, these are the fluid density ($\tilde{\rho}$), velocity ($\tilde{u}_i$), pressure ($\tilde{p}$) and tensor components of viscous effects ($\tilde{T}_{ij}^{(v)}$). These variables are all dependent on time and space. The first equation as stated above corresponds to the momentum equation, Newton's second law for fluids. The second is the equation of continuity. The tensors of viscous stresses are the latest.

If incompressible flow requirements are introduced, then equations are simplified considerably.

$$\left(\frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial t} + \tilde{u}_j \frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_j} \right) = - \frac{1}{\tilde{\rho}} \frac{\partial \tilde{p}}{\partial x_i} + \nu \frac{\partial^2 \tilde{u}_i}{\partial x_j^2}; \nu \equiv \frac{\mu}{\rho} \quad (6)$$

$$\frac{\partial \tilde{u}_j}{\partial x_j} = 0 \quad (7)$$

$$\tilde{T}_{ij}^{(v)} = 2\mu \tilde{s}_{ij} \quad (8)$$

Decomposing the turbulent variables into two components, the mean and the fluctuating:

$$\tilde{u}_i = U_i + u_i \quad (9)$$

$$\tilde{p} = P + p \quad (10)$$

$$\tilde{T}_{ij}^{(v)} = T_{ij}^{(v)} + \tau_{ij}^{(v)} \quad (11)$$

The Navier- Stokes equations become:

$$\begin{aligned} \rho \left[\frac{\partial (U_i + u_i)}{\partial t} + (U_j + u_j) \frac{\partial (U_i + u_i)}{\partial x_j} \right] \\ = - \frac{\partial (P + p)}{\partial x_i} + \frac{\partial (T_{ij}^{(v)} + \tau_{ij}^{(v)})}{\partial x_j} \end{aligned} \quad (12)$$

$$\rho \left[\frac{\partial U_i}{\partial t} + U_j \frac{\partial U_i}{\partial x_j} \right] = - \frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} (T_{ij}^{(v)} - \rho \langle u_i u_j \rangle) \quad (13)$$

Thus the terms known as Reynolds stresses appear, with the same structure and dimensions that the terms of viscous stresses without representing an actual stress, but rather a mathematical modeling. These terms provide new variables to the problem, without additional relations or equations to solve them. It could be tried to model as if they really were a stress, trying to empirically obtain constitutive relations, however these relationships are typical of a fluid, while turbulence is associated with the flow and change as the conditions do. This makes it impossible to obtain valid constitutive relations to model turbulence and forced to turn to other methods, this is the "closure problem" of the Navier -Stokes equations: a priori it is not possible to close the problem due to lack of equations. From here different types of modeling can be defined.

This study is also based on considering Boussinesq Hypothesis, as in references [17] or [18] for similar problems, and the already mentioned [16], that establishes a linear relation between the Reynolds stresses and the average strains in a fluid, and can be written as follows, being μ_t the Eddy viscosity:

$$-\rho \langle u_i u_j \rangle = 2\mu_t S_{ij} - \frac{2}{3} \rho k \delta_{ij} \quad (14)$$

Where k is the average kinetic energy and S is the mean deformation:

$$k = \frac{1}{2} (\langle u_1 u_1 \rangle + \langle u_2 u_2 \rangle + \langle u_3 u_3 \rangle) \quad (15)$$

$$S_{ij} = \frac{1}{2} \left[\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right] - \frac{1}{3} \frac{\partial U_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \quad (16)$$

Therefore the problem is simplified to model the turbulent viscosity. There are different approaches: algebraically or zero equations approach, one equation and two equations. The first one does not provide valid results but it results good to obtain initial values for others more complex approaches. The one equation approach solves the kinetic energy transport in relation to the turbulent viscosity

with additional coefficients and equations, like Prandtl model or Spalart-Almaras, used for some sensitivity checking, see complete description on reference [18].

Finally two equations models are the most interesting for this case of study. They are widely used in industry, also actively studied in many universities and constantly improved by these. There are several documents about them like references [19], [20] the already cited [18] and [21] from the same author. These models include two extra transport equations to represent the properties of the turbulent flow. The selection of these two equations models is due to the good description of the flow history, as the diffusion and the convection of the turbulent energy effects. The first variable computed is k , the turbulent energy density, the choice of the second depends on the scale of turbulence, spatial or temporal; the turbulence dissipation, ε , and the specific turbulent dissipation, ω , have been considered. The turbulence dissipation is the rate at which turbulence kinetic energy transform to thermal energy. The specific turbulent dissipation it is also known as the mean frequency of turbulence.

$$\omega = \frac{\varepsilon}{k\beta^*} \quad (17)$$

The $k - \varepsilon$ model has been proven useful for modeling flows with wall boundary conditions, internal flows, and small pressure gradients. It has been checked that the accuracy is greatly reduced when large adverse pressure gradients appear. The traditional $k - \omega$ model provides good results in the above conditions and behaves much better to adverse pressure gradients, however predicts the separation of the boundary layer before it should be, and it also requires good resolution near the wall, which increases the computational resources. It has been selected, a SST $k - \omega$ turbulent model that combines $k - \omega$ close to the solid wall, boundary layer or inner region, and $k - \varepsilon$ in the outer region. In order to couple the solutions in these two regions, a blending function with the addition of a formulation

for the turbulent viscosity to account for turbulent shear stresses has been used. Thus, the use of a $k - \omega$ formulation in the boundary layer makes the model directly usable to the viscous sublayer, this enables its utilization as a low Reynolds model. The formulation of the SST also changes to a $k - \varepsilon$ behavior in the free stream avoiding the typical problem of $k - \omega$ original, which is very sensitive to initial conditions to turbulent stream input. This decision has proved to be the best choice to analyze this problem, which presents big adverse pressure gradients and flow separation.

The final equations that govern this model, that can also be found in reference [22] are summarized as follows:

$$\frac{\partial k}{\partial t} + U_j \frac{\partial k}{\partial x_j} = P_k - \beta^* k \omega + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(v + \sigma_k v_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (18)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial \omega}{\partial t} + U_j \frac{\partial \omega}{\partial x_j} = & \alpha S^2 - \beta \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(v + \sigma_\omega v_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] \\ & + 2(1 - F_1) \sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_i} \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \end{aligned} \quad (19)$$

$$F_1 = \tanh \left\{ \left\{ \min \left[\max \left(\frac{\sqrt{k}}{\beta^* \omega y}, \frac{500v}{y^2 \omega} \right), \frac{4\rho \sigma_{\omega 2} k}{CD_{kw} y^2} \right] \right\}^4 \right\} \quad (20)$$

$$CD_{kw} = \max \left(2\rho \sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_i} \frac{\partial \omega}{\partial x_i}, 10^{-10} \right) \quad (21)$$

The first equation represent the turbulent kinetic energy, k , transport and the second the specific dissipation. F_1 is the mixing or coupling function. CD_{kw} is the distance to the nearest wall. F_1 is zero far away from the wall and takes unit value within the boundary layer, creating change between the $k - \varepsilon$ model and the $k - \omega$.

The turbulent kinematic viscosity ν_t is expressed in function of another mix function F_2 .

$$\nu_t = \frac{k}{\max(\omega, SF_2)} \quad (22)$$

$$F_2 = \tanh \left[\left[\max \left(\frac{2\sqrt{k}}{\beta^* \omega y}, \frac{500v}{y^2 \omega} \right) \right]^2 \right] \quad (23)$$

The turbulence generation in the backwater areas is limited:

$$P_k = \min\left(\tau_{ij} \frac{\partial U_i}{\partial x_j}; 10\beta^* k \omega\right) \quad (24)$$

The constants are derived by interpolation with F_1 and F_2 the ones that come from models $k - \varepsilon$ and $k - \omega$

$$\phi = \phi_1 F + \phi_2 (1 - F) \quad (25)$$

The constants considered are:

$$\sigma_{\omega 1} = 0.5; \sigma_{\omega 2} = 0.856$$

$$\beta_1 = 3/40; \beta_2 = 0.0828; \beta^* = 0.09$$

$$\alpha_1 = 5/9; \alpha_2 = 0.44$$

$$\sigma_{k1} = 0.85; \sigma_{k2} = 1$$

One of the key characteristics of the CFD model is the wall treatment. The refinement of the CFD models is based on the non-dimensional distance to the fluid wall y_+ . This parameter is defined as the ratio between the distance multiplied by the friction velocity and the kinematic viscosity

$$y_+ = u_* y / \nu < 2 \quad (26)$$

The Slichting boundary layer Theory, reference [23], has also been used to obtain the dimension of the first cell in contact with the wall dimension, y_+ . The average y_+ value has to be around 30 and not bigger than 200, for this study set of boundary conditions, fluidic wall and turbulent models. Although in some cases to reach enough precision without using wall functions for the turbulence, it is required a value of 2, [21], [24]. The application of the Slichting boundary layer theory, available in reference [25], provides that for the subsonic scenario, $U_\infty = 60 \text{ m/s}$, sea level, dry air assumption, $\rho = 1,225 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$, $\nu = 1,82e-05 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2 \text{s}}$, $y_+ = 30$, Reynolds number $Re = 4,0e+06$, first cell in contact with the wall dimension: $D=20 \text{ mm}$. Based on this value the derivation of the number of layers, Nl , of the CFD model is preformed, so that the value obtained for D in the equation below is the same as obtained before:

$$D = \frac{C_o * \rho_{FLT}}{2^{Nr} \varepsilon^{Nl}} \quad (27)$$

The number of cells obtained for the 3D CFD model exceeds 20 million, two order of magnitude higher than the 2D models.

As the fluid in the models is the air flow, the external forces caused by gravity are neglected. To complete the data entered to Open Foam models, the air is modeled as a perfect gas, hypothesis valid enough for the purposes of the present approach.

This study uses the approach summarized before, for the development of CFD Open Foam models duplicated for the two configurations, the conventional rudder, with an unrealistic closed gap between the fix part and the rudder, and the new morphed one, also closed gap. It has been selected the close gap modeling for the conventional rudder to subtract this effect out of the study and simply consider the effect of the non conventional curved rudder in comparison with the conventional flat one.

The calculations efforts are concentrated on two aerodynamic load cases:

- a low subsonic regime, $M < 0.3$ and high rudder deflection, 30° ,
- a high subsonic regime, $M = 0.8$ and a moderate, 10° , rudder deflection.

The models considered, with no slippage, are the following ones:

- 2D CFD, low velocity, for the 30° deflected rudder case, aerodynamic profile at 1/3 vertical stabilizer height
- 2D CFD, high velocity, for 10° rudder deflection, and same reference profile
- 3D CFD, high velocity, for the 10° rudder deflection

This study has not been able to perform a full 3D CFD model that provides results for the low velocity and 30° rudder deflection cases. In order to mitigate this situation, the assumption of a linear approach is performed. The results for CFD models of high velocity and 10° in 3D and 2D provide

Miguel A. Castillo-Acero

linear ratios. Then these ratios are applied into the 2D low velocity and 30° deflection case to achieve values for the full 3D low velocity and 30° rudder deflection case.

Figure 3 shows the 3D CFD airfoil, with the 30° rudder deflection. Figure 4 shows the includes the entire fluidic domain including the VTP mesh.

Figure 3 VTP Open Foam 3D mesh.

Figure 4 Complete 3D Open Foam mesh.

III. RESULTS AND DISCUSSION

The 2D CFD results, at sea level, aircraft take-off velocity for engine out case $U_\infty=60$ m/s and 30° conventional rudder deflections are summarized in next paragraphs. The airfoil corresponds to $1/3$ height of the VTP. Figure 5 shows the pressure distribution, and Fig. 6 the velocity, at $t=0.17$ s moment, when convergence has been achieved. The turbulent wake appears on the velocity graph.

Figure 5 Pressure distribution $U_\infty=60$ m/s, 30° conventional, $t=0.17$ s

Figure 6 Velocity dist., $U_\infty=60$ m/s, 30° conventional, $t=0.17$ s

Figure 7 depicts the evolution of the aerodynamic coefficients with time, between $t=0$ and $t=0.17$ s. The wake oscillations and the values stabilization at final time $t=0.17$ s appear quite clear.

Figure 7 Aerodynamic coefficients time evolution up to $t=0.17$ s, $U_\infty=60$ m/s, 30°

The turbulent mixing length is checked to be smaller than the scale of variation of the

Miguel A. Castillo-Acero

mean pressure and velocity quantities. This validates, partially, the Boussinesq hypothesis, [26].

Figure 8 includes the relative pressure distribution along the airfoil. Note the pressure peak at intrados at 65% of the non-dimensional chord just at rudder chord portion start.

Figure 8 Relative pressure distribution, profile 1/3 height, $t=0.17s$, $U_{\infty}=60$ m/s, 30°

The second aerodynamic load case is 2D Open Foam modeled with the following conditions: 10° conventional rudder, typical cruise velocity of $U_{\infty}=240$ m/s, altitude 8000 m, air density 0.45 kg/m³ and external air pressure of 35000 Pa. The results are summarized below corresponding to an achieved stabilization at $t=0.1$ s after 1 hour processing with 8 PCUs.

Figure 9 Pressure distribution $U_{\infty}=240$ m/s, 10° conventional, $t=0.1$ s

Figure 10 Velocity distribution, $U_{\infty}=240$ m/s, 10° conventional, $t=0.1$ s

Figure 11 Aerodynamic coefficients time evolution $U_{\infty}=240$ m/s, 10° conventional

Note that starting at $t=0.025$ s, the moment and drag coefficients are stable. The lift coefficient increases 20% until final stabilization at $t=0.1$ s.

Miguel A. Castillo-Acero

Figure 12 Absolute pressure distribution, profile at 1/3 VTP height span, $t=0.1$ s, $U_\infty=240$ m/s, 10° conventional rudder deflection.

The third case corresponds with a full 3D CFD model, 10° conventional rudder, typical cruise velocity of $U_\infty=240$ m/s, altitude 8000 m, air density 0.45 kg/m^3 and external air pressure of 35000 Pa. The results are summarized below with a processing time of $t=0.025$ s. This is the considered time limit due to computation constraints and the fact that with this processing time, as obtained in the case before, the changes on the drag and moment coefficients values are negligible. The computer processing time required is 375 hours with 64 PCUs.

The pressure and velocity distributions can be obtained chordwise at any height station, in particular, for the root and the tip sections and then check the time evolution of them. For simplification purposes, the velocity and pressure distribution at section 1/3 VTP height has been selected in order to compare with previously obtained results.

Figure 13 Pressure distribution $U_\infty=240$ m/s, 10° conventional, $t=0.1$ s, Full 3D

Figure 14 Velocity distribution $U_\infty=240$ m/s, 10° conventional, $t=0.1$ s, Full 3D

Figure 15 shows the extraback pressure distribution on the empennage and Fig. 16 the intrados for the same case

Figure 15 Pressure distribution extraback $U_\infty=240$ m/s, 10° conventional, $t=0.025$ s. Full 3D

Figure 16 Pressure distribution intrados $U_\infty=240$ m/s, 10° conventional, $t=0.025$ s. Full 3D

Figure 17 Absolute pressure distribution, profile 1/3 height, $t=0.1$ s, $U_\infty=240$ m/s, 10° conventional rudder, 3D

Comparing previous 2D and 3D CFD Open Foam models, high speed and 10° rudder, result on:

$$c_{L2Dof}/c_{L3Dof} = 1.4 \quad (28)$$

$$c_{D2Dof}/c_{D3Dof} = 0.9 \quad (29)$$

The reasons for these differences are:

- the swept angle that reduces the aerodynamic efficiency due to the incidence angle .
- the effect of the tip without fairings on the stabilizer and low slenderness that implies a wash out effect.

In order to validate the 3D corrections a Tornado model has been developed, reference [15]. Tornado can account for 3D effects and has been documented to study similar problems, as in [27], [28], [29] and [30]. Therefore with Tornado the full 3D vertical empennage can be analyzed, low velocity 60 m/s, and also a 2D control case, 1/3 span airfoil and same conditions. Tornado enables compressibility effects correction according to the theory of Prandtl-Glauert, although at these velocities corresponding to a Mach number of less than 0.3 effects of compressible air are negligible. For this case study, as before, the aircraft is flying without slippage and the rudder is deflected 30 degrees. After Tornado study aerodynamic coefficients correction factors between 3D and 2D are concluded, as follows:

$$c_{L2Dt}/c_{L3Dt} = 2.0 \quad (30)$$

$$c_{D2Dt}/c_{D3Dt} = 0.9 \quad (31)$$

The Tornado lift coefficient correction is even bigger than previous 2D- 3D Open Foam comparison. This is due to the selection of the 1/3 span airfoil that is not as accurate as if it is considered the result of averaging Tornado 3D results, closer to 40% span, Fig. 18. This accounts for an additional 1.2 factor due to the bigger chord considered in the Tornado 2D study.

When multiplied by the Open Foam correction of 1.4, yields the factor of 2 that the Tornado approach is predicting.

Figure 18 Tornado 2D and 3D results

Finally, the aerodynamic loads from corrected with the Open Foam CFD approach are compared with certification VTP loads for EASA/ FAA take off velocities with engine out scenario (60 m/s). The aerodynamic loads

from corrected Open Foam CFD models are integrated at the more forward vertical stabilizer point that is the reference point for certification loads, to obtain OF_{c3D} values at first column in Table 1 below. The certification VTP loads for EASA/FAA take off velocities with engine out scenario (60 m/s) are included in the second column. Then the errors between these two set of values are included in column 3.

	OF_{c3D}	Certif.	eOF_{c3D}
$F_y (N)$	35533	31257	13.7 %
$M_x (Nmm)$	78473	73857	6.2 %
$M_z (Nmm)$	39157	33635	16.4 %

Table 1 Loads comparison: aerodynamic CFD correlations and certification report for engine out take-off condition, Limit Loads

The Open Foam models with 3D adjustments corrections provide bigger loads than the ones reported for certification. The reason for these differences is the well known effect, [31], that closed gap configurations have on a more aerodynamic efficiency than the open ones. The lift forces are higher, and drag ones lower when the gap between fix and movable part is closed. In the case of the lift for a 33% hinge balanced chord blunt edge rudder, a 1.10 factor is expected between closed gap lift configurations and opened one.

Subtracting "gap" effect, an averaged 3% difference for the lateral rudder force, between the results of these studies and the certification loads for the engine out control case can be concluded, which is considered that validates this approach.

The 2D CFD Open Foam, $U_{\infty}=60$ m/s and 30° morphed rudder provides the results included in Figs 19, 20, 21 and 22. The comparison between Fig. 20 and Fig. 6 shows similar results for velocities distribution.

Figure 19 Pressure distribution $U_{\infty}=60$ m/s, 30° morphed rudder, $t=0.24$ s

Figure 20 Velocity distribution $U_{\infty}=60$ m/s, 30° morphed rudder, $t=0.24$ s

Figure 21 Aerodynamic coefficients time evolution up to $t=0.2s$, $U_{\infty}=60$ m/s, 30°

When comparing Fig. 21 with Fig. 7, it is evident the different behaviour of the coefficients between morphed and conventional rudder. There are no great oscillations due to the different behaviour of the wake that is much smoother.

Miguel A. Castillo-Acero

Figure 22 Chordwise vertical tail plane pressure (Pa), 2D CFD Open Foam, 60 m/s, 30 ° morphed rudder.

Table 2 includes a comparative of the aerodynamic coefficients values obtained for the study control case, considering the mean value of the periodic oscillations when the convergence time is achieved.

	C_L	C_D	C_m
Closed Gap Conventional Rudder	1,33	0,10	-0,53
Morphing Rudder	1,41	0,06	-0,55
Ratio	1,06	0,60	1,03

Table 2 Aerodynamic Coefficients for Traditional and Morphing Rudder, control case

The results of the comparison with the conventional rudder yields a 6% improvement in vertical stabilizer lateral force and a 40% reduction of the overall drag force for the one engine out case. Therefore a more aerodynamic efficient morphed rudder can be concluded and then translated into weight savings. Moreover, after subtracting the lift increment from the torsion moment coefficient comparison, a reduction of the moment arm, R is obtained as follows:

$$\frac{C_m}{C_L} = R \quad (32)$$

	R
Conventional Rudder	0,40
Morphing Rudder	0,39
Ratio	1,025

Table 3 Torsion moment arm effect, control case

The arm of torsion moment is reduced 2.5 %. This means that for the same lateral force in the control surface, the sustained torsion by the fixed part is reduced by this factor that could be also translated into weight savings.

IV. CONCLUSIONS

As a result of comparing pressure distribution for morphing configuration, Fig. 22, in relation to conventional, Fig. 7, several conclusions can be highlighted:

- Peak pressure enhancements at extraback and intrados
- Extraback flat area average pressure improved when morphed
- Intrados pressure enhancement at control surface area
- Rudder extraback pressure redistribution, peak to blunt, and higher average values

These results, point out that the efficiency of the VTP is improved with the morphed rudder. The lateral force developed by the morphed rudder is 16% higher than the conventional one. Therefore, further studies on designing feasible morphing rudder architectures are considered adequate for future consideration.

The smoothing pressure distribution effect of the rudder morphing is a relevant conclusion to achieve air flow laminarity for this rudder and/ or other control surfaces application on wings- ailerons and horizontal stabilizer-elevators.

V. REFERENCES

- [1] ATAG, "A sustainable flightpath to reducing emissions. UNFCCC Climate Talks, Doha," no. Nov. p.6, 2012.
- [2] S. Barbarino, O. Bilgen, R. M. Ajaj, M. I. Friswell, and D. J. Inman, "A Review of Morphing Aircraft," *J. Intell. Mater. Syst. Struct.*, vol. 22, no. 9, pp. 823–877, Aug. 2011.
- [3] L. Butt, S. Day, J. Weaver, C. Sossi, A. Wolek, V. Tech, W. Mason, and D. Inman, "Wing morphing design utilizing macro fiber composite smart materials," in *SAWE Paper No 3515-S*, 2010, vol. 33, no. 3515, pp. 1–61.
- [4] M. A. Hariri, "Control Structures Using SMA Wires Piezoelectric Patches" PhD Thesis, RMIT University, 2009.
- [5] S. Jee, "Development of Morphing Aircraft Structures using SMP," Air Force Institute of Technology Wright-Patterson Air Force Base, Ohio, 2010.
- [6] C. G. Diaconu, P. M. Weaver, and F. Mattioni, "Concepts for morphing airfoil sections using bi-stable laminated composite structures," *Thin-Walled Struct.*, vol. 46, no. 6, pp. 689–701, Jun. 2008.
- [7] E. Stanewsky, "Adaptive wing and flow control technology," *Prog. Aerosp. Sci.*, vol. 37, no. 7, pp. 583–667, 2001.
- [8] J. Simpson, L. Anguita-Delgado, B. Nilsson, V. Vincenzo, and G. Kawiecki, "Review of the European Research Project 'Active Aeroelastic Aircraft Structures (3As),'" *Eur. Conf. Aerosp. Sci.*, p. 9, 2004.
- [9] E. A. Bubert, "Highly Extensible Skin for a Variable Wing-Span Morphing Aircraft Utilizing Pneumatic Artificial Muscle," Master of Science Thesis University of Maryland, 2009.
- [10] Robert D Vocke, C. S. Kothera, B. K. S. Woods, E. A. Bubert, and N. M. Wereley, "One Dimensional Morphing Structures for Advanced Aircraft," Air Force Res. Lab. through a Phase I STTR (contract no FA9550-06-C-0132), also Phase I SBIR Proj. from NASA Langley Res. Cent. NNX09CF06P), p. 27, 2007.
- [11] C. Thill, J. Etches, I. Bond, K. Potter, and P. Weaver, "Morphing skins," *Aeronaut. J.*, vol. March, no. 3216, pp. 1–23, 2008.
- [12] R. Pecora, F. Amoroso, and M. Magnifico, "Design and Experimental Validation of a Morphing Wing Flap Device," in *6th ECCOMAS Conference on Smart Structures and Materials*, 2013, no. June, pp. 24–26.
- [13] O. F. Foundation, "Open FOAM." <http://www.openfoam.org/> 2014
- [14] M. Drela and H. Youngren, "XFOIL." <http://www.xflr5.com/xflr5.htm>. MIT, 2014.
- [15] Tornado: KTH, Royal Ins. Technology in Stockholm, University of Linköping, University of Bristol, UK. <http://www.redhammer.se/tornado>. 2014.
- [16] J. Sodja, "Turbulence models in CFD," Working paper, University of Ljubljana Faculty, Mathematics & Physics, 2007.
- [17] M. Montagnac, "Numerical Simulations Around Wing Control Surfaces," *ICAS 2004, 24th International Congress of the Aeronautical Sciences*, p. 12. 2004.
- [18] J. Bredberg, "On Two-equation Eddy-Viscosity Models," in *Internal Report 01/8 Department of Thermo and Fluid*

Miguel A. Castillo-Acero

- Dynamics Chalmers U. Of Technology. Goteborg, Sweden, 2001, p. 46.
- [19] D. C. Wilcox, *Turbulence Modeling for CFD*. Ed. DCW Industries. La Cañada. CA. USA. 1994, p. 477.
- [20] D. C. Wilcox, "Simulation of Transition with a Two-Equation Turbulence Model," *AIAA J.*, vol. 32, no. 2, pp. 247–255, 1994.
- [21] J. Bredberg, "On the Wall Boundary Condition for Turbulence Models," in *Internal Report 01/8 Department of Thermo and Fluid Dynamics Chalmers U. Of Technology. Goteborg, Sweden*, 2000, p. 25.
- [22] F. R. Menter, M. Kuntz, and R. Langtry, "Ten Years of Industrial Experience with the SST Turbulence Model," *Turbul. Heat Mass Transf.* 4, vol. 4, pp. 625–632, 2003.
- [23] H. Schlichting, *Boundary -layer Theory*, 7th Ed. New York. McGraw-Hill. 1979
- [24] S. B. Pope, "Chapter 7: Wall Flows," in *Turbulent Flows*, Cambridge University Press, 2000.
- [25] Several, "<http://www.cfd-online.com/>." Accessed: Nov-2013.
- [26] F. G. Schmitt, "About Boussinesq's turbulent viscosity hypothesis: historical remarks and a direct evaluation of its validity," *Comptes Rendus Mécanique*, vol. 335, no. 9–10, pp. 617–627, Sep. 2007.
- [27] D. A. Neal, D. J. Inman, and C. Woolsey, "Design , Development , and Analysis of a Morphing Aircraft Model for Wind Tunnel Experimentation," *Master of Science Virginia Polytechnic Institute and State University in*, 2006.
- [28] R. Vos, Z. Gurdal, and M. Abdalla, "Mechanism for Warp-Controlled Twist of a Morphing Wing," *J. Aircr.*, vol. 47, no. 2, pp. 450–457, Mar. 2010.
- [29] B. Obradovic and K. Subbarao, "Modeling of Flight Dynamics of Morphing Wing Aircraft," *J. Aircr.*, vol. 48, no. 2, pp. 391–402, Mar. 2011.
- [30] L. Arrison, "2002-2003 AE / ME Morphing Wing Design," *Generic*. 2003.
- [31] D J Lyons and P. L. Bisgood, "An Analysis of the Lift Slope of Aerofoils of Small Aspect Ratio, Including Fins, with Design Charts for Aerofoils and Control Surfaces," *Aeronaut. Res. Counc. Memo.*, vol. no. 1, p. 26, 1945.