



Desarrollo de un modelo CFD - 6DOF para el análisis de la estabilidad lateral – direccional de un UAV de tipo ala volante

Jorge Andrés Ignacio San Martín Araneda

Memoria de Título presentada a la Facultad de Ingeniería de la Universidad de Concepción para optar al título profesional de Ingeniero Civil Aeroespacial

Profesores guías:
Dr.- Ing. Pablo Cornejo O.
Dr.- Ing. Frank Tinapp D.

Julio 2026
Concepción, Chile

Agradecimientos

A mis padres, Jorge y Vilma, por darme todo lo que he necesitado en la vida, por darme todas las oportunidades que he tenido, por todo el esfuerzo que han invertido en estos 23 años para que no me faltara nada y por toda la confianza y apoyo que me han dado en esta aventura llena de desafíos. Les agradezco por enseñarme los valores que forman mi personalidad: la responsabilidad, el esfuerzo, la resiliencia, la perseverancia y la motivación de siempre superarse a uno mismo. Espero hacerlos sentir orgullosos.

A mi amada Millaray, mi compañera de vida, que me ha acompañado por tanto en estos ocho años. Gracias por estar para mí tanto en mi éxito como en mis caídas, donde siempre fuiste fundamental para volver a levantarme. Gracias por compartirme tu amor durante este tiempo y por confiar en mí en momentos donde ni yo podía hacerlo. No podría haber hecho todo esto sin ti.

A mi madrina, Jessica, por ser una segunda madre para mí todos estos años, por siempre confiar en mí y por llevarme por primera vez a la UdeC, momento en que creo se escribió mi destino. A mi padrino, Juan, por su apoyo y consejos, por estar presente a lo largo de mi vida y recomendarme tantas películas que llevo conmigo, como “La Sociedad de los Poetas Muertos”, que me ha enseñado tanto. A mis abuelos maternos, Laura y Luis, que ya no están conmigo, pero que llevo presentes cada día de mi vida, sintiendo su apoyo en cada desafío al que me enfrento. A mis abuelos paternos, Raquel y Fernando, por siempre recibirme con cariño y demostrarme su confianza a lo largo de este camino. También a Margarita y Miguel, por todo el apoyo que me han dado durante estos años y por dejarme ser parte de su hermosa familia.

A mis hermanos aeroespaciales, el Dream Team: Walter, Marco, Aarón y Diego, con quienes compartimos tanto durante estos cinco años y medio de carrera, los que estuvieron llenos de celebración, risas, estrés, reuniones de trabajo y sesiones de juego. Lo logramos y ninguno quedó atrás. También a Felipe, Josué y Matías, amigos que también me acompañaron en este camino.

A mis amigos de siempre, Francisco y Alonso, que, si bien hemos perdido un poco el contacto, el cariño que nos une desde hace tanto no desaparece y cada que nos reunimos todo vuelve a ser como antes, reviviendo recuerdos y anécdotas. A mi amigo Joaquín, que partió demasiado pronto, pero que llevo presente, viviendo en mis más preciados recuerdos de otras épocas, y cuyo apoyo siento desde el lugar donde esté.

A mi profesor guía, Pablo Cornejo, por ofrecerme la oportunidad de desarrollar este tremendo trabajo, por confiar en mis capacidades y desafiarme con algo tan complejo como esto. Al profesor Frank Tinapp, por enseñarme lo interesante que era la aerodinámica y su aplicación en la aeronáutica, definitivamente esto tuvo un alto impacto en los intereses que tengo hoy en día. Al profesor Bernardo Hernández, por su apoyo y por estar siempre dispuesto a ayudar con las consultas que me iban surgiendo en el camino, aunque esta ayuda incluyera inevitablemente algunas pizcas de ironía. También a los profesores Cristian Rodríguez y Saulo Gómez, por permitirme trabajar en mis primeros proyectos relacionados con la mecánica de fluidos.

A mis colegas y amigos de MSET: Sebastián, Alvaro, Pedro, Adolfo, Diego, Daniel y Nicolás. Gracias por su apoyo a lo largo de este año, por la comprensión con mi memoria de título, por las risas y el buen ambiente en la oficina, por la buena conversación y las épicas salidas a Malpaso. También a Reynaldo Delgado, por la gestión y la preocupación en torno a los implementos que requerí para poder desarrollar este proyecto.

Al Grupo de Interés de Aeronaves no Tripuladas de la UdeC, en particular a Ismael, Joaquín y Luis, que me ayudaron demasiado en la parte experimental de este trabajo y con lo que aprendí mucho sobre UAV, su implementación y lo maravilloso que es el vuelo. También a Don José, por su inmensa ayuda cuando luchaba por entender cómo funcionaba la aeronave, por llevarnos al club de aeromodelos y volar el UAV.

Este trabajo es gracias, por y para ustedes, donde todos han sido una parte fundamental de mi desarrollo como ingeniero y como persona. No habría podido hacer nada de esto si no fuera por su apoyo, confianza y el impacto que han tenido en mi vida. Gracias totales.

*“Two roads diverged in a wood, and I –
I took the one less traveled by,
And that has made all the difference.”*
- Robert Frost

Resumen

Las aeronaves no tripuladas (UAV) de tipo ala volante presentan ventajas aerodinámicas significativas frente a configuraciones convencionales, pero su ausencia de empenaje compromete su estabilidad lateral-direccional, particularmente en el modo dinámico Dutch Roll, caracterizado por un amortiguamiento casi nulo. Frente a esta problemática, el objetivo de este estudio fue desarrollar un modelo CFD-6DOF validado experimentalmente para analizar la estabilidad dinámica lateral-direccional de un UAV de tipo ala volante.

Para esto, se utilizó como plataforma de referencia un Skywalker X8, instrumentado con un autopiloto Pixhawk 6C, un GPS y un sensor de velocidad de viento, entre otros. Se ejecutaron ensayos de vuelo aplicando una perturbación impulsiva en los alerones, registrando la respuesta transitoria de la aeronave para su posterior caracterización. En paralelo, se implementó un modelo CFD estacionario en ANSYS Fluent, empleando el modelo de turbulencia $k - \omega SST$, el que fue validado respecto a coeficientes aerodinámicos reportados en la literatura especializada. A partir de este modelo, se caracterizaron las cargas equivalentes generadas por la deflexión de los elevones, las que fueron incorporadas mediante una Función Definida por el Usuario (UDF) en un modelo dinámico de seis grados de libertad (6DOF) con mallado dinámico híbrido, permitiendo simular la respuesta de la aeronave ante la misma perturbación aplicada en vuelo.

La validación estática mostró concordancia satisfactoria para la mayoría de los coeficientes aerodinámicos, con errores RMSE normalizados iguales o inferiores a un 11.9%, aunque se identificaron discrepancias mayores en los coeficientes de momento de roll y yaw, de hasta un 20.4%, atribuibles a incertidumbres en la conversión de momentos respecto al punto de referencia aerodinámico utilizado en la literatura. El modelo dinámico logró reproducir satisfactoriamente los modos Roll y Spiral, así como los parámetros característicos del modo oscilatorio Dutch Roll, con errores RMSE normalizados de las variables de actitud lateral-direccional entre 6.4% y 17.5%, y diferencias relativas en frecuencia y amplitud de oscilación entre 8.0% y 21.1% respecto a los datos de vuelo.

Se concluye que el modelo CFD-6DOF desarrollado queda validado, representando correctamente la física dominante del problema y las tendencias generales de la dinámica lateral-direccional del UAV, con discrepancias reducidas y dentro de márgenes de tolerancia aceptables. Este resultado verifica la hipótesis planteada, estableciendo una base metodológica viable para el análisis de estabilidad de UAV de ala volante en etapa de diseño, reduciendo la dependencia de ensayos físicos costosos.

Palabras clave: UAV de tipo ala volante, Estabilidad lateral – direccional, Dinámica de Fluidos Computacional, Modelo 6DOF, Mallas dinámicas.

Abstract

Flying-wing unmanned aerial vehicles (UAVs) offer significant aerodynamic advantages over conventional configurations, but the absence of an empennage compromises their lateral-directional stability, particularly regarding the Dutch Roll dynamic mode, which is characterized by near-zero damping. In response to this problem, the objective of this study was to develop an experimentally validated CFD-6DOF model to analyze the lateral-directional dynamic stability of a flying-wing UAV.

For this purpose, a Skywalker X8 was used as the reference platform, instrumented with a Pixhawk 6C autopilot, a GPS, and an airspeed sensor, among others. Flight tests were conducted applying an impulsive perturbation to the ailerons, recording the aircraft's transient response for subsequent characterization. In parallel, a steady-state CFD model was implemented in ANSYS Fluent using the $k - \omega SST$ turbulence model, which was validated against aerodynamic coefficients reported in the specialized literature. Based on this model, the equivalent loads generated by elevon deflection were characterized and incorporated through a User-Defined Function (UDF) into a dynamic six-degrees-of-freedom (6DOF) model with a hybrid dynamic mesh, enabling simulation of the aircraft's response to the same perturbation applied in flight.

Static validation showed satisfactory agreement for most aerodynamic coefficients, with normalized RMSE errors equal to or below 11.9%, although larger discrepancies were identified in the roll and yaw moment coefficients, of up to 20.4%, attributable to uncertainties in the conversion of moments with respect to the aerodynamic reference point used in the literature. The dynamic model successfully reproduced the Roll and Spiral modes, as well as the characteristic parameters of the oscillatory Dutch Roll mode, with normalized RMSE errors of the lateral-directional attitude variables between 6.4% and 17.5%, and relative differences in oscillation frequency and amplitude between 8.0% and 21.1% compared to flight data.

It is concluded that the developed CFD-6DOF model is validated, correctly representing the dominant physics of the problem and the general trends of the UAV's lateral-directional dynamics, with reduced discrepancies within acceptable tolerance margins. This result verifies the proposed hypothesis, establishing a viable methodological basis for the stability analysis of flying-wing UAVs during the design stage, reducing reliance on costly physical testing.

Keywords: Flying-Wing UAV, Lateral – directional stability, Computational Fluid Dynamics, 6DOF model, Dynamic mesh.

Contenidos

Lista de Figuras	1
Lista de Tablas.....	2
Nomenclatura	3
Símbolos.....	3
Símbolos griegos	4
Operadores y funciones.....	5
Subíndices	5
Abreviaciones.....	5
1 Introducción	6
1.1 Contexto	6
1.1.1 Panorama actual de las aeronaves no tripuladas (UAV) en Chile	6
1.1.2 Antecedentes de las aeronaves de tipo ala volante	6
1.1.3 Análisis de la estabilidad de una aeronave de tipo ala volante	7
1.1.4 Foco de la investigación	9
1.2 Hipótesis.....	9
1.3 Objetivos.....	9
1.3.1 Objetivo general.....	9
1.3.2 Objetivos específicos	9
2 Marco teórico.....	10
2.1 Fundamentos de aerodinámica.....	10
2.2 Dinámica de vuelo.....	11
2.3 Estabilidad estática y dinámica de aeronaves	13
2.4 Modos dinámicos laterales de una aeronave	14
2.5 Fundamentos de la Dinámica de Fluidos Computacional.....	16
3 Metodología	18
3.1 Ensayos de vuelo con un UAV de referencia.....	18
3.1.1 Skywalker X8 Flying Wing UAV	18
3.1.2 Sistema de vuelo de la aeronave	20
3.1.3 Sensores implementados en la aeronave	21
3.1.4 Sistema de propulsión y superficies de control	22
3.1.5 Protocolos de maniobras para los vuelos experimentales.....	22
3.2 Modelo CFD estático	23
3.2.1 Geometría computacional desarrollada del SX8	23

3.2.2	Dominio y grilla computacional.....	25
3.2.3	Análisis de convergencia de grilla.....	27
3.2.4	Validación del modelo CFD estático.....	28
3.2.5	Caracterización del efecto de los elevones del SX8	29
3.3	Modelo CFD – 6DOF	31
3.3.1	Condición de equilibrio estático longitudinal en vuelo recto y nivelado.....	31
3.3.2	Condiciones de borde del modelo.....	33
3.3.3	Mallas dinámicas y métodos de actualización de grilla.....	34
3.3.4	Perturbación generada por impulso del alerón	37
3.3.5	Configuración del modelo 6DOF	38
3.4	Softwares y herramientas utilizados en el desarrollo del estudio	39
4	Resultados.....	40
4.1	Datos de vuelo medidos con el UAV de referencia.....	40
4.2	Validación del modelo CFD estático respecto a la literatura especializada	41
4.3	Implementación del modelo dinámico CFD-6DOF y respuesta dinámica simulada del UAV	43
5	Discusión.....	46
5.1	Discusión respecto a los resultados de vuelos experimentales	46
5.2	Discusión respecto a la validación del modelo CFD estático	47
5.3	Discusión respecto a la validación del modelo dinámico CFD – 6DOF	48
5.4	Limitaciones del estudio y perspectivas de trabajo futuro	49
5.4.1	Limitaciones de la investigación	49
5.4.2	Propuestas de trabajo futuro.....	50
6	Conclusiones.....	51
	Referencias.....	53
	Anexos	56

Lista de Figuras

Figura 1. Fuerza y momento resultante sobre un perfil alar a partir de la distribución de presión y esfuerzo de corte en su superficie [18].	10
Figura 2. Marco de referencia fijo al cuerpo de la aeronave [19].	10
Figura 3. Esquema del modo dinámico de Roll [21].	14
Figura 4. Esquema del modo dinámico Spiral [21].	15
Figura 5. Esquema del modo dinámico Dutch Roll [21].	15
Figura 6. Esquema de la metodología general del estudio.	18
Figura 7. Skywalker X8 Flying Wing del GIANT UdeC, alias “Küreu”.	19
Figura 8. Dimensiones principales del Skywalker X8 [29].	19
Figura 9. Sistema de vuelo del UAV.	20
Figura 10. Elevones del Skywalker X8 [29].	22
Figura 11. Secciones transversales del Skywalker X8 recopiladas por Gryte [25].	24
Figura 12. Información entregada por Gryte respecto a la ubicación y cuerda considerada para cada sección del UAV [25].	24
Figura 13. Comparación del modelo físico del Skywalker X8 y la geometría generada.	25
Figura 14. Dominio computacional generado para el modelo CFD estático (unidades en metros y figura no a escala).	26
Figura 15. Esquema de las capas de inflación en mallados computacionales.	26
Figura 16. Tratamiento de pared utilizado en el mallado computacional del Skywalker X8.	26
Figura 17. Contorno de y+ en la pared del Skywalker X8.	27
Figura 18. Variación del coeficiente de sustentación de la aeronave para diferentes niveles de refinamiento de la grilla computacional.	28
Figura 19. Elevones modelados en la geometría computacional del SX8.	29
Figura 20. Variaciones de los coeficientes de fuerzas y momentos aerodinámicos longitudinales en función de la deflexión del elevador. a) Coef. De fuerza en X, b) Coef. De fuerza en Z, c) Coef. De momento de pitch.	30
Figura 21. Variaciones de los coeficientes de fuerzas y momentos aerodinámicos laterales en función de la deflexión del alerón. a) Coef. De fuerza en Y, b) Coef. De momento de roll, c) Coef. De momento de yaw.	30
Figura 22. Diagrama de cuerpo libre del UAV en condición de vuelo recto y nivelado.	32
Figura 23. Condiciones de borde empleadas en el modelo dinámico.	33
Figura 24. Técnica de suavizado basado en resortes para mallas dinámicas [31]. a) Dominio no deformado. b) Dominio deformado mediante este tipo de suavizado.	34
Figura 25. Esquema sobre el funcionamiento de la técnica de remallado para la actualización de mallas dinámicas [32].	35
Figura 26. Esquema del mallado computacional híbrido implementado.	36
Figura 27. Excitación impulsiva configurada para el alerón en el modelo dinámico.	37
Figura 28. Mediciones de actitud lateral - direccional del UAV en vuelo experimental. a) ángulo de roll, b) ángulo de yaw, c) tasa de rotación de roll y d) tasa de rotación de yaw.	40
Figura 29. Comparativa de coeficientes aerodinámicos longitudinales obtenidos mediante el modelo estático respecto a la literatura.	41
Figura 30. Comparativa de coeficientes aerodinámicos lateral - direccionales obtenidos mediante el modelo estático respecto a la literatura.	42

Figura 31. Comparación de actitud del UAV para el caso experimental en vuelo y simulado en el modelo dinámico. a) ángulo de roll, b) ángulo de yaw, c) tasa de rotación de roll y d) tasa de rotación de yaw. _44

Figura 32. Espectro en frecuencia de la oscilación libre del UAV simulada en el modelo dinámico. a) tasa de rotación de roll y b) tasa de rotación de yaw. _____45

Lista de Tablas

Tabla 1. Derivadas de control calculadas para el Skywalker X8. _____	31
Tabla 2. Condiciones de equilibrio del UAV para el modelo dinámico. _____	32
Tabla 3. Parámetros configurados para la técnica de suavizado basado en resortes. _____	35
Tabla 4. Parámetros configurados para la técnica de remallado. _____	36
Tabla 5. Propiedades físicas del Skywalker X8 utilizadas en el modelo dinámico [27]. _____	39
Tabla 6. RMSE y RMSE normalizado de los coeficientes aerodinámicos calculados respecto a la literatura. _____	43
Tabla 7. RMSE y RMSE normalizado de las variables de actitud lateral – direccional predichas por el modelo dinámico. _____	44
Tabla 8. Comparación de frecuencias y amplitudes de oscilación entre los datos de vuelo y del modelo dinámico. _____	45
Tabla 9. Parámetros generales del solucionador. _____	56
Tabla 10. Submodelos de ANSYS Fluent empleados en el modelo. _____	56
Tabla 11. Parámetros del modelo de turbulencia empleado. _____	57
Tabla 12. Constantes utilizadas en el modelo de turbulencia. _____	57
Tabla 13. Propiedades del material empleado en el modelo. _____	57
Tabla 14. Configuración de la condición de borde de entrada de velocidad. _____	58
Tabla 15. Configuración de la condición de borde de salida de presión. _____	58
Tabla 16. Configuración de la condición de borde de tipo pared. _____	59
Tabla 17. Métodos y esquemas de discretización utilizados en el modelo. _____	59
Tabla 18. Controles y factores de relajación utilizados en el modelo. _____	59
Tabla 19. Configuración utilizada para la inicialización de la solución. _____	60
Tabla 20. Configuración utilizada para la ejecución de la solución en su formulación transiente. _____	60

Nomenclatura

Símbolos

Símbolo	Descripción	Unidades
A	Matriz de estados del sistema linealizado	-
b	Envergadura de la aeronave	m
B	Matriz de entradas del sistema linealizado	-
c	Cuerda media aerodinámica	m
$C_{l,\delta A}$	Derivada de control de momento de roll por el alerón	1/°
$C_{m,\delta E}$	Derivada de control de momento de pitch por el elevador	1/°
$C_{n,\delta A}$	Derivada de control de momento de yaw por el alerón	1/°
$C_{X,\delta E}$	Derivada de control del elevador en el eje X	1/°
$C_{Y,\delta A}$	Derivada de control del alerón en el eje Y	1/°
$C_{Z,\delta E}$	Derivada de control del elevador en el eje Z	1/°
C_D	Coeficiente de arrastre	-
C_l	Coeficiente de momento de roll	-
C_L	Coeficiente de sustentación	-
C_m	Coeficiente de momento de pitch	-
C_n	Coeficiente de momento de yaw	-
C_X, C_Y, C_Z	Coeficientes de fuerza aerodinámica en ejes fijos al cuerpo	-
F_G, F_A, F_T	Fuerzas gravitacionales, aerodinámica y de propulsión	N
F_X, F_Y, F_Z	Fuerzas aerodinámicas en ejes fijos al cuerpo	N
g	Aceleración de gravedad	m/s ²
I	Tensor de inercia de la aeronave	kg·m ²
I_{xx}	Momento de inercia respecto al eje X	kg·m ²
I_{xz}	Producto de inercia en el plano XZ	kg·m ²
I_{yy}	Momento de inercia respecto al eje Y	kg·m ²
I_{zz}	Momento de inercia respecto al eje Z	kg·m ²
k	Energía cinética turbulenta	m ² /s ²
L_A, M_A, N_A	Momentos aerodinámicos en los ejes de la aeronave	N·m
L_T, M_T, N_T	Momentos ejercidos por el sistema de propulsión	N·m
L, D	Fuerza de sustentación y fuerza de arrastre	N

L, M, N	Momentos aerodinámicos de roll, pitch y yaw	N·m
m	Masa de la aeronave	kg
p	Presión estática	Pa
P, Q, R	Tasas de rotación de roll, pitch y yaw	°/s
q	Presión dinámica del flujo incidente	Pa
S	Superficie alar de la aeronave	m ²
t	Tiempo	s
T	Empuje del motor	N
u	Vector de entradas del sistema	-
U, V, W	Componentes de velocidad en el marco fijo al cuerpo	m/s
V_∞	Velocidad de avance o del flujo libre	m/s
x	Vector de estados del sistema	-

Símbolos griegos

Símbolo	Descripción	Unidades
α	Ángulo de ataque	°
β	Ángulo de deriva	°
β^*, β_2, γ	Constantes de cierre del modelo de turbulencia $k - \omega SST$	-
δ_A	Deflexión del alerón	°
δ_E	Deflexión del elevador	°
δ_{ij}	Delta de Kronecker	-
μ	Viscosidad dinámica del fluido	Pa·s
μ_t	Viscosidad turbulenta	Pa·s
ξ	Factor de amortiguamiento de un modo dinámico de segundo orden	-
ρ	Densidad del aire	kg/m ³
σ_k	Constante de difusión de k en el modelo $k - \omega SST$	-
σ_ω	Constante de difusión de ω en el modelo $k - \omega SST$	-
τ	Componentes del tensor de esfuerzos de corte	Pa
φ, θ, ψ	Ángulos de Euler de roll, pitch y yaw	°
ω	Velocidad angular de la aeronave en formato vectorial	rad/s
ω	Frecuencia de turbulencia (modelo $k - \omega SST$)	s ⁻¹

Operadores y funciones

Símbolo	Descripción	Unidades
$\frac{\partial}{\partial t}$	Derivada parcial respecto al tiempo	-
$(\dot{})$	Derivada temporal de una variable, notación de punto)	-
$\frac{d}{dt}$	Derivada total respecto al tiempo	-
$\nabla \cdot$	Operador de divergencia	-
∇	Operador de gradiente	-
$\times$	Producto cruz vectorial	-
$\overline{()}$	Vector o valor promediado en el tiempo, según contexto	-

Subíndices

Símbolo	Descripción	Unidades
ar	Punto de referencia aerodinámico	-
A	Componente aerodinámica o relativo al alerón, según contexto	-
cm	Centro de masa de la aeronave	-
E	Relativo al elevador	-
G	Componente gravitacional	-
$trim$	Condición de equilibrio o trimado	-
T	Componente propulsiva	-
x, y, z	Componentes direccionales en el marco de referencia	-
∞	Condiciones de flujo libre incidente	-

Abreviaciones

Siglas	Significado
6DOF	Six Degrees of Freedom
BOI	Body of Influence
BWB	Blended Wing Body
CFD	Computational Fluid Dynamics
ESC	Electronic Speed Controller
FFT	Fast Fourier Transform
FOM	Forced Oscillation Method
GIANT	Grupo de Interés de Aeronaves No Tripuladas
GNSS	Global Navigation Satellite System

1 Introducción

1.1 Contexto

1.1.1 Panorama actual de las aeronaves no tripuladas (UAV) en Chile

En las últimas décadas, el uso de vehículos aéreos no tripulados ha seguido una tendencia creciente a nivel global dadas sus múltiples aplicaciones, las que abarcan actividades como el monitoreo y levantamiento de datos geoespaciales hasta misiones relacionadas al sector de defensa. Su atractivo principal radica en que no requieren de una tripulación a bordo para su funcionamiento, lo que reduce costos asociados a este factor en su operación.

Dentro del contexto nacional, se presentan numerosas oportunidades para aprovechar las múltiples ventajas que estos dispositivos ofrecen, como el cubrimiento de grandes extensiones territoriales en un menor tiempo, como sectores agrícolas o forestales. Por otro lado, también son capaces de entrar en regiones de difícil acceso y entregar información aérea de alta resolución para la toma de decisiones técnicas.

Sin embargo, a pesar del potencial de las aeronaves no tripuladas (UAV), la principal limitación de Chile en este contexto es su baja capacidad productiva, lo que lo ha relegado a un rol importador y consumidor de plataformas extranjeras. A partir de esto surge la necesidad de comenzar a desarrollar este tipo de tecnologías y prototipos dentro de la industria nacional, de forma que se reduzca la dependencia a soluciones importadas. Esta necesidad queda reforzada por la iniciativa “Drones para Chile”, lanzada a finales de 2025, donde se reunieron entidades académicas, gubernamentales y del sector de defensa para promover el desarrollo de estos dispositivos y fomentar el progreso tecnológico nacional [1].

1.1.2 Antecedentes de las aeronaves de tipo ala volante

La evolución del diseño aeronáutico ha respondido históricamente a necesidades tanto civiles como de defensa, priorizando factores como la eficiencia en el consumo, el rango de vuelo y la furtividad. Este proceso de optimización consolidó lo que hoy se conoce como la configuración convencional, caracterizada por un fuselaje cilíndrico, alas de alta razón de aspecto y un empenaje trasero con estabilizadores verticales y horizontales, estableciéndose como el estándar predominante en la industria actual [2].

A pesar de la hegemonía del diseño convencional, han surgido propuestas alternativas prometedoras, destacando entre ellas la configuración de Ala volante (*Flying Wing*). Este diseño es especialmente atractivo por sus superiores características aerodinámicas y alta capacidad de carga. La ventaja técnica fundamental de las alas volantes radica en su eficiencia aerodinámica en vuelo crucero, logrando una relación sustentación-arrastre (L/D) superior a la de los jets convencionales. Este incremento, estimado entre un 20% y un 30%, se atribuye a los mayores números de Reynolds permitidos por cuerdas alares más extensas y a la significativa reducción del arrastre parásito e inducido, consecuencia directa de la eliminación del empenaje y el estabilizador vertical. De esta forma, estas aeronaves son capaces de consumir una menor cantidad de combustible por vuelo y reducir tasas de contaminación [2], [3], [4].

Sin embargo, debido a la ausencia de un empenaje que incluya estabilizadores horizontal y vertical, el mayor problema que presenta este tipo de aeronaves es la estabilidad en vuelo y, por consiguiente, el control de estas se convierte en un desafío [5], [6]. De esta forma, esta problemática requiere el uso de superficies de control ubicadas en el ala como solución, como lo son los elevones, que se encargan de la dinámica longitudinal y lateral de la aeronave; y los *split drag rudders*, que controlan la dinámica direccional y el movimiento de guiñada de la aeronave [7].

Dentro del desafío que implica la estabilidad de este tipo de aeronaves, una problemática relevante consiste en el acople que existe entre sus dinámicas lateral y direccional, la que viene dada por su rigidez neutral o incluso negativa en su movimiento de guiñada [6]. En particular, uno de los modos dinámicos que está dado por este acople, conocido como *Dutch roll*, genera problemas en las alas volantes debido a que el polo dinámico del sistema asociado a este modo posee parte real negativa, pero muy cercana a cero. El análisis de las características dinámicas de este modo muestra que esta condición dinámica posee un factor de amortiguamiento casi nulo, dando paso a que se generen oscilaciones con un decaimiento demasiado prolongado, lo que indica un comportamiento marginalmente estable e inaceptable en la dinámica de la aeronave [8].

En base a lo anterior es que durante la etapa de diseño de estas aeronaves resulta imperativo analizar y verificar su estabilidad en vuelo. En particular, es en este aspecto en el que se centra el desarrollo de este estudio.

1.1.3 Análisis de la estabilidad de una aeronave de tipo ala volante

Múltiples enfoques se han planteado en la literatura para evaluar la estabilidad en vuelo de este tipo de aeronaves. En primer lugar, se tienen las estrategias basadas en el método de paneles o *Vortex Lattice Method* (VLM), el que se sustenta en formulaciones aerodinámicas de flujo potencial. Estudios relacionados con aeronaves de tipo ala volante o *Blended Wing Body* (BWB) muestran cómo este método permite calcular parámetros aerodinámicos como las derivadas de estabilidad de la aeronave. De esta forma, es posible evaluar los polos dinámicos de la plataforma, tanto en su dinámica longitudinal como lateral – direccional, y determinar su estabilidad. A partir de esto, también se pueden simular series temporales relativas a cada modo dinámico para evaluar y caracterizar su respuesta ante ciertas perturbaciones [9], [10].

Sin embargo, el método de paneles presenta ciertas limitaciones, siendo la principal el que su formulación considere flujo invíscido, dado que está basado en la teoría de flujo potencial, solo realizando estimaciones de efectos viscosos mediante correlaciones. Es por esto que estas metodologías tienden a subestimar parámetros relacionados al arrastre aerodinámico y no logran captar fenómenos no lineales como el desprendimiento de la capa límite del cuerpo. Esto queda demostrado en análisis comparativos como el realizado por Roysdon y Khalid [11], quienes analizaron la estabilidad lateral - direccional de un BWB. Mediante la comparación de coeficientes aerodinámicos de momento, como por ejemplo de momento de Yaw, determinaron que el método de paneles tiende a sobreestimar este parámetro respecto a métodos de alta fidelidad como lo es la Dinámica de Fluidos Computacional (CFD), los que sí contemplan el cálculo de esfuerzos viscosos y efectos no

lineales dada su formulación basada en las ecuaciones de Navier – Stokes y la inclusión de modelos de turbulencia.

Actualmente, la Dinámica de Fluidos Computacional se posiciona como el método de cálculo predominante dentro del análisis de estabilidad dinámica de aeronave de tipo ala volante o BWB, puesto que permite determinar sus derivadas de estabilidad dinámicas, las que se relacionan directamente con aspectos de amortiguamiento. Empleando CFD, este análisis se ha realizado mediante métodos en el dominio del tiempo, como los análisis cuasi – estáticos, el método de oscilaciones forzadas y el método de oscilaciones libres. Por otro lado, también existen métodos en el dominio de frecuencias, como el método de balance de armónicos [12].

En particular, respecto a los métodos basados en el dominio del tiempo, la utilización de formulaciones de cálculo basadas en las ecuaciones de Navier – Stokes promediadas por Reynolds (RANS) integradas en el dominio temporal ha demostrado acuerdos satisfactorios con datos experimentales. El estudio realizado por Ronch et al. [13] presenta la evaluación de derivadas de estabilidad dinámicas calculadas mediante el uso del método de oscilaciones forzadas (FOM), donde se le da un movimiento oscilatorio predefinido a la aeronave dentro del dominio computacional. Para la aeronave de referencia Standard Dynamic Model (SDM), la metodología presentaba concordancia con datos obtenidos mediante pruebas en túnel de viento.

Una metodología más novedosa para el análisis de estabilidad de alas volantes son los vuelos virtuales en túneles de viento. Esta estrategia ubica un modelo a escala de la aeronave en un túnel de viento, pero este no se encuentra fijo a un soporte, sino que posee libertad para cambiar su actitud gracias a un soporte especializado. Además, este modelo puede contar con computador de vuelo para probar estrategias de control [14], [15], [16]. Wang et al. desarrollaron un método para extraer derivadas de estabilidad directamente de las series temporales de la actitud de una aeronave de tipo ala volante en régimen de vuelo virtual en túnel de viento. Sus resultados mostraron alta concordancia con datos obtenidos de túneles de viento de forma convencional [15].

Finalmente, una alternativa que combina las metodologías basadas en CFD y en vuelos virtuales es el uso de modelos CFD con módulos de mallas dinámicas en modelos de seis grados de libertad (6DOF) para simular vuelos de aeronaves en entornos de alta fidelidad. En particular, estos modelos emplean las ecuaciones dinámicas de cuerpo rígido para modificar la posición y orientación rotacional de un cuerpo dentro de un dominio computacional, esto en función de las fuerzas y momentos ejercidos por el fluido en el que se encuentra inmerso. Dado que estos modelos implican el uso de CFD, los efectos aerodinámicos son calculados mediante métodos de alta fidelidad capaces de captar fenómenos no lineales, como la separación de flujo. Una demostración de las capacidades de este método es el trabajo realizado por Sandoval et al. [17], en el que se empleó un modelo CFD-6DOF para evaluar la estabilidad longitudinal de un UAV. Su desarrollo demostró concordancia satisfactoria entre la respuesta temporal obtenida en la simulación CFD y la obtenida mediante mediciones en ensayos de vuelo, esto ante una perturbación impulsiva del elevador de la aeronave.

1.1.4 Foco de la investigación

En base a lo anterior, este estudio se centra en el desarrollo de un modelo CFD-6DOF para la evaluación de la estabilidad dinámica – lateral de un UAV de tipo ala volante. De esta forma, se pretende abarcar la brecha identificada de falta de análisis de estabilidad de alas volantes mediante este método, el que al estar dentro de la categoría de vuelo virtual permite analizar este aspecto, aunque estas aeronaves estuvieran aún en etapa de diseño, evitando la dependencia de ensayos físicos y reduciendo costos en el desarrollo.

Por otro lado, se escoge el enfoque de analizar la dinámica lateral – direccional de la aeronave debido a que esta es la que presenta mayores desafíos para el desarrollo de alas volantes. En particular, se busca que el modelo pueda capturar los principales modos dinámicos laterales – direccionales de una aeronave de tipo ala volante, con los que se puede evaluar su estabilidad en vuelo.

1.2 Hipótesis

Los modelos dinámicos CFD-6DOF permiten una predicción confiable de la dinámica lateral – direccional de un UAV de tipo ala volante, permitiendo analizar y evaluar su estabilidad dinámica mediante vuelos virtuales que capturen la no linealidad característica de esta configuración.

1.3 Objetivos

1.3.1 Objetivo general

En base a lo descrito previamente, como objetivo general de esta investigación se plantea: Desarrollar un modelo CFD-6DOF validado experimentalmente para analizar la estabilidad dinámica lateral - direccional de UAV de tipo ala volante.

1.3.2 Objetivos específicos

El desarrollo de este proyecto de investigación contempla cuatro objetivos específicos, los que se relacionan con las etapas clave del proyecto y que conducen al cumplimiento del objetivo general. Estos objetivos específicos se definen como:

1. Caracterizar la respuesta dinámica lateral - direccional de un UAV de referencia mediante el registro de datos de actitud obtenidos de ensayos de vuelo con perturbaciones de tipo impulso.
2. Implementar un modelo computacional CFD estacionario en ANSYS Fluent para validar aspectos aerodinámicos del UAV de referencia respecto a datos reportados en la literatura.
3. Implementar un modelo computacional de seis grados de libertad (6DOF) en ANSYS Fluent para el UAV de referencia, integrando perturbaciones de superficies de control mediante funciones definidas por el usuario (UDF).
4. Validar el modelo computacional mediante la comparación de series temporales obtenidas de simulación respecto a datos experimentales medidos del UAV de referencia para su dinámica lateral – direccional.

2 Marco teórico

2.1 Fundamentos de aerodinámica

La aerodinámica es la ciencia que estudia como el aire interactúa con los cuerpos que se desplazan en él, desarrollando conceptos como campos de presión y velocidad, efectos de viscosidad y turbulencia. Dentro del análisis de la dinámica de aeronaves, esta es de particular importancia debido a que describe las fuerzas y momentos que el campo de flujo ejerce sobre esta. Estas cargas aerodinámicas surgen directamente de la integración del campo de presión y de esfuerzos de corte en la superficie del cuerpo de estudio [18], como se presenta en la Figura 1.

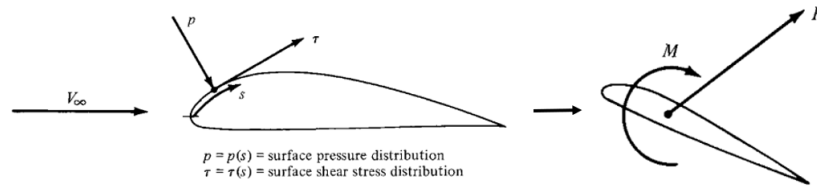


Figura 1. Fuerza y momento resultante sobre un perfil alar a partir de la distribución de presión y esfuerzo de corte en su superficie [18].

Con respecto a estas fuerzas y momentos aerodinámicos, para el caso del análisis y estudio de una aeronave, estas impactan en cómo esta se transporta dentro de la atmósfera, lo que depende de aspectos propios de su condición de operación, como velocidad de avance o densidad de la atmósfera; así como de características geométricas de esta, como su perfil alar o la propia geometría tridimensional del ala. En particular, es útil descomponer las cargas aerodinámicas de la aeronave en las tres direcciones espaciales de un marco de referencia fijo al centro de masa de esta, como se presenta en la Figura 2.

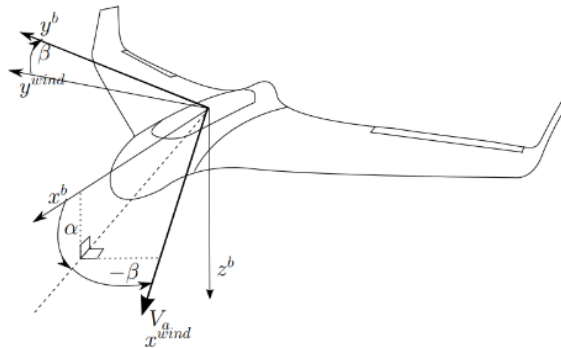


Figura 2. Marco de referencia fijo al cuerpo de la aeronave [19].

En la convención definida en el marco de referencia presentando en la Figura 2, se definen los ángulos de ataque α y de deriva β . Estos son de importancia en el estudio de la aerodinámica de aeronaves, ya que de estos dependen las cargas aerodinámicas generadas por el campo de flujo.

La caracterización de estas fuerzas y momentos se hace comúnmente en base a coeficientes adimensionales, destacando los coeficientes de sustentación, que es relativo a la fuerza que mantiene a las aeronaves en suspensión en la atmósfera durante el vuelo;

y el coeficiente de arrastre, relativo a la resistencia que ejerce la atmósfera al movimiento del cuerpo dentro de ella. Estas son definidas según

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2 \cdot S}, \quad (1)$$

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2 \cdot S}, \quad (2)$$

donde C_L y C_D son los coeficientes adimensionales de sustentación y arrastre, respectivamente; L y D son las respectivas fuerzas de sustentación y arrastre, medidas en $[N]$; ρ es la densidad del aire a la altitud de operación, medida en $\left[\frac{kg}{m^3}\right]$; V es la velocidad de avance de la aeronave, medida en $\left[\frac{m}{s}\right]$; y S es la superficie alar de la aeronave, medida en $[m^2]$ [18].

Cabe destacar que estos coeficientes no se definen directamente en los ejes del marco de referencia fijo al cuerpo, sino se encuentran alineados con la dirección de avance en forma paralela para la fuerza de arrastre y de forma ortogonal para la fuerza de sustentación. Por lo tanto, también es posible definir coeficientes adimensionales de las fuerzas y momentos aerodinámicos ejercidos sobre la aeronave en los ejes fijos al cuerpo. De esta forma, se definen

$$C_X = \frac{F_X}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2 \cdot S}; C_Y = \frac{F_Y}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2 \cdot S}; C_Z = \frac{F_Z}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2 \cdot S}, \quad (3)$$

$$C_l = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2 \cdot S \cdot b}; C_m = \frac{M}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2 \cdot S \cdot c}; C_n = \frac{N}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2 \cdot S \cdot b}, \quad (4)$$

Donde $F_{\{X,Y,Z\}}$ son las fuerzas aerodinámicas en los ejes de la aeronave, medidas en $[N]$; L , M y N son los momentos aerodinámicos en los respectivos ejes X, Y y Z de esta, medidos en $[N \cdot m]$; y b y c corresponden a la envergadura de la aeronave y su cuerda media aerodinámica, respectivamente, medidas en $[m]$ [20].

2.2 Dinámica de vuelo

Como todo sistema dinámico sometido a fuerzas y momentos, la dinámica de una aeronave en vuelo se rige según la segunda ley de Newton en su traslación y según las ecuaciones de Newton - Euler en su rotación [20]. En base a lo anterior, se definen las ecuaciones del movimiento traslacionales de una aeronave según

$$m \left[\frac{d(\bar{V})}{dt} \right]_{inercial} = m \bar{a}_{inercial} = \bar{F}$$

donde m es la masa de la aeronave en $[kg]$; $\bar{V}$ es la velocidad de esta, medida en $\left[\frac{m}{s}\right]$; $\bar{F}$ es el vector de fuerza neta actuando sobre esta, medida en $[N]$; y $\bar{a}_{inercial}$ es la aceleración de la aeronave en el marco de referencia inercial, medida en $\left[\frac{m}{s^2}\right]$, la que se define según

$$\bar{\mathbf{a}}_{inercial} = \dot{\bar{\mathbf{V}}}_{body} + \bar{\boldsymbol{\omega}}_{body} \times \bar{\mathbf{V}}_{body},$$

con $\dot{\bar{\mathbf{V}}}_{body}$ la derivada temporal de la velocidad de la aeronave en el marco fijo al cuerpo, medida en $\left[\frac{m}{s^2}\right]$; $\bar{\mathbf{V}}_{body}$ es la velocidad de esta, medida en $\left[\frac{m}{s}\right]$ y definida según

$$\bar{\mathbf{V}}_{body} = U\hat{\mathbf{i}} + V\hat{\mathbf{j}} + W\hat{\mathbf{k}};$$

y $\bar{\boldsymbol{\omega}}_{body}$ su velocidad angular, medida en $\left[\frac{rad}{s}\right]$ y definida por

$$\bar{\boldsymbol{\omega}}_{body} = P\hat{\mathbf{i}} + Q\hat{\mathbf{j}} + R\hat{\mathbf{k}},$$

donde $\hat{\mathbf{i}}$, $\hat{\mathbf{j}}$ y $\hat{\mathbf{k}}$ son los vectores unitarios relativos al marco de referencia fijo al cuerpo de la aeronave; y P , Q y R son las tasas de rotación de Roll, Pitch y Yaw, esto según la convención estándar de ángulos de Euler para representar la rotación de una aeronave mediante sus ángulos de Roll ϕ , Pitch θ y Yaw ψ [20]. De esta forma, las ecuaciones dinámicas traslacionales de la aeronave son

$$m \begin{bmatrix} \dot{U} + QW - RV \\ \dot{V} + RU - PW \\ \dot{W} + PV - QU \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_{G_X} + F_{A_X} + F_{T_X} \\ F_{G_Y} + F_{A_Y} + F_{T_Y} \\ F_{G_Z} + F_{A_Z} + F_{T_Z} \end{bmatrix}, \quad (5)$$

donde F_G , F_A y F_T son las fuerzas gravitacionales, aerodinámicas y de propulsión, respectivamente, en el marco fijo al cuerpo, medidas en $[N]$. Cabe destacar que cada variable se define en el marco de referencia fijo al cuerpo, pero las ecuaciones del movimiento se sustentan en un marco de referencia inercial, debido a que la segunda ley de Newton solo es válida en este.

Por otro lado, las ecuaciones dinámicas rotacionales de la aeronave se definen en base a la ecuación de Newton-Euler según

$$\bar{\mathbf{I}}\dot{\bar{\boldsymbol{\omega}}}_{body} + \bar{\boldsymbol{\omega}}_{body} \times \bar{\mathbf{I}}\bar{\boldsymbol{\omega}}_{body} = \bar{\mathbf{M}},$$

donde $\bar{\mathbf{I}}$ es el tensor de inercia de la aeronave, cuyas componentes se miden en $[kg \cdot m^2]$; y $\bar{\mathbf{M}}$ es el vector de momentos netos ejercidos sobre la aeronave, cuyas componentes se miden en $[N \cdot m]$. En base a lo anterior, las ecuaciones del movimiento rotacionales de una aeronave son

$$\begin{bmatrix} \dot{P}I_{xx} + QR(I_{zz} - I_{yy}) - (\dot{R} + PQ)I_{xz} \\ \dot{Q}I_{yy} - PR(I_{zz} - I_{xx}) + (P^2 - R^2)I_{xz} \\ \dot{R}I_{zz} + PQ(I_{yy} - I_{xx}) + (QR - \dot{P})I_{xz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} L_A + L_T \\ M_A + M_T \\ N_A + N_T \end{bmatrix}, \quad (6)$$

donde L_A , M_A y N_A son los momentos aerodinámicos ejercidos en los ejes de la aeronave, medidos en $[N \cdot m]$; y L_T , M_T y N_T son los momentos ejercidos debido a la propulsión. De esta forma, las ecuaciones (5) y (6) representan la dinámica completa de una aeronave en vuelo, tanto traslacional como rotacionalmente [20].

2.3 Estabilidad estática y dinámica de aeronaves

La estabilidad de un sistema dinámico se refiere a la capacidad que este posee de regresar a su estado de equilibrio ante una perturbación. Por ejemplo, explica la tendencia que podría poseer una aeronave de regresar a una condición de vuelo recto y nivelado en equilibrio ante alguna perturbación en el flujo incidente, como una ráfaga o viento cruzado. Esta estabilidad puede ser de dos tipos: estática y dinámica. La primera se refiere a la tendencia inmediata de una aeronave a desarrollar cargas aerodinámicas que la regresen a su condición de equilibrio, mientras que la segunda hace referencia al comportamiento en el tiempo que posee la aeronave luego de la perturbación y si este es capaz de devolverla a su equilibrio en estado estacionario [20].

En el caso de la estabilidad estática lateral-direccional, los criterios establecidos que una aeronave debe cumplir son análogos al de la derivada del momento de cabeceo respecto al ángulo de ataque. En esta condición, las aeronaves deben cumplir las relaciones

$$\frac{\partial C_l}{\partial \beta} < 0; \frac{\partial C_n}{\partial \beta} > 0.$$

Estas condiciones implican que la aeronave genere momentos restauradores en el sentido lateral-direccional ante perturbaciones de viento lateral [20]. Es debido a estas condiciones que estas derivadas son denotadas en forma estándar como derivadas de estabilidad lateral – direccional.

Respecto a la estabilidad dinámica, esta se evalúa mediante la progresión temporal que tiene una aeronave luego de sufrir una perturbación y su capacidad de retornar al punto de equilibrio. Esta se puede determinar mediante pruebas experimentales, simulaciones o el análisis modal de la representación linealizada de la aeronave en espacio de estados. De este último, mediante el cálculo de las derivadas de estabilidad y de control de la aeronave, se pueden construir las matrices de estados A y de entradas B del sistema lineal en representación de espacio de estados

$$\dot{x} = Ax + Bu, \quad (7)$$

donde x corresponde al vector de estados del sistema o la aeronave, los que corresponden a sus velocidades tanto traslacionales como angulares; $\dot{x}$ hace referencia a las derivadas temporales de estos estados; y u es el vector de entradas del sistema, como las deflexiones de las superficies de control o el empuje del motor de la aeronave. Al calcular los valores propios o polos de la matriz A , se cumplirá que el sistema es estable dinámicamente si todos estos tienen parte real negativa, es decir, estas deben estar en el semiplano izquierdo en el plano complejo, donde cada polo está relacionado a un modo dinámico de la aeronave [20].

Cada polo dinámico se caracteriza según su naturaleza, la que puede describir una respuesta de primer orden, si este es un valor que solo posea parte real; o de segundo orden, en caso de ser de tipo complejo conjugado. En el primer caso, la respuesta del modo dinámico se caracteriza por una transición exponencial, descrita por una constante de tiempo τ . En el segundo, la respuesta es descrita mediante una frecuencia natural ω y un factor de amortiguamiento ξ , donde este último determina su estabilidad [20].

2.4 Modos dinámicos laterales de una aeronave

Si bien la estabilidad de una aeronave se puede verificar mediante el análisis de los polos de su matriz de estados A , esto es solo válido considerándola como un sistema lineal. Al evaluar la aeronave como un sistema no lineal, donde la representación en espacio de estados no es válida, su estabilidad dinámica puede analizarse mediante el estudio de sus modos dinámicos. En el caso de la dinámica lateral – direccional de una aeronave, esta se caracteriza por tres modos dinámicos representativos: *Roll*, *Spiral* y *Dutch Roll* [20].

En primer lugar, el modo dinámico de *Roll* posee un comportamiento no oscilatorio caracterizado por una respuesta que, tal como su nombre lo indica, solo involucra el movimiento de rotación de roll alrededor del eje X fijo al cuerpo. Este destaca por ser generalmente estable, con una respuesta altamente amortiguada. Además, el modo *Roll* puede ser excitado mediante una entrada del alerón de la aeronave. Este modo dinámico es originado a partir de las características de estabilidad lateral dadas por la aerodinámica de la aeronave, donde una perturbación de momento de roll que origine una tasa de roll provocará un momento aerodinámico restaurador en su respuesta [20]. La Figura 3 presenta una esquematización del modo dinámico de *Roll*.

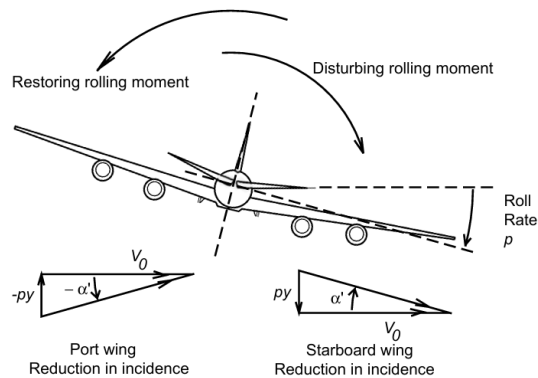


Figura 3. Esquema del modo dinámico de Roll [21].

Por otro lado, el modo *Spiral* también se caracteriza por ser no oscilatorio, es decir, posee una respuesta de primer orden, involucrando un movimiento relativamente lento de los ángulos de roll y yaw de la aeronave. Este se origina como un acoplamiento entre estos ángulos de la aeronave cuando esta posee un ángulo de bancada inicial o de roll no nulo, generando una perturbación de velocidad lateral y, por consiguiente, un ángulo de deriva. Este último provoca un momento direccional restaurador que modifica el ángulo de yaw de la aeronave, dando paso a este acoplamiento. Este modo puede ser estable o inestable, dependiendo de sus características aerodinámicas laterales y direccionales. La Figura 4 presenta una esquematización de este modo dinámico.

Finalmente, el modo *Dutch Roll*, a diferencia de los anteriores, destaca por ser un modo dinámico de segundo orden, es decir, posee una respuesta de carácter oscilatorio con una frecuencia y amortiguamiento característicos. Este implica oscilaciones concurrentes en las tres variables dinámicas del movimiento lateral – direccional de una aeronave, las que corresponden a los ángulos de deriva, de roll y de yaw. Esto se debe a que la presencia de

un ángulo de deriva en el vuelo origina momentos aerodinámicos de roll y yaw, los que dan paso a un movimiento rotacional acoplado entre estos. De esta forma, este modo dinámico usualmente comienza por la presencia de un ángulo de deriva, a diferencia del modo *Spiral* el que surge a partir de un ángulo de bancada o roll no nulo [20]. La Figura 5 presenta un esquema del modo dinámico *Dutch Roll*.

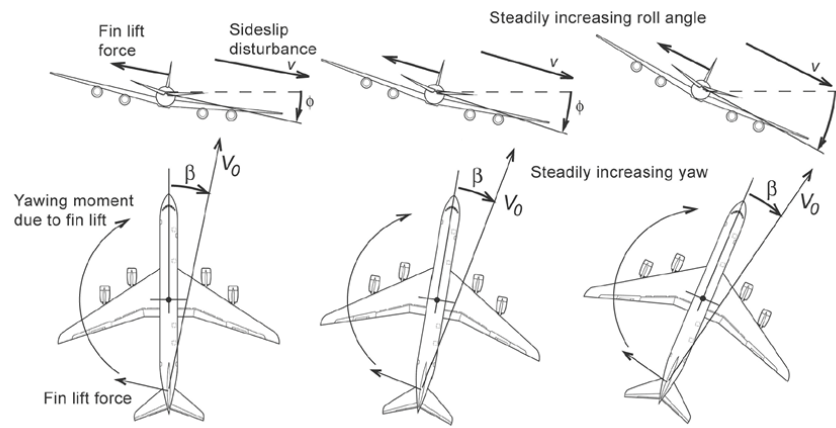


Figura 4. Esquema del modo dinámico *Spiral* [21].

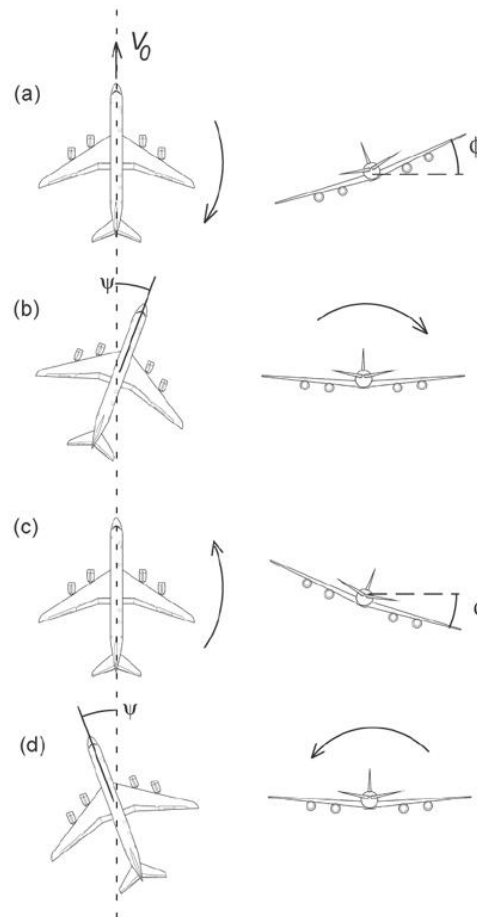


Figura 5. Esquema del modo dinámico *Dutch Roll* [21].

2.5 Fundamentos de la Dinámica de Fluidos Computacional

La Dinámica de Fluidos Computacional (CFD, por sus siglas en inglés) es una rama de la mecánica de fluidos en la que se emplean métodos numéricos para resolver las ecuaciones físicas que gobiernan el comportamiento fluidodinámico en diversos casos de estudio. Esta surge como un complemento al uso de la teoría pura o de la experimentación para el estudio y análisis de problemas relacionados a la mecánica de fluidos [22]. Entre sus aplicaciones se destaca el análisis del flujo interno en equipos industriales, como turbomáquinas; así como casos de fluidodinámica externa, siendo este el caso de análisis aerodinámicos como el de este estudio [22], [23].

De esta forma, esta técnica se enfoca en la resolución de las ecuaciones de gobierno de la mecánica de fluidos, esto utilizando diferentes estrategias como el método de diferencias finitas, el método de elementos finitos o el método de volúmenes finitos [22]. En base a lo anterior, el CFD se encarga de resolver principalmente la ecuación de continuidad, definida según

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \bar{\mathbf{V}}) = 0, \quad (8)$$

y la ecuación de conservación de moméntum, definida según las ecuaciones de Navier – Stokes vectorialmente

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho u)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho u \bar{\mathbf{V}}) &= -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yx}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zx}}{\partial z} + \rho f_x \\ \frac{\partial(\rho v)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho v \bar{\mathbf{V}}) &= -\frac{\partial p}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zy}}{\partial z} + \rho f_y \\ \frac{\partial(\rho w)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho w \bar{\mathbf{V}}) &= -\frac{\partial p}{\partial z} + \frac{\partial \tau_{xz}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zz}}{\partial z} + \rho f_z \end{aligned} \quad (9)$$

donde ρ es la densidad del fluido; $\bar{\mathbf{V}}$ es el vector de velocidad de este, con componentes u , v y w ; p corresponde a la presión estática; τ_{ij} son las componentes del tensor de esfuerzos de corte y f_i son las componentes del vector de fuerzas de cuerpo ejercidas sobre el fluido [22], [23].

Si bien las ecuaciones presentadas previamente describen el comportamiento exacto de los fluidos, su resolución directa conlleva capturar todas las escalas de turbulencia presentes en el flujo, lo que hace esta actividad inviable debido al alto costo computacional que requiere. Por lo tanto, para solventar esto surgen diversas estrategias, dentro de las que destaca el método de Promediación de Reynolds de las ecuaciones de Navier – Stokes o RANS, en el que las cantidades físicas del fluido se descomponen según

$$\phi = \bar{\phi} + \phi',$$

donde $\bar{\phi}$ es la parte media o promediada en el tiempo y ϕ' es la parte fluctuante. De esta forma, en los métodos RANS resuelven las ecuaciones de gobierno para las componentes promediadas temporalmente de las propiedades del flujo [23].

Sin embargo, este procedimiento añade una nueva incógnita al sistema, que se denota como el tensor de esfuerzos de Reynolds. Para resolver este problema se han desarrollado

diversos modelos de turbulencia, los que implementan relaciones matemáticas o agregan ecuaciones diferenciales adicionales al sistema para obtener los componentes de este tensor de esfuerzos. Entre estos destacan el modelo Spalart – Allmaras, el modelo $k - \varepsilon$ y el modelo $k - \omega$ [23].

Para el caso de estudios de aerodinámica externa en aplicaciones aeroespaciales [23], la literatura especializada destaca la variante SST (Shear Stress Transport) del modelo de turbulencia $k - \omega$, propuesta por Menter [24]. Esto se debe a que su formulación lo hace apropiado para capturar altos gradientes de presión en el campo de flujo en las cercanías de las paredes del cuerpo estudiado, logrando representar de forma satisfactoria zonas complejas como capas límites aerodinámicas. Este modelo agrega dos ecuaciones de transporte al sistema, estas para las cantidades físicas de energía cinética turbulenta k y de frecuencia de turbulencia ω , definidas respectivamente según

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho k \bar{\mathbf{V}}) = \nabla \cdot \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \nabla(k) \right] + P_k - \beta^* \rho k \omega \quad (10)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \omega \bar{\mathbf{V}}) = & \nabla \cdot \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_{\omega,1}} \right) \nabla(\omega) \right] + \gamma_2 \left(2\rho S_{ij} \cdot S_{ij} - \frac{2}{3} \rho \omega \frac{\partial U_i}{\partial x_j} \delta_{ij} \right) \dots \\ & \dots - \beta_2 \rho \omega^2 + 2 \frac{\rho}{\sigma_{\omega,2} \omega} \frac{\partial k}{\partial x_k} \frac{\partial \omega}{\partial x_k} \end{aligned} \quad (11)$$

Adicionalmente, este incluye funciones de mezclado que le permiten emplear el modelo $k - \varepsilon$ en las zonas lejanas al cuerpo de estudio, generando transiciones suaves entre los modelos utilizados para evitar inestabilidades en la resolución [23].

3 Metodología

La metodología general de trabajo se encuentra subdividida en tres etapas, donde la primera se encuentra orientada a la parte experimental del proyecto, mientras que las dos restantes se encuentran relacionadas a la modelación numérica. Estas etapas son la relativa a los ensayos de vuelo con un UAV de referencia, la implementación de un modelo CFD estático y del modelo dinámico CFD-6DOF para el UAV de referencia, en conjunto con su respectiva validación. Esta metodología se resume en el esquema presentado en la Figura 6.

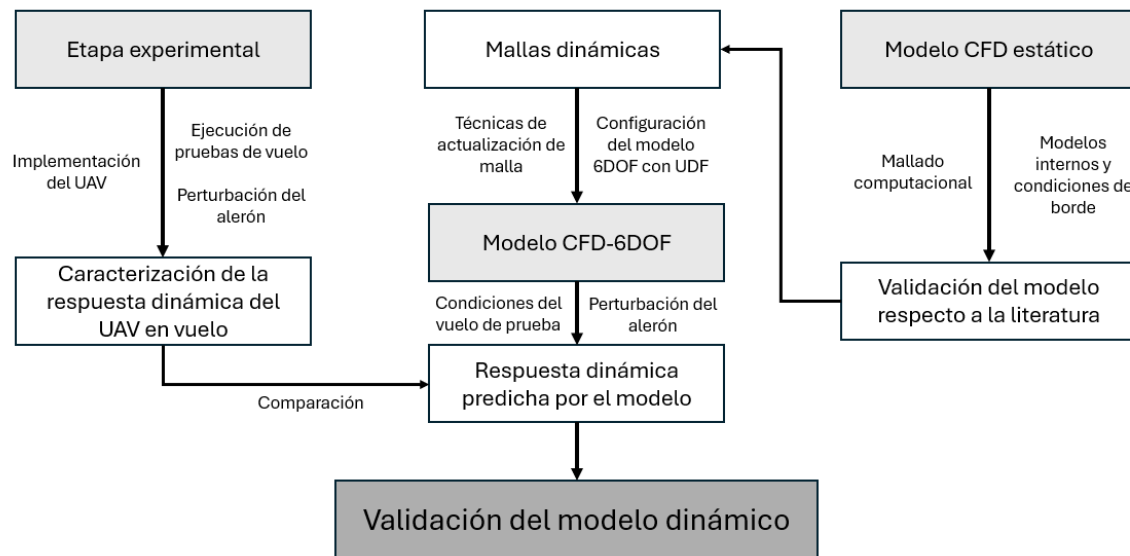


Figura 6. Esquema de la metodología general del estudio.

A continuación, se explica a detalle la metodología a seguir en cada etapa del proyecto, además de una descripción de las herramientas y softwares utilizados.

3.1 Ensayos de vuelo con un UAV de referencia

Esta sección presenta la metodología desarrollada para la implementación e instrumentación del UAV de referencia, esto con la finalidad de poder ejecutar los vuelos de prueba para registrar su respuesta dinámica ante una perturbación y recopilar información de esta para la validación del modelo dinámico desarrollado.

3.1.1 Skywalker X8 Flying Wing UAV

El UAV de referencia escogido para el desarrollo de este proyecto fue el *Skywalker X8 Flying Wing*, en particular al ejemplar del Grupo de Interés de Aeronaves no Tripuladas (GIANT) de la UdeC, alias “Cuervo/Küreu”, el que es presentado en la Figura 7. Esto se debe a que este es un modelo comercial que presenta una extensa documentación bibliográfica, en particular en aspectos de modelamiento aerodinámico [19], [25], [26], [27], [28]. Por otro lado, este UAV es un ejemplo clásico de aeromodelo en configuración de Ala Volante, donde el análisis de estabilidad lateral – direccional resulta de suma importancia

para este tipo de aeronaves dada su falta de empenaje y, en consecuencia, de un estabilizador vertical.



Figura 7. Skywalker X8 Flying Wing del GIANT UdeC, alias "Küreu".

Con respecto a su configuración, el *Skywalker X8*, de aquí en más abreviado *SX8*, posee una envergadura de 2.120 [m] y una longitud total de 790 [mm]. Estas dimensiones se presentan en la Figura 8. Por otro lado, este cuenta con dos elevones, uno en cada ala, como superficies de control, además de *winglets* en las puntas de cada ala para actuar como estabilizadores verticales. Este es propulsado mediante un motor eléctrico con hélice, el que se encuentra ubicado en la parte posterior del fuselaje. Además, en este último cuenta con una bahía para ubicar los diferentes componentes electrónicos requeridos para vuelo radiocontrolado y fuentes de energía como baterías.

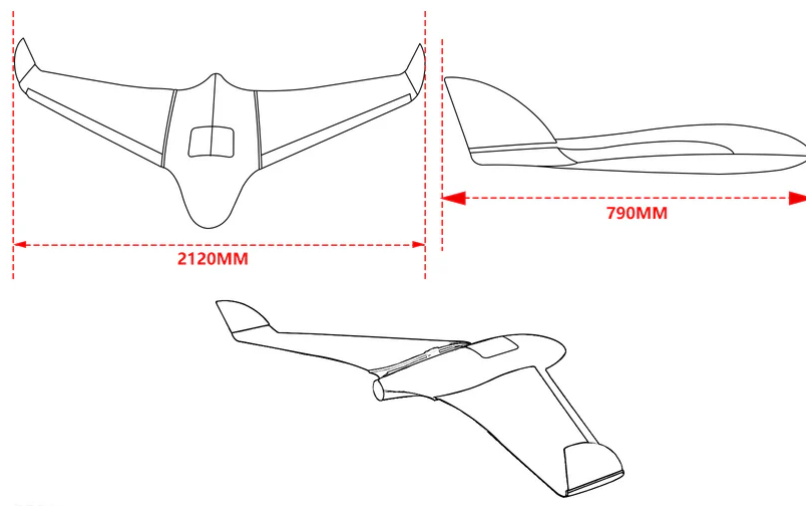


Figura 8. Dimensiones principales del Skywalker X8 [29].

3.1.2 Sistema de vuelo de la aeronave

El sistema de vuelo de la aeronave contempla todo lo que permite que esta pueda funcionar y operar en vuelo. Este incluye componentes como la fuente de energía, los sensores instalados en la aeronave, los actuadores de las superficies de control, el sistema de propulsión, el computador de vuelo o autopiloto, la telemetría, etc. La Figura 9 presenta un esquema de este sistema de forma global, incluyendo sus componentes específicos y cómo estos interactúan.

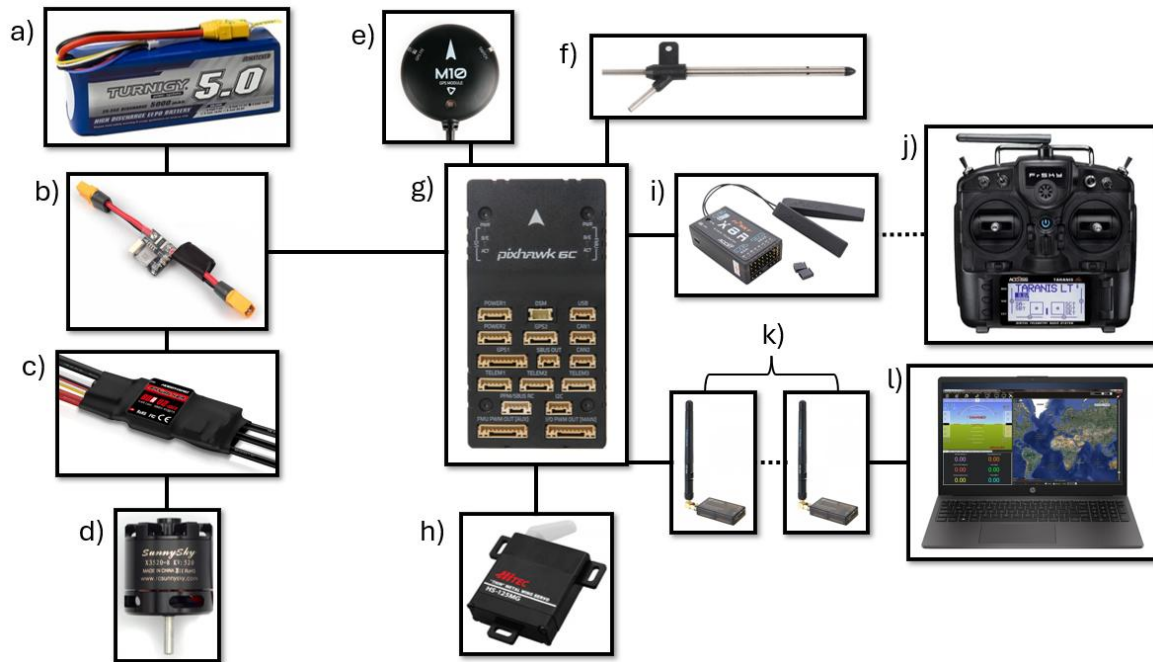


Figura 9. Sistema de vuelo del UAV.

A continuación, se presenta una breve descripción de cada uno de los componentes de este sistema:

- a) **Batería LiPo 6S:** Es la fuente de energía de la aeronave, alimentado tanto al motor como a los sensores y actuadores de esta. Para las pruebas experimentales se escogió una batería LiPo de 6 celdas y 5000 [mAh] de capacidad.
- b) **Módulo de poder PM02:** Módulo encargado de distribuir y regular la energía entregada por la batería que va tanto hacia el sistema propulsivo como al autopiloto.
- c) **Controlador electrónico de velocidad 80A (ESC):** Componente encargado de regular la velocidad o RPM de un motor eléctrico *brushless* según la señal enviada por el controlador de vuelo.
- d) **Motor eléctrico brushless 3520 KV520:** Componente del sistema propulsivo encargado de transformar la energía eléctrica suministrada por las baterías en empuje para el UAV en conjunto con su hélice.
- e) **GPS M10:** Sensor GNSS de tipo GPS, encargado de medir y registrar la posición del UAV en vuelo. También incluye un magnetómetro para la medición de orientación de la aeronave.

- f) **Sensor de velocidad de vuelo MS4525DO**: Sensor de presión diferencial de tipo Tubo Pitot para la medición de velocidad de vuelo o *Airspeed* de la aeronave.
- g) **Autopiloto Pixhawk 6C**: Controlador de vuelo de la aeronave encargado activar los actuadores, registrar mediciones de los sensores, recibir y transmitir señales de telemetría, etc. Cuenta con diversos sensores como acelerómetros y giróscopos.
- h) **Servomotores Hitec HS-125MG**: Actuadores encargados de generar la deflexión de los elevones según las señales PWM provenientes del controlador de vuelo.
- i) **Receptor Frsky x8r**: Componente encargado de recibir las señales transmitidas por el piloto mediante el radiocontrol y enviarlas al controlador de vuelo.
- j) **Radiocontrol Frsky Taranis X9 Lite**: Control utilizado por el piloto para controlar la aeronave de forma remota.
- k) **Kit de antenas de radio para telemetría**: Par de antenas de señales de radio, donde la transmisora está conectada al controlador de vuelo y la receptora está vinculada a la estación en tierra. Su función es comunicar la información del controlador de vuelo y las mediciones de los sensores con la estación en tierra de forma remota.
- l) **Computadora de estación en tierra**: Equipo encargado de monitorear la información enviada por telemetría mediante el software *Mission Planner* de *Ardupilot*.

3.1.3 Sensores implementados en la aeronave

Como se describió en la sección 3.1.2, el UAV utilizado para los ensayos de vuelo cuenta con diversos sensores para la medición de los datos necesarios para la caracterización de su respuesta dinámica ante una perturbación. En particular, entre estos destacan sensores incluidos en el controlador de vuelo.

El autopiloto Pixhawk 6C contempla redundancia entre sus sensores inerciales, como acelerómetros y giróscopos, al incluir tanto el módulo ICM-42688-P como BMI088. Estos sensores son de particular importancia, dado que sus mediciones se remiten a velocidades y aceleraciones lineales mediante los acelerómetros, así como a ángulos y tasas de rotación mediante los giróscopos. Estas mediciones son las necesarias para poder caracterizar la respuesta temporal de la aeronave ante una perturbación. Por otro lado, este controlador de vuelo también incluye un magnetómetro IST8310 para la medición de orientación y un barómetro MS5611 para la medición de altitud en vuelo de la aeronave.

De forma adicional a lo contemplado por el autopiloto, el SX8 también fue instrumentado con un sensor GPS M10 para el registro de posición espacial del UAV, el que también cuenta con un magnetómetro IST8310 para la medición de orientación de este. Por otro lado, también se instaló un sensor de velocidad de vuelo o *Airspeed* MS4525DO, el que es del tipo Tubo Pitot, por lo que registra la velocidad de la aeronave a través de la medición de la diferencia de presión estática y dinámica del flujo de viento incidente. Este sensor es de importancia para la caracterización de la condición de borde de entrada de velocidad para el proceso de modelación numérica en CFD.

3.1.4 Sistema de propulsión y superficies de control

Con respecto a su sistema de propulsión, el SX8 cuenta con propulsión a hélice mediante un motor brushless. Este último es un modelo 3520 KV520, el que posee un eje diseñado para hélices de tipo 14x8 y un empuje máximo de 5400 [g]. La regulación de las RPM del motor, y en consecuencia su velocidad de giro está dada por el controlador electrónico de velocidad o ESC, el que recibe la alimentación de la batería mediante el módulo de poder PM02 y es comandado por la señal enviada por el controlador de vuelo.

Con respecto a las superficies de control, como se mencionó previamente, el SX8 cuenta con dos elevones, uno en cada ala de la aeronave. Estas superficies se denominan de esta forma en el caso de alas volantes dado que cumplen tanto la función de elevadores, cuando son accionadas de forma simétrica, como la función de alerones, esto cuando son accionadas asimétricamente. La Figura 10 muestra los elevones del SX8.

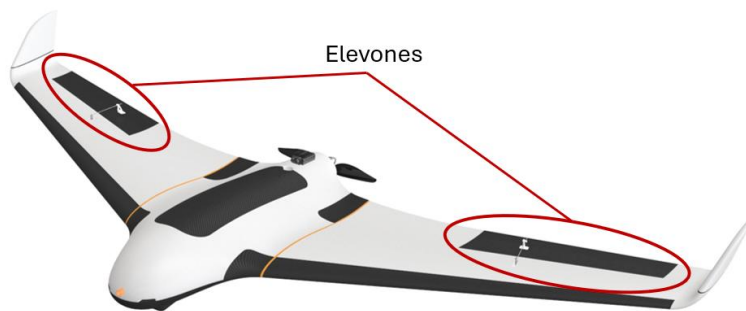


Figura 10. Elevones del Skywalker X8 [29].

Para el accionamiento de estas superficies de control, el SX8 cuenta con dos servomotores, uno para cada elevón. Estos reciben señales PWM directamente desde el controlador de vuelo, en función de lo comandado por el piloto a través del radio control. De esta forma, estos generan una rotación de su eje la que a su vez produce la deflexión de las superficies de control para maniobrar el UAV. Estos son de suma importancia para la realización de los ensayos de vuelo, dado que la finalidad de estos es registrar la respuesta temporal de la aeronave ante una excitación impulsiva de los elevones en forma de alerón.

3.1.5 Protocolos de maniobras para los vuelos experimentales

La prueba de vuelo de impulso del alerón tiene por objetivo excitar los modos dinámicos laterales del SX8, a fin de obtener la respuesta transitoria libre de la aeronave ante una perturbación en alabeo. Los datos registrados por el autopiloto durante esta maniobra constituyen el insumo experimental para la validación del modelo CFD - 6DOF.

Previo al ensayo, se cargan las baterías de la aeronave y del radiocontrolador, luego verificando el estado general de la aeronave mediante la lista de revisión preoperacional. Posteriormente, se realiza una calibración en pista de los sensores de la aeronave, en particular del acelerómetro, del magnetómetro y del GPS. Una vez en vuelo, el piloto lleva la aeronave a vuelo recto y nivelado a una altura de seguridad determinada según las condiciones meteorológicas del día. Desde esa condición de equilibrio, se aplica una

deflexión del *stick* de alerón equivalente al 50% de su recorrido en un tiempo aproximado de un segundo, retornando luego a posición neutral. Esta excitación de tipo impulsiva introduce una perturbación de alabeo de amplitud finita y corta duración, la que suficiente para excitar los modos laterales sin comprometer la seguridad del vuelo.

Tras el retorno del *stick* a la posición neutral, el piloto libera el control del alerón y permite que la aeronave evolucione libremente durante un máximo de 15 segundos, sin aplicar correcciones de guiñada ni de alabeo. Si durante el período de respuesta libre se detectan signos de inestabilidad, como crecimiento sostenido del ángulo de alabeo o pérdida de control direccional, el piloto debe retomar el mando inmediatamente para restablecer el vuelo nivelado. Esta condición indica que la aeronave no recupera su equilibrio por sí sola y existe riesgo de entrada en pérdida.

En caso de que la maniobra se desarrolle sin inconvenientes, se repite en dos ocasiones adicionales bajo las mismas condiciones, es decir, siguiendo la secuencia de alcanzar vuelo recto y nivelado, luego aplicar un impulso al 50% de capacidad del alerón en un segundo y finalmente permitiendo respuesta libre de 15 segundos. Esto se realiza con el propósito de obtener réplicas estadísticamente comparables que permitan evaluar la repetibilidad del ensayo. Al finalizar la tercera ejecución, el piloto retoma el control de la aeronave y procede a la siguiente actividad del plan de vuelo.

3.2 Modelo CFD estático

Esta sección presenta la metodología seguida para la validación estática del modelo CFD, cuya importancia radica en determinar si el modelo representa correctamente la física del problema en base a parámetros de la grilla computacional o modelo de turbulencia escogido, esto previo a la implementación de condiciones dinámicas.

3.2.1 Geometría computacional desarrollada del SX8

La geometría generada del SX8 para el desarrollo del modelo numérico CFD se hizo en base al trabajo realizado por Gryte [25], quien modeló la aeronave a partir de las diferentes secciones transversales que la componen. Las secciones utilizadas por el autor son presentadas en la Figura 11. Adicionalmente, este también incluye una tabla con las secciones utilizadas incluyendo información respecto a la cuerda, la distancia desde la nariz de la aeronave y la posición de la sección en la semienvigadura. Esta tabla se presenta en la Figura 12.

Siguiendo la metodología de Gryte, la geometría de la aeronave se generó a partir de una combinación entre estas secciones transversales utilizando el software *ANSYS Discovery* para diseño asistido por computador. Con respecto a los *winglets* ubicados en las puntas de las alas, estas se generaron a partir de mediciones propias realizadas a un ejemplar de SX8 presente en el Laboratorio de Técnicas Aeroespaciales de la Universidad de Concepción. La Figura 13 presenta una comparación entre el SX8 físico y el modelo geométrico generado computacionalmente.

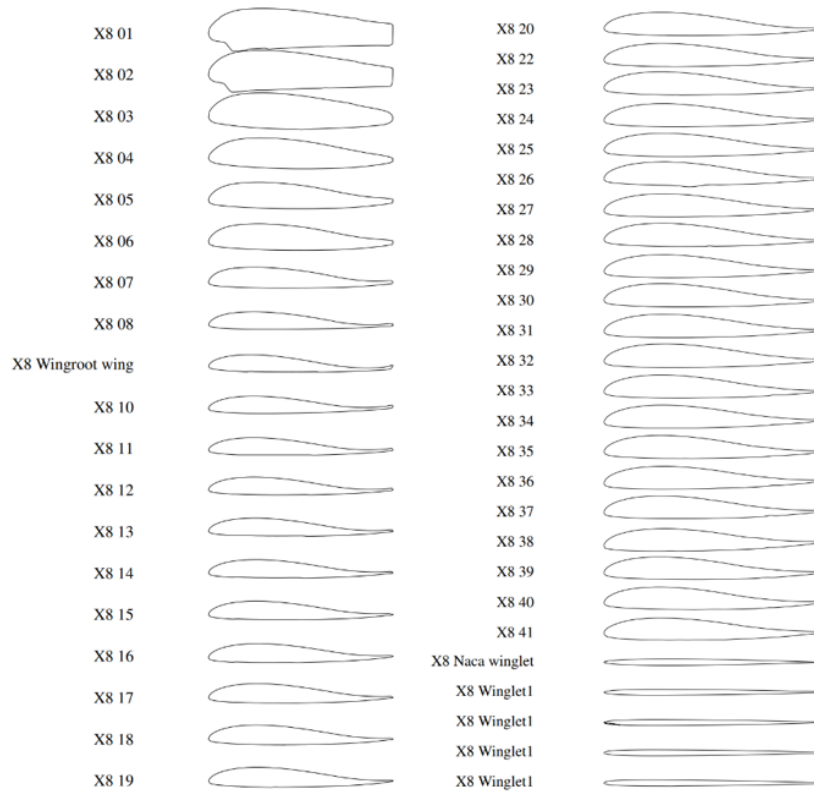


Figura 11. Secciones transversales del Skywalker X8 recopiladas por Gryte [25].

Airfoil number	Dist. from center	Chord	LE Offset	Comment	Repr. by
1	0	779,000	0,000		3
2	25	774,600	4,400	Estimated chord	3
3	50	753,348	19,700		3
4	75	692,599	49,900		4
5	100	620,702	102,180		5
6	125	547,641	161,267		6
7	150	494,808	204,268		7
8	175	461,720	231,875		8
Wingroot,body	195	445,829	245,837		20
Wingroot,wing	205	436,871	253,573		20
10	225	428,979	262,843		20
11	250	414,192	275,748		20
12	275	403,205	288,663		20
13	300	391,341	301,437		20
14	325	380,609	314,544		20
15	350	370,033	327,433		20
16	375	360,294	340,223		20
17	400	350,901	353,161		20
18	425	343,200	366,155		20
19	450	335,133	379,176		20
20	475	327,885	392,087		20
21	500	320,584	405,083	Start of elevon	20
22	525	314,024	418,015		20
23	550	308,711	430,978		20
24	575	301,146	443,946		20
25	600	293,704	456,911		20
26	625	286,423	469,913		20
27	650	282,237	482,769		20
28	675	275,947	495,724		20
29	700	268,653	508,637		20
30	725	260,842	521,634		20
31	750	253,779	534,430		20
32	775	249,922	547,322	Estimated chord	20
33	800	243,120	560,308		20
34	825	236,956	573,171		20
35	850	230,093	586,125		20
36	875	222,698	599,141		20
37	900	217,288	611,909		20
38	925	210,883	624,862		20
39	950	203,884	637,884		20
40	975	196,868	650,844	End of elevon	20
	987,5				20
41	1000	190,113	663,906		20

Figura 12. Información entregada por Gryte respecto a la ubicación y cuerda considerada para cada sección del UAV [25].

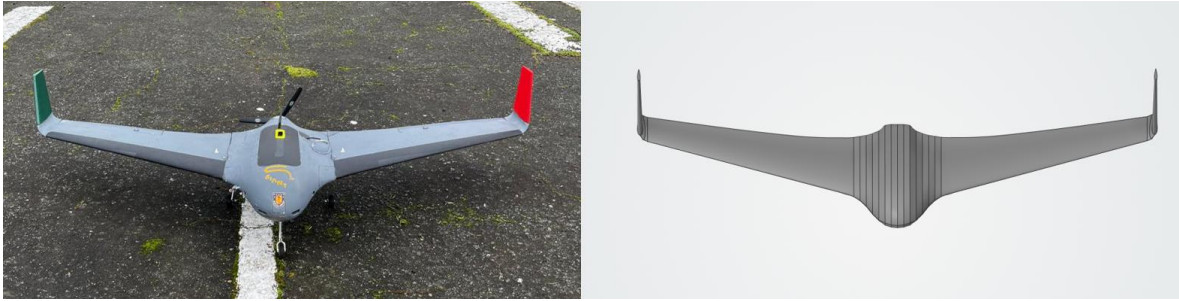


Figura 13. Comparación del modelo físico del Skywalker X8 y la geometría generada.

3.2.2 Dominio y grilla computacional

Con respecto al dominio computacional para el modelo CFD, las dimensiones de este se escogieron a partir de las empleadas por Sandoval en su modelo dinámico [17]. En particular, estas fueron escogidas con la finalidad de que las condiciones de borde se encuentren lo suficientemente alejadas del cuerpo del UAV, para que estas no afecten el cálculo del campo de flujo alrededor de este.

El dominio computacional está dividido en tres secciones, notando que en modelación CFD de fenómenos de aerodinámica externa este representa un volumen de control externo al cuerpo de estudio. En primer lugar, se tiene la zona interna, que es la que encapsula el volumen vacío que representa al UAV, que corresponde a una esfera de 2.5 [m] de radio alrededor de este. En particular, esta zona es de particular importancia, debido a que su rol es mantener un refinamiento adecuado para la resolución del campo de flujo y de la capa límite alrededor de la aeronave.

Posteriormente, se tiene la zona externa, que corresponde a todo el dominio fuera de la zona interna y que no posee un refinamiento estricto dada su lejanía con el UAV. Finalmente, se tiene el cuerpo de influencia o *Body of Influence* (BOI), el que se utiliza para generar un refinamiento intermedio entre la zona interna y externa, con el fin de captar adecuadamente la estela generada por el flujo al interactuar con el UAV. Las dimensiones de este BOI se escogieron según criterio ingenieril. La Figura 14 presenta un esquema del dominio computacional generado, presentando sus dimensiones principales y destacando el mallado computacional alrededor del UAV.

Con respecto al tratamiento de la pared correspondiente al SX8, para la correcta resolución de la capa límite, en el proceso de mallado se incluyeron capas de inflación para este propósito. Estas capas son una herramienta en la que se generan capas de celdas en la discretización computacional, donde estas presentan una tasa de crecimiento definida a medida que se alejan del cuerpo. Son particularmente útiles para el refinamiento de zonas cercanas a la pared para la resolución de la capa límite y la captación de gradientes de velocidad, como se presenta en la Figura 15. La Figura 16 presenta este refinamiento de pared mediante capas de inflación alrededor del UAV en la grilla computacional generada.

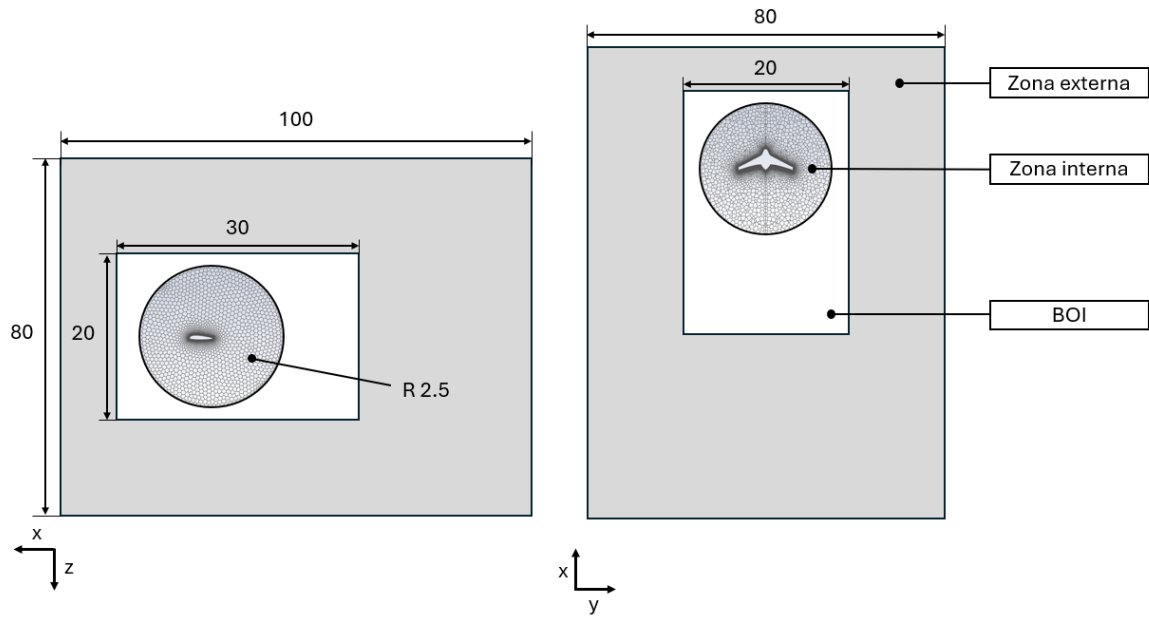


Figura 14. Dominio computacional generado para el modelo CFD estático (unidades en metros y figura no a escala).

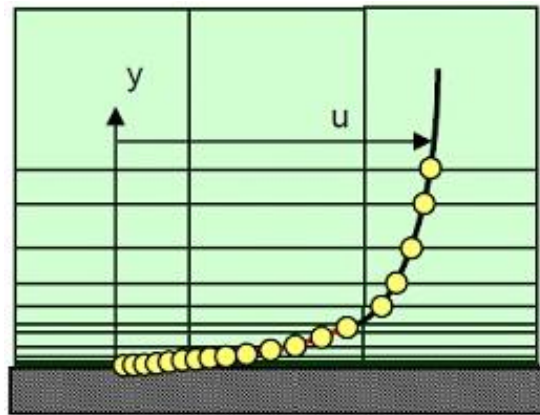


Figura 15. Esquema de las capas de inflación en mallados computacionales.

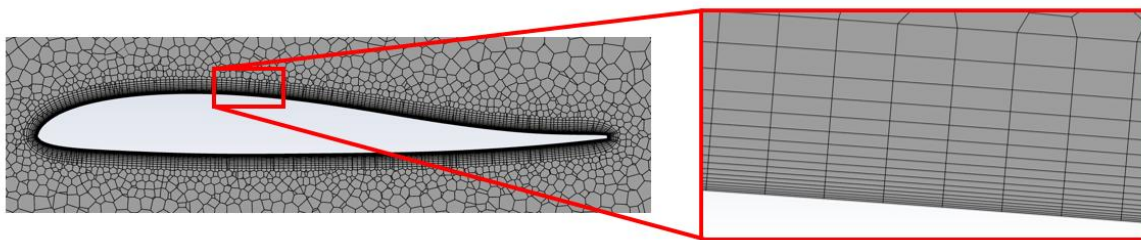


Figura 16. Tratamiento de pared utilizado en el mallado computacional del Skywalker X8.

En particular, la configuración utilizada de capas de inflación para el refinamiento de la grilla computacional en las paredes del SX8 se hizo con la finalidad de alcanzar valores de y^+ con valores inferiores a 5, lo que permite la resolución directa de la capa límite en el campo

de flujo. Este requisito en el rango de y^+ viene dado de la elección de modelo de turbulencia $k - \omega SST$ escogido para la modelación CFD [30]. La Figura 17 presenta el contorno de y^+ en la pared del SX8 debido al refinamiento configurado.

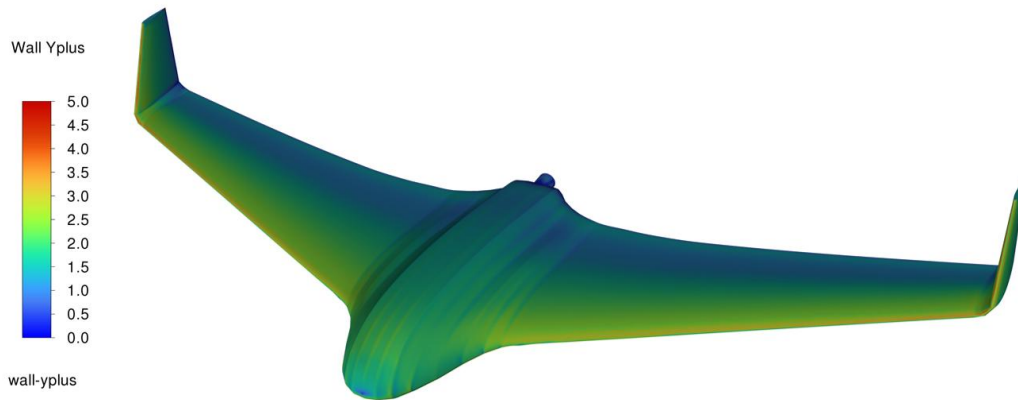


Figura 17. Contorno de y^+ en la pared del Skywalker X8.

3.2.3 Análisis de convergencia de grilla

El análisis de convergencia de grilla es un procedimiento empleado en modelamiento CFD para verificar que los resultados obtenidos son independientes del nivel de discretización del dominio. En toda simulación, el dominio físico se divide en un conjunto de celdas que conforman la grilla computacional, donde las ecuaciones de gobierno del flujo se resuelven de forma discreta en cada una de ellas. Dado que el tamaño de estos elementos influye directamente en la precisión de la solución, este análisis busca identificar el nivel de refinamiento a partir del cual los resultados permanecen estables dentro de un margen de tolerancia aceptable, conocido como la zona de convergencia o independencia de grilla.

Este procedimiento es fundamental para garantizar la validez de los resultados, ya que permite demostrar que las conclusiones del estudio reflejan el comportamiento físico real del sistema y no son causadas por la discretización numérica. Sin este análisis, no es posible afirmar que una malla determinada es suficientemente precisa, lo que comprometería la credibilidad de toda la simulación.

Para llevar a cabo este análisis se generaron tres niveles de refinamiento de malla: gruesa, media y fina; ejecutando en cada caso simulaciones en régimen estacionario bajo las mismas condiciones de contorno. La variable de comparación utilizada fue el coeficiente de sustentación de la aeronave, evaluando la variación porcentual entre grillas sucesivas hasta verificar que la convergencia de la solución. Los resultados de este procedimiento se presentan en el gráfico de la Figura 18.

En base a este resultado, se concluye que la zona de convergencia de grilla se encuentra entre el nivel de refinamiento de las mallas media y fina. Por lo tanto, el resto del proyecto se continuará empleando los niveles de refinamiento utilizados en la grilla computacional media para reducir el costo computacional ligado a este factor.

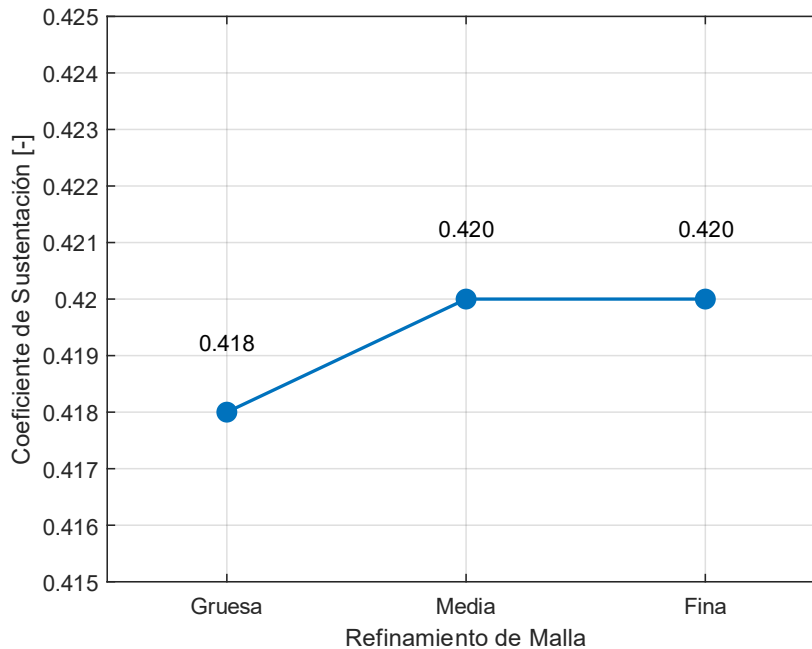


Figura 18. Variación del coeficiente de sustentación de la aeronave para diferentes niveles de refinamiento de la grilla computacional.

3.2.4 Validación del modelo CFD estático

Para verificar el correcto funcionamiento del modelo desarrollado, esto respecto a la configuración de la grilla computacional, modelos de turbulencia utilizados y condiciones de borde empleadas, se realizó un procedimiento de validación del modelo mediante simulaciones estacionarias. La importancia de este desarrollo para el estudio general radica en evaluar que el modelo represente correctamente la aerodinámica de la aeronave, verificando esto antes de la implementación del modelo dinámico. La configuración del software ANSYS Fluent y los parámetros utilizados se presentan a detalle en el Anexo A: **Configuración del modelo CFD en ANSYS Fluent.**

Para esto, se replicaron las condiciones de vuelo empleadas por Gryte [19] y Reinhardt [28], en sus estudios sobre el desarrollo de un modelo aerodinámico del Skywalker X8. En particular, se replicaron las condiciones de velocidad de flujo incidente y de propiedades físicas del aire según los regímenes de número de Reynolds utilizados en sus pruebas, los que se encontraban entre 400000 y 500000.

Para fines de validación, se comparan los valores obtenidos de coeficientes aerodinámicos de sustentación y arrastre para diferentes ángulos de ataque. Este análisis se realiza con respecto a los modelos aerodinámicos desarrollados por Reinhardt mediante identificación de sistemas a partir de datos de vuelo, cuyo estudio fue escogido debido a que incluye correcciones en la metodología seguida previamente por Gryte. Este barrido en el ángulo de ataque se ejecutó configurando simulaciones con diferentes componentes de velocidad de entrada, ajustando las componentes vertical y horizontal para generar el ángulo de ataque deseado, manteniendo el UAV en una orientación nula.

3.2.5 Caracterización del efecto de los elevones del SX8

Finalmente, el modelo estático se utiliza para la caracterización de las superficies de control de la aeronave. Este procedimiento resulta necesario puesto que en el modelo dinámico desarrollado no se modelan explícitamente los elevones del UAV, sino que su efecto se incluye mediante fuerzas y momentos externos. Por lo tanto, estas cargas externas se deben caracterizar en función del ángulo de deflexión de estas superficies de control.

Para esto, a la geometría computacional de la aeronave se le agregan explícitamente sus elevones, de forma que estos se puedan deflectar. Posteriormente, se generan dominios y grillas computacionales para las geometrías respectivas de un barrido de deflexiones de estas superficies. Cabe destacar que este proceso se realiza tanto para caracterizar la función de elevadores, mediante deflexiones simétricas, como de alerones, mediante deflexiones asimétricas. La Figura 19 presenta la geometría computacional del SX8 con sus elevones modelados explícitamente.

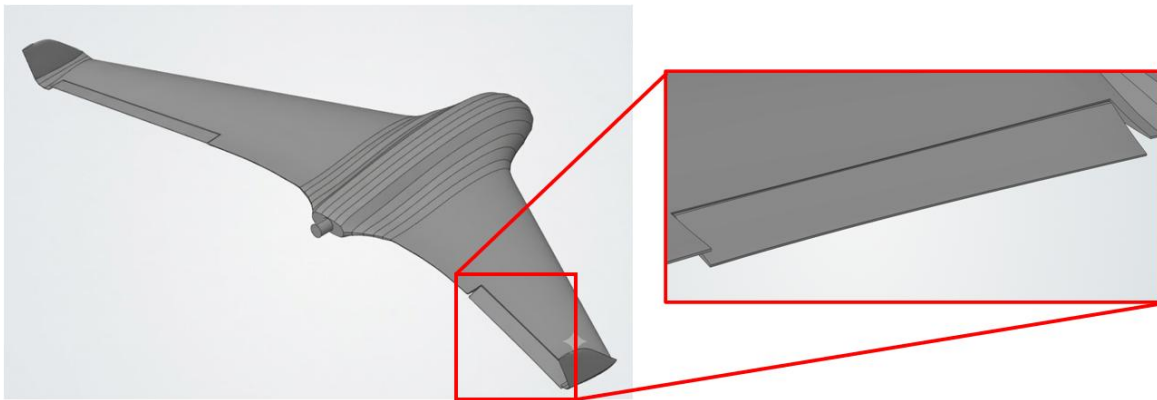


Figura 19. Elevones modelados en la geometría computacional del SX8.

De esta forma, de las simulaciones CFD estacionarias ejecutadas para cada caso se obtienen las curvas de variaciones de cargas aerodinámicas en función del ángulo de deflexión del elevón. En particular, para el caso de la deflexión en forma de elevador se calculan las variaciones de fuerzas en las direcciones X y Z en el marco de referencia fijo al cuerpo, como del momento aerodinámico de pitch, las que son presentadas en la Figura 20. Por otro lado, para el caso de la deflexión como alerones, se calculan las variaciones de fuerza en la dirección Y, o fuerza lateral, y de los momentos aerodinámicos de roll y yaw, las que se presentan en la Figura 21. Cabe destacar que estas variaciones de fuerzas se calculan respecto al caso base sin deflexión de superficies de control y con respecto al marco de referencia fijo al cuerpo del UAV.

En base a las regresiones lineales presentadas en los gráficos anteriores, se determinan las derivadas de control del SX8 para cada tipo de superficie de control, esto mediante el cálculo de sus pendientes. De estas derivadas, las relativas al elevador son de utilidad para el cálculo de una deflexión de trimado, mientras que las relativas al alerón son empleadas para el cálculo de las cargas externas producidas por una excitación impulsiva de este. Las derivadas de control calculadas se presentan en la Tabla 1, junto con el parámetro R^2 relativo a la regresión lineal obtenida.

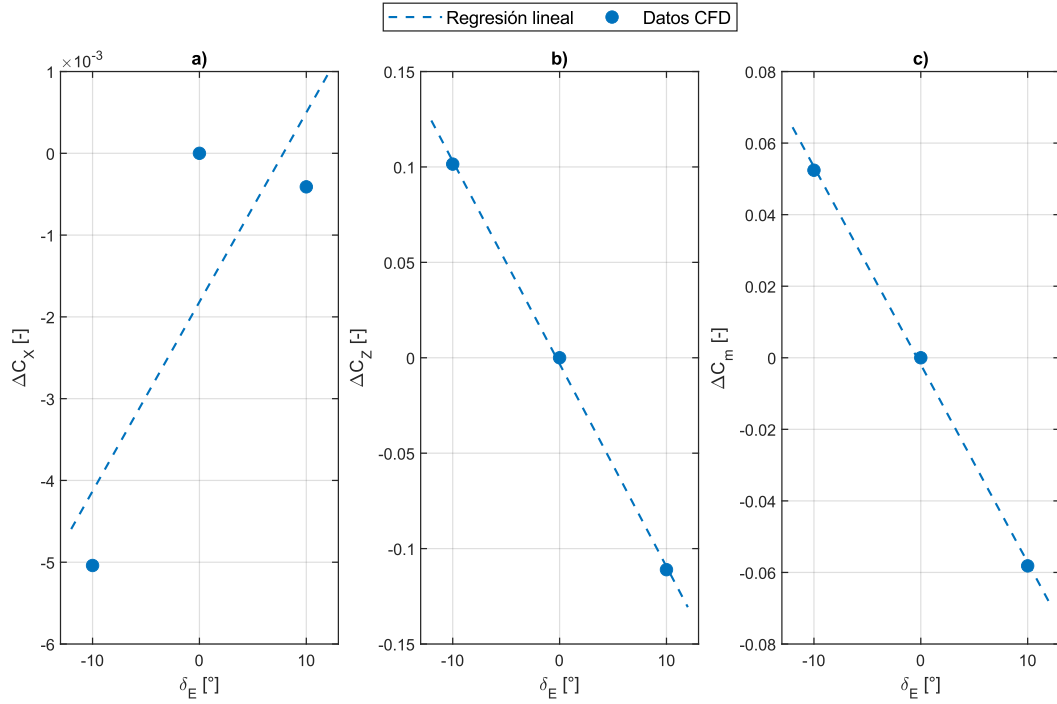


Figura 20. Variaciones de los coeficientes de fuerzas y momentos aerodinámicos longitudinales en función de la deflexión del elevador. a) Coef. De fuerza en X, b) Coef. De fuerza en Z, c) Coef. De momento de pitch.

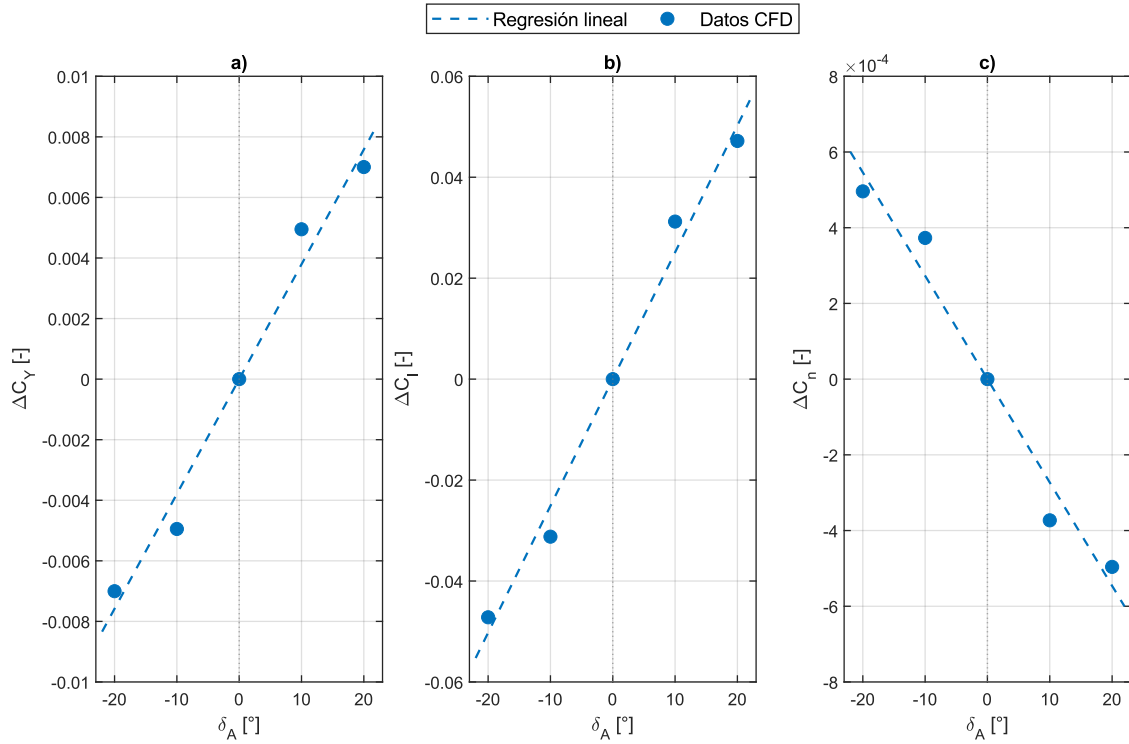


Figura 21. Variaciones de los coeficientes de fuerzas y momentos aerodinámicos laterales en función de la deflexión del alerón. a) Coef. De fuerza en Y, b) Coef. De momento de roll, c) Coef. De momento de yaw.

Tabla 1. Derivadas de control calculadas para el Skywalker X8.

Derivada de control	Valor numérico $\left[\frac{1}{^\circ}\right]$	Valor numérico $\left[\frac{1}{rad}\right]$	Parámetro R^2 de la regresión lineal
C_{X,δ_E}	2.32×10^{-4}	0.01326	0.684
C_{Z,δ_E}	-0.0106	-0.609	0.999
C_{m,δ_E}	-0.00553	-0.317	0.999
C_{Y,δ_A}	3.79×10^{-4}	0.0217	0.977
C_{l,δ_A}	0.00251	0.144	0.986
C_{n,δ_A}	-2.73×10^{-5}	-0.00156	0.968

3.3 Modelo CFD – 6DOF

En esta sección se presenta la metodología desarrollada para la implementación del modelo dinámico CFD para el cálculo de la aerodinámica de la aeronave en conjunto con el módulo 6DOF para el cálculo de las ecuaciones de movimiento de cuerpo rígido de esta.

3.3.1 Condición de equilibrio estático longitudinal en vuelo recto y nivelado

Para que el modelo dinámico inicie desde un estado físicamente consistente, se establece previamente una condición de equilibrio estático longitudinal o de trimado, el que corresponde a una configuración de vuelo recto y nivelado en la que las fuerzas y momentos netos sobre la aeronave son nulos. Esto garantiza que cualquier movimiento observado durante la simulación sea consecuencia exclusiva de la perturbación impulsiva del alerón introducida y no de un desequilibrio inicial.

Como se ilustra en el diagrama de cuerpo libre presentado en la Figura 22, el equilibrio longitudinal impone dos condiciones simultáneas: la sustentación aerodinámica total debe igualar el peso de la aeronave y el momento de pitch neto debe ser nulo para que no existan rotaciones. Adicionalmente, en el eje longitudinal el empuje generado por el motor del UAV debe compensar el arrastre aerodinámico total generado por este, incluyendo el incremento de arrastre inducido por la deflexión del elevador en trimado.

A partir del análisis anterior y del diagrama de cuerpo libre presentado, se desarrolla el siguiente balance de fuerzas y momentos.

- Para el eje longitudinal o X en el marco fijo al cuerpo:

$$T + (C_X(\alpha) + C_{X,\delta_E} \cdot \delta_E) \cdot q \cdot S - mg \cdot \sin(\alpha) = 0 \quad (12)$$

- Para el eje vertical o Z en el marco fijo al cuerpo:

$$(C_Z(\alpha) + C_{Z,\delta_E} \cdot \delta_E) \cdot q \cdot S + mg \cdot \cos(\alpha) = 0 \quad (13)$$

- Para el momento de Pitch o cabeceo:

$$(C_m(\alpha) + C_{m,\delta_E} \cdot \delta_E) \cdot q \cdot S \cdot c = 0 \quad (14)$$

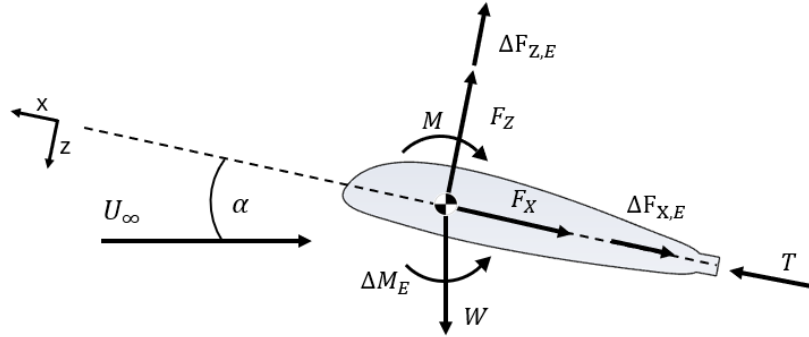


Figura 22. Diagrama de cuerpo libre del UAV en condición de vuelo recto y nivelado.

Nótese que por conveniencia estos balances se desarrollan en las direcciones respectivas del marco de referencia fijo al cuerpo, dado que la derivada de control del elevador se determinó en base a este y a que se toma la consideración de que el empuje del motor se encuentra en la dirección X fija al cuerpo, pasando por el centro de masa de la aeronave.

En el sistema de ecuaciones presentado, T es el empuje generado por el motor en $[N]$, α es el ángulo de ataque en grados, δ_E es la deflexión del elevador en grados, q es la presión dinámica del flujo incidente en $[Pa]$, S es la superficie alar de la aeronave en $[m^2]$, c es su cuerda media aerodinámica, m es su masa total en $[kg]$ y g es la aceleración de gravedad equivalente a $9.81 \left[\frac{m}{s^2} \right]$. Por otro lado, C_X , C_Z y C_m son los coeficientes adimensionales de fuerza aerodinámica en el eje X, eje Z y de momento de Pitch o cabeceo, respectivamente, los que dependen del ángulo de ataque de la aeronave. Notar que estos coeficientes se encuentran caracterizados, esto a partir de las simulaciones estacionarias realizadas bajo un barrido de ángulo de ataque para la etapa de validación estática descrita en la sección 3.2.4.

A partir del sistema de ecuaciones formado por (12), (13) y (14), se determina que sus incógnitas son los valores de ángulo de ataque α , deflexión del elevador δ_E y empuje del motor T para la condición de trimado. Estos valores son calculados mediante la resolución del sistema mediante métodos numéricos y se presentan en la Tabla 2. Cabe destacar que esta resolución se hizo considerando las condiciones de operación a las que se sometió el UAV en el vuelo de prueba y que, por consiguiente, se utilizarán en el modelo dinámico.

Tabla 2. Condiciones de equilibrio del UAV para el modelo dinámico.

Ángulo de ataque de trimado (α_{trim}) $[\circ]$	Deflexión de elevador en trimado ($\delta_{E,trim}$) $[\circ]$	Empuje del motor en trimado (T_{trim}) $[N]$
2.43	-0.62	5.96

3.3.2 Condiciones de borde del modelo

Para la implementación del modelo dinámico, se empleó el mismo dominio y grilla computacional utilizados en el desarrollo y validación del modelo CFD estático. Como se describió en la sección 3.2.2, este mallado se encuentra dividido en dos zonas principales: las zonas interna y externa, que para fines del mallado dinámico se denominarán zonas pasiva y activa, respectivamente. En primer lugar, dentro del modelo dinámico, la zona pasiva cumple el rol de encapsular al cuerpo a analizar y moverse de forma solidaria a este, manteniendo su configuración de discretización espacial durante la simulación para proteger el refinamiento del cuerpo. Por el otro lado, la zona activa corresponde al resto del dominio computacional y cumple la misión de adaptarse a los cambios en posición y orientación que sufra el UAV y, por lo tanto, la zona pasiva. Es en esta zona donde ocurren los procesos de actualización de malla, por lo que esta es deformable, mientras que en la zona pasiva la grilla computacional presenta un carácter rígido.

Adicionalmente, se tiene el cuerpo de influencia o *Body of Influence* (BOI), el que para el modelo dinámico se emplea para generar un refinamiento intermedio entre la zona pasiva y activa. Las dimensiones de este BOI se escogieron según criterio ingenieril en base a la amplitud del movimiento esperado del UAV en el modelo dinámico, de forma que la zona pasiva posea un refinamiento adecuado a su alrededor en todo su rango de movimiento.

Con respecto a las condiciones de borde empleadas en el modelo dinámico, se considera una condición de entrada de velocidad en todas las fronteras del dominio, a excepción de la cara posterior que corresponde a una condición de salida de presión a presión atmosférica. Estas dos condiciones se configuran con parámetros de intensidad turbulenta y razón de viscosidad turbulenta de 0.1% y 1, respectivamente, esto según lo indicado por Sandoval para UAV operando a baja altitud [17]. Finalmente, la superficie del UAV se caracteriza como una pared bajo la suposición de la condición de no deslizamiento. La Figura 23 presenta un esquema con las condiciones de borde del modelo, destacando la zona pasiva y activa del dominio, además del BOI.

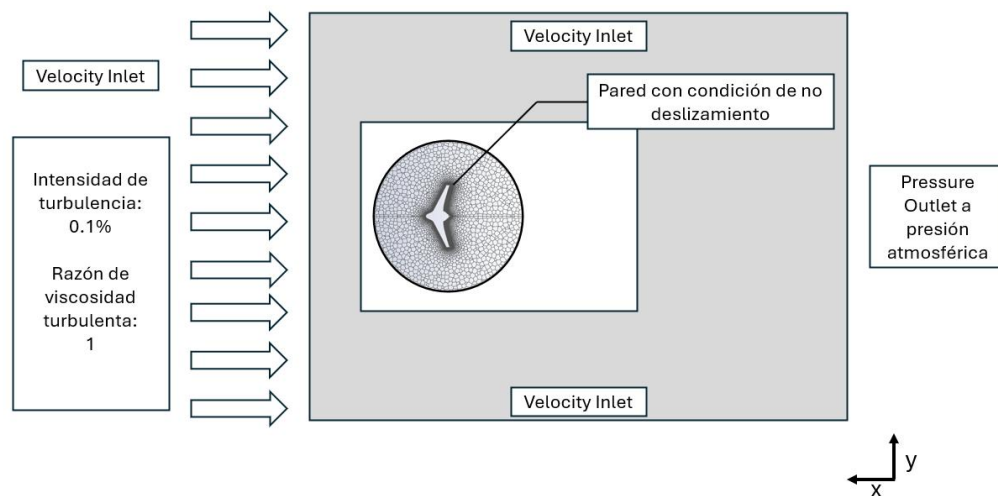


Figura 23. Condiciones de borde empleadas en el modelo dinámico.

Cabe destacar que la magnitud de velocidad en la condición de entrada se caracteriza a partir de la medición de velocidad de flujo incidente en la prueba de vuelo ejecutada, mientras que sus componentes se determinan a partir del ángulo de ataque en la condición de equilibrio longitudinal determinado en la sección 3.3.1. Por otro lado, las propiedades físicas del aire se determinan a partir de la altitud medida por el barómetro de la aeronave en la prueba de vuelo, empleando el modelo internacional de atmósfera estándar (ISA).

3.3.3 Mallas dinámicas y métodos de actualización de grilla

En el contexto de simulaciones CFD que involucran cuerpos en movimiento, como es el caso del modelo dinámico CFD-6DOF desarrollado en este estudio, surge la necesidad de emplear mallas dinámicas. A diferencia de las simulaciones estacionarias, donde la grilla computacional permanece fija durante el cálculo, en este modelo la aeronave modifica su posición y orientación dentro del dominio en cada paso de tiempo, en respuesta a las fuerzas y momentos calculados por el modelo 6DOF. Para procesar esto, el dominio computacional se divide en dos zonas: una zona pasiva, que se mueve de forma rígida y solidaria al UAV; y una activa, que debe deformarse y adaptarse al movimiento de la anterior, como se explicó en la sección 3.3.2.

La actualización de la zona activa se gestiona mediante métodos de actualización de malla, siendo el primero de estos el suavizado o *smoothing*. Este método redistribuye los nodos de la malla en respuesta al movimiento del cuerpo, sin alterar la conectividad entre celdas. En particular, el método de suavizado basado en resortes, o *spring-based smoothing*, modela las aristas que conectan nodos adyacentes de la malla como resortes, cuya rigidez es inversamente proporcional a la longitud de la arista. De esta forma, cuando un nodo en la frontera móvil se desplaza, transmite fuerzas de resorte a los nodos vecinos, los que se reposicionan hasta alcanzar un nuevo equilibrio. El resultado es una redistribución suave de los nodos del dominio que preserva la conectividad original de la malla y evita distorsiones abruptas en las celdas [31]. La Figura 24 ilustra el funcionamiento de la técnica de suavizado basado en resortes, que corresponde a la empleada en el desarrollo de este proyecto.

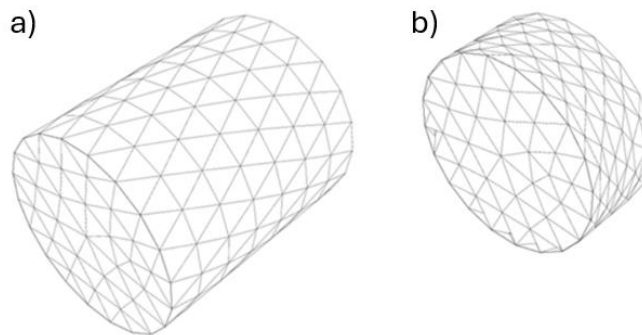


Figura 24. Técnica de suavizado basado en resortes para mallas dinámicas [31]. a) Dominio no deformado. b) Dominio deformado mediante este tipo de suavizado.

La Tabla 3 presenta los parámetros utilizados en el modelo para la configuración de la técnica de suavizado basado en resortes.

Tabla 3. Parámetros configurados para la técnica de suavizado basado en resortes.

Parámetro	Valor
Spring Constant Factor	0.5
Convergence Tolerance	0.001
Maximum Number of Iterations	100

Sin embargo, el suavizado posee una limitación fundamental, ya que cuando los desplazamientos del cuerpo son suficientemente grandes, la redistribución de nodos genera celdas con relaciones de aspecto fuera de rangos aceptables o incluso volúmenes negativos, lo que compromete la calidad de la malla y puede causar divergencia numérica. Para solucionar este problema, se emplea adicionalmente la técnica de remallado o *remeshing*, que actúa como un mecanismo de recuperación de calidad. Este método identifica las celdas que superan ciertos umbrales predefinidos de calidad, como tamaño máximo o mínimo, factor de asimetría o *skewness*, etc. Luego, las destruye y reconstruye localmente, generando una nueva topología que satisface los criterios de calidad establecidos [31]. La Figura 25 presenta esquemáticamente el funcionamiento de la técnica de remallado.

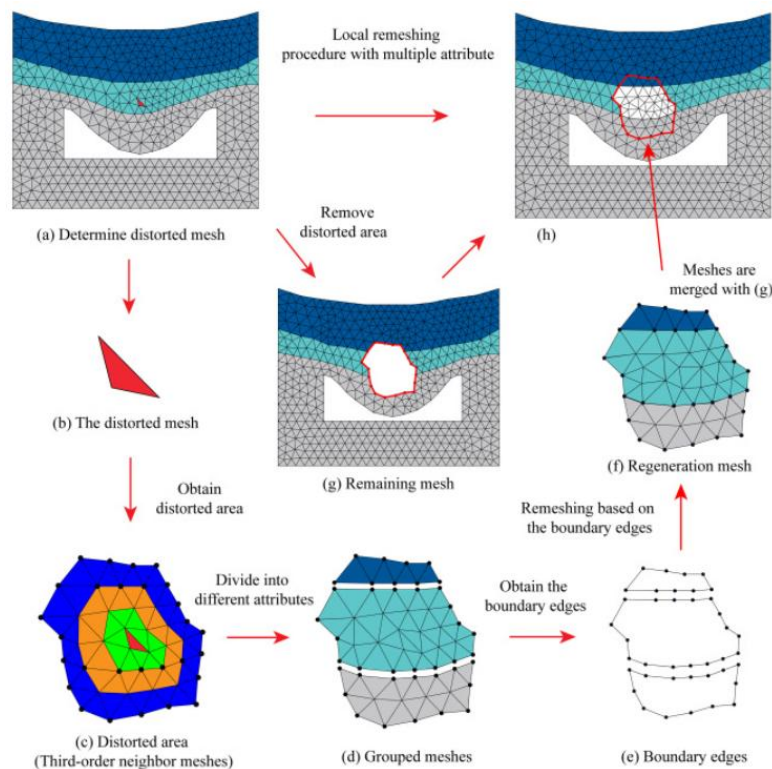


Figura 25. Esquema sobre el funcionamiento de la técnica de remallado para la actualización de mallas dinámicas [32].

Una restricción del método de remallado consiste en que este solo puede efectuarse en mallados computacionales con elementos de tipo tetraédricos [31]. Por lo tanto, se decidió adoptar una metodología de mallado híbrido para el modelo dinámico. De esta forma, se mantuvieron elementos de tipo poliédricos en la zona pasiva del dominio, esto con el fin de aprovechar la calidad superior que estos elementos poseen alrededor de la compleja geometría del UAV, manteniendo un refinamiento adecuado sin incrementar demasiado la cantidad de elementos. Por otro lado, la zona activa se malló con elementos tetraédricos, debido a que esta es la única zona del dominio que será deformada en el transcurso de las simulaciones dinámicas, permitiendo el remallado en caso de necesitarlo. La comunicación entre ambas grillas se realiza mediante una interfaz numérica implementada dentro de ANSYS Fluent, la que aplica procesos de interpolación entre los elementos de cada malla en esta frontera. La Figura 26 presenta un esquema de la estrategia adoptada de mallado computacional híbrido.

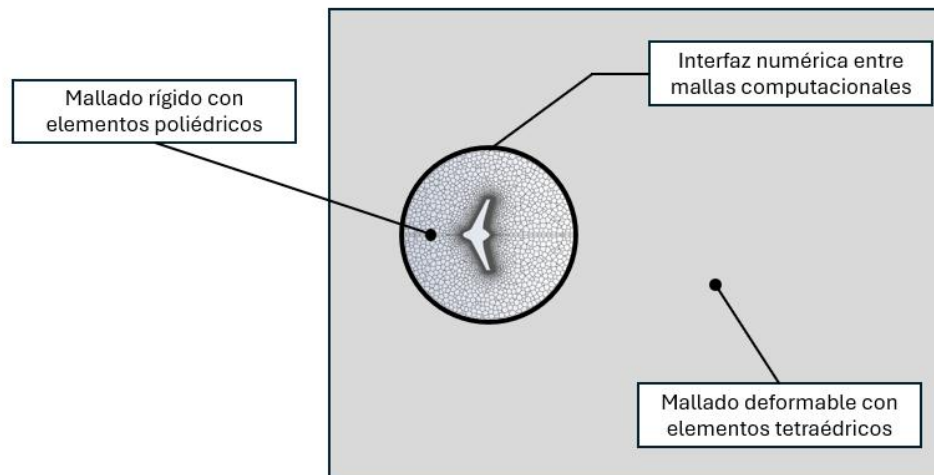


Figura 26. Esquema del mallado computacional híbrido implementado.

La Tabla 4 presenta los parámetros utilizados en el modelo para la configuración del remallado.

Tabla 4. Parámetros configurados para la técnica de remallado.

Parámetro	Valor
Minimum Length Scale [m]	0.25
Maximum Length Scale [m]	4.1
Maximum Cell Skewness	0.85
Local Cell, Local Face	Activadas

De esta forma, la combinación de suavizado y remallado permite mantener una grilla computacional de calidad aceptable a lo largo de toda la simulación dinámica, independientemente de la magnitud del movimiento de la aeronave.

3.3.4 Perturbación generada por impulso del alerón

La perturbación impulsiva lateral-direccional del UAV se introduce mediante una deflexión controlada del alerón, cuyo propósito es excitar los modos dinámicos característicos del movimiento lateral, los que fueron descritos en la sección 2.4. Sin esta perturbación, la aeronave permanecería en condición de equilibrio estático o de trimado, sin exhibir la dinámica de interés, lo que impediría extraer información sobre la estabilidad y respuesta lateral del sistema. La elección del alerón como superficie excitadora es conveniente, puesto que activa simultáneamente los ejes de alabeo o *Roll* y de guiñada o *Yaw*, acoplando ambos modos tal como ocurre en condiciones reales de vuelo.

Dado que la geometría de las superficies de control del SX8 no se modela explícitamente en la malla computacional, como se explicó en la sección 3.2.5, su efecto aerodinámico no es calculado directamente por el modelo. Por ello, la acción del alerón se introduce como un sistema de cargas externas equivalentes, las que son aplicadas en el centro de masa de la aeronave, expresadas en el marco de referencia fijo al cuerpo. Estas cargas comprenden una fuerza lateral, un momento de roll y un momento de yaw; las que se calculan mediante el ángulo de deflexión del alerón y sus respectivas derivadas de control, las que fueron calculada en la sección 3.2.5. De esta forma, estas cargas equivalentes se definen según

$$F_Y = C_{Y,\delta_A} \cdot \delta_A \cdot q \cdot S, \quad (15)$$

$$L = C_{l,\delta_A} \cdot \delta_A \cdot q \cdot S \cdot b, \quad (16)$$

$$N = C_{n,\delta_A} \cdot \delta_A \cdot q \cdot S \cdot b, \quad (17)$$

donde q es la presión dinámica definida como $q = \frac{1}{2} \rho V^2$, en unidades de $[Pa]$. Para la generación de esta excitación impulsiva del alerón, se define un pulso compuesto por tres funciones que reconstruyen las mediciones de deflexión del alerón en el vuelo mediante regresiones lineales. Este impulso se presenta en la Figura 27.

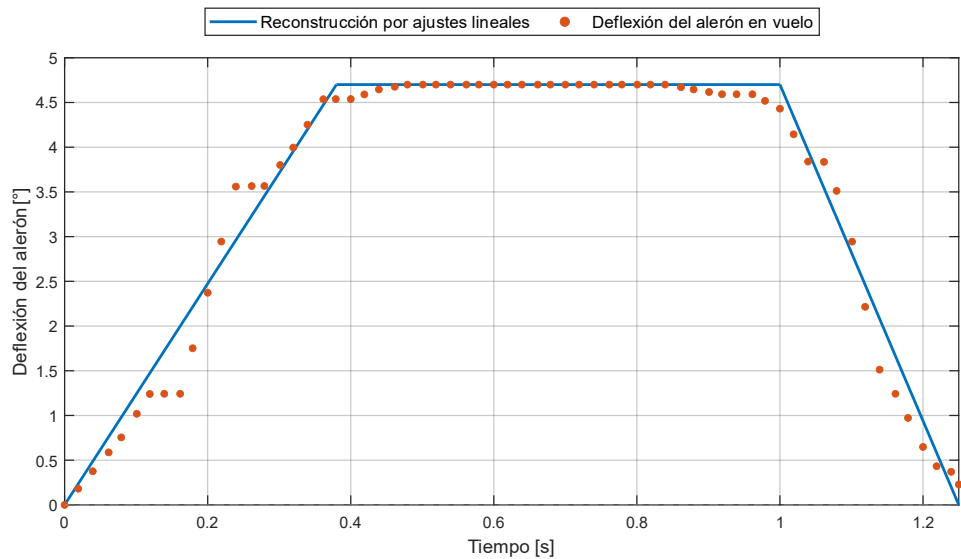


Figura 27. Excitación impulsiva configurada para el alerón en el modelo dinámico.

De esta forma, las funciones lineales que ajustan las mediciones de deflexión del alerón en vuelo son:

- $\delta_A(t) = 12.37t$, para $0 [s] \leq t < 0.38 [s]$
- $\delta_A(t) = 4.7$, para $0.38 [s] \leq t < 1.0 [s]$
- $\delta_A(t) = -19.36t + 24.2$, para $1.0 [s] \leq t < 1.25 [s]$

3.3.5 Configuración del modelo 6DOF

El modelo de seis grados de libertad o *Six Degrees of Freedom* (6DOF) implementado en ANSYS Fluent permite que la aeronave evolucione dinámicamente en respuesta a las cargas aerodinámicas calculadas por el modelo fluidodinámico y a las cargas externas definidas por el usuario. En cada paso de tiempo, Fluent resuelve el campo de flujo sobre la malla en movimiento y calcula las fuerzas y momentos aerodinámicos resultantes sobre la superficie del cuerpo, esto mediante la resolución de las ecuaciones de gobierno RANS del flujo y del modelo $k - \omega SST$ presentadas en la sección 2.5. Estas cargas, sumadas a las cargas externas incluidas en el modelo, son introducidas en las ecuaciones de Newton - Euler de cuerpo rígido, que gobiernan tanto la traslación del centro de masa como la rotación del cuerpo, como se explicó en la sección 2.2. A partir de estas, el modelo actualiza la posición, orientación, velocidad lineal y velocidad angular del cuerpo de estudio, aplicando las técnicas de actualización de mallas dinámicas descritas en la sección 3.3.3.

En particular, la configuración del modelo 6DOF se realizó mediante la programación de una Función Definida por el Usuario (UDF), siguiendo la metodología de Sandoval [17]. Estas funciones son códigos programados en lenguaje C, los que expanden las capacidades de ANSYS Fluent para su personalización [33]. La estructura lógica de esta UDF se puede descomponer en las siguientes etapas: Definición de propiedades físicas del UAV, captura de estados de la aeronave, excitación impulsiva del alerón y el cálculo y asignación de cargas externas.

La primera etapa corresponde a configuraciones globales del modelo, donde se definen propiedades del modelo como las propiedades físicas del UAV, sus condiciones de operación, constantes impuestas como el empuje del motor o la deflexión de trimado de los elevadores, derivadas de control de los elevones, parámetros de la excitación del alerón, entre otras. Luego, se configuran las características del UAV mediante comandos específicos del modelo 6DOF, como su masa y componentes de su tensor de inercia, las que son presentadas en la Tabla 5. En particular, estas propiedades fueron extraídas de la información incluida en el estudio de Farhadi sobre el modelamiento de la dinámica lateral del SX8 [27], dada la complejidad de su estimación en la plataforma de referencia, de la que solo se pudo medir su masa de forma correcta.

Posteriormente, los estados de la aeronave se asignan a variables de almacenamiento para su registro. Estos estados son las posiciones y velocidades lineales del centro de gravedad de la aeronave, además de sus ángulos y tasas de rotación de Roll, Pitch y Yaw. Luego, se calculan las cargas asociadas al impulso de deflexión del alerón, esto en base a lo explicado en la sección 3.3.4. Seguidamente, se calculan las cargas externas a aplicar en el UAV, las que comprenden cargas externas impuestas como el empuje del motor y las cargas de trimado estático, así como las relativas a la perturbación impulsiva del alerón.

Tabla 5. Propiedades físicas del Skywalker X8 utilizadas en el modelo dinámico [27].

Propiedad de la aeronave	Valor numérico
Masa $[kg]$	4.8
Momento de inercia $I_{xx} [kg \cdot m^2]$	0.45
Momento de inercia $I_{yy} [kg \cdot m^2]$	0.325
Momento de inercia $I_{zz} [kg \cdot m^2]$	0.45
Producto de inercia $I_{xz} [kg \cdot m^2]$	0.06
Superficie alar $[m^2]$	0.75
Envergadura $[m]$	2.12
Cuerda media aerodinámica $[m]$	0.3571

Finalmente, estas fuerzas y momentos calculados se asignan como cargas externas a sus respectivos ejes del marco de referencia fijo al cuerpo. En función de estas cargas externas y las calculadas de la aerodinámica mediante el CFD, el modelo 6DOF propaga la dinámica de la aeronave, actualizando su posición y orientación para dar inicio al siguiente paso de tiempo. Adicionalmente, los estados almacenados, el tiempo de simulación y la deflexión del alerón son registrados en un archivo CSV para su procesamiento. La configuración del software ANSYS Fluent y los parámetros utilizados para el modelo dinámico se presentan en detalle en el Anexo A: Configuración del **modelo CFD en ANSYS Fluent**. Además, la UDF programada para la configuración del modelo 6DOF se adjunta en el Anexo B: **UDF para el modelo 6DOF en ANSYS Fluent**.

3.4 Softwares y herramientas utilizados en el desarrollo del estudio

- **Ansys Discovery:** Software CAD parte de Ansys y con compatibilidad nativa a Ansys Fluent.
- **Ansys Fluent Meshing:** Módulo de Ansys Fluent dedicado para la confección de grillas computacionales. Posee compatibilidad nativa con Ansys Fluent.
- **Ansys Fluent:** Software de cálculo CFD. Escogido debido a su capacidad para realizar simulaciones con mallas dinámicas y por incluir el módulo 6DOF para analizar la dinámica de cuerpo rígido, el que es clave para este estudio. Este software emplea tanto formulación RANS como Large Eddy Simulation (LES) para el cálculo fluidodinámico, siendo la primera la que se empleará en este trabajo.
- **MATLAB:** Lenguaje de programación utilizado para procesar datos y generar gráficos.
- **Visual Studio Code:** Software que incluye diversos lenguajes de programación, empleado principalmente en este estudio para programar las UDF relativas a las perturbaciones de alerones para el modelo dinámico.

4 Resultados

4.1 Datos de vuelo medidos con el UAV de referencia

A lo largo de la campaña de vuelos experimentales, se realizaron un total de nueve pruebas aplicando la maniobra descrita en la sección 3.1.5, esto para asegurar que los resultados fueran duplicables. En particular, la última prueba experimental fue realizada a una tasa de muestreo superior, esto con el fin de captar de mejor manera los fenómenos dinámicos observados en vuelos iniciales. Las mediciones de vuelo registradas por el autopiloto durante la maniobra efectuada en esta prueba se presentan en la Figura 28.

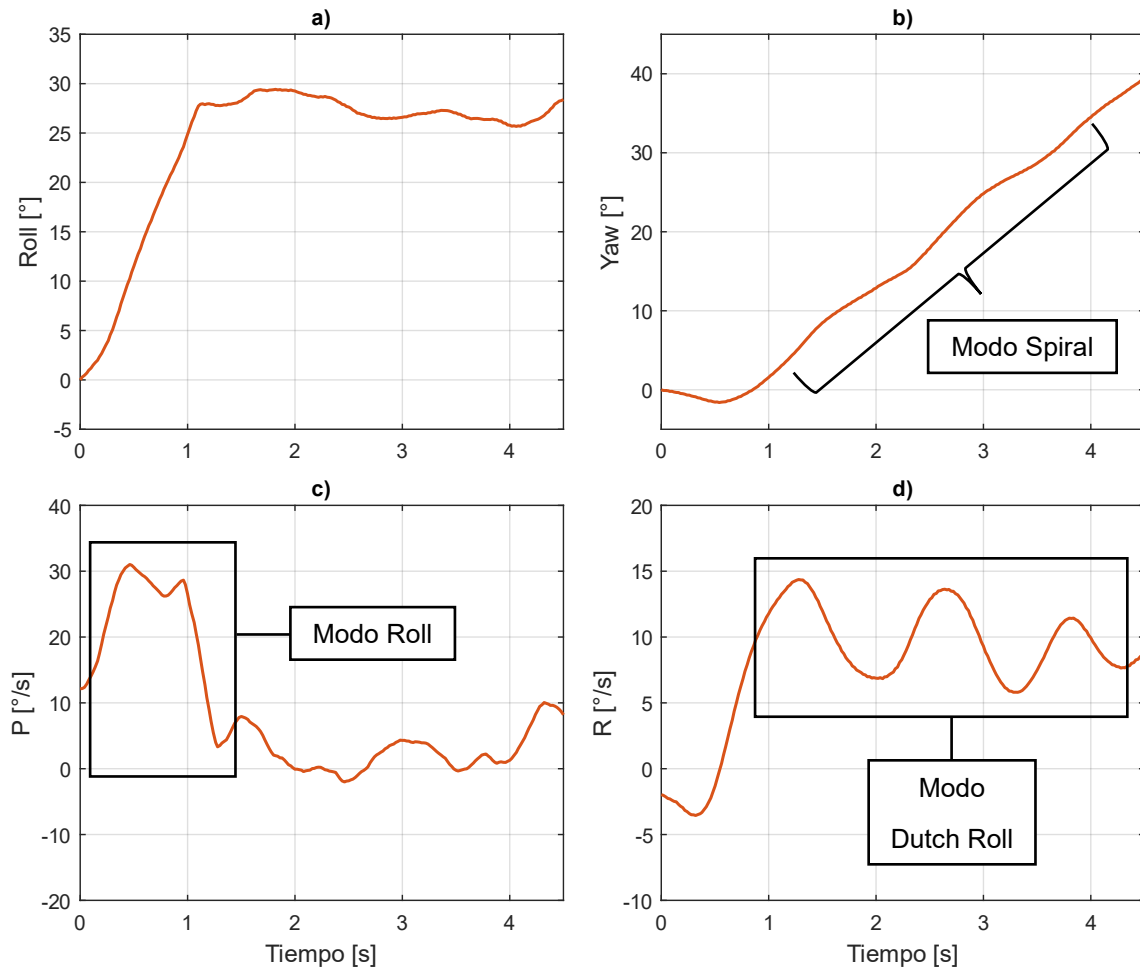


Figura 28. Mediciones de actitud lateral - direccional del UAV en vuelo experimental. a) ángulo de roll, b) ángulo de yaw, c) tasa de rotación de roll y d) tasa de rotación de yaw.

Con respecto a las mediciones obtenidas, para el caso del ángulo de roll se aprecia cómo este presenta un crecimiento rápido durante la maniobra, esto teniendo en cuenta de que esta ocurre en los primeros 1.2 segundos de la medición, presentando un valor pico de alrededor de 25 [°]. Posteriormente, este ángulo comienza a decrecer lentamente, siguiendo un comportamiento similar a una oscilación. En lo referente a la tasa de rotación

de roll o P, esta presenta un incremento rápido, llegando a un valor pico cercano a $30 \left[\frac{^\circ}{s} \right]$, para luego mantenerse alrededor de este, seguido de un decremento rápido en los últimos instantes del impulso generado por el alerón, es decir, entre 1 y 1.2 segundos. Posteriormente, al igual que para el ángulo de roll, se aprecia un comportamiento oscilatorio en el intervalo de medición donde la aeronave volaba sin acciones de control de elevones.

Por otro lado, con respecto al ángulo de yaw, este presenta un comportamiento creciente producto del impulso del alerón, presentando leves variaciones en el transcurso de la maniobra, llegando a un valor pico de $45 [^\circ]$, esto al final del registro. En cuanto a la tasa de rotación de yaw o R, esta presenta un crecimiento más tardío que en el caso de la tasa de roll, llegando a un máximo cercano a $15 \left[\frac{^\circ}{s} \right]$, para luego mantener un comportamiento oscilatorio claramente definido en el resto de la prueba.

4.2 Validación del modelo CFD estático respecto a la literatura especializada

Se realizó una campaña de simulaciones CFD estacionarias del modelo computacional desarrollado, esto para validarlo frente a valores de coeficientes aerodinámicos de fuerzas y momentos reportados en la literatura. En particular, se escogió como referencia el trabajo realizado por Reinhardt [28], donde se modeló la aerodinámica del SX8. Este procedimiento se desarrolló con el fin de validar los aspectos relacionados a la correcta generación de la geometría computacional del UAV y configuración del mallado del dominio, así también como la elección del modelo de turbulencia, en este caso el modelo $k - \omega SST$.

Utilizando las mismas condiciones de operación empleadas por Reinhardt, se obtuvieron los coeficientes adimensionales de fuerzas y momentos longitudinales presentados en la Figura 29, así como los coeficientes laterales – direccionales mostrados en la Figura 30.

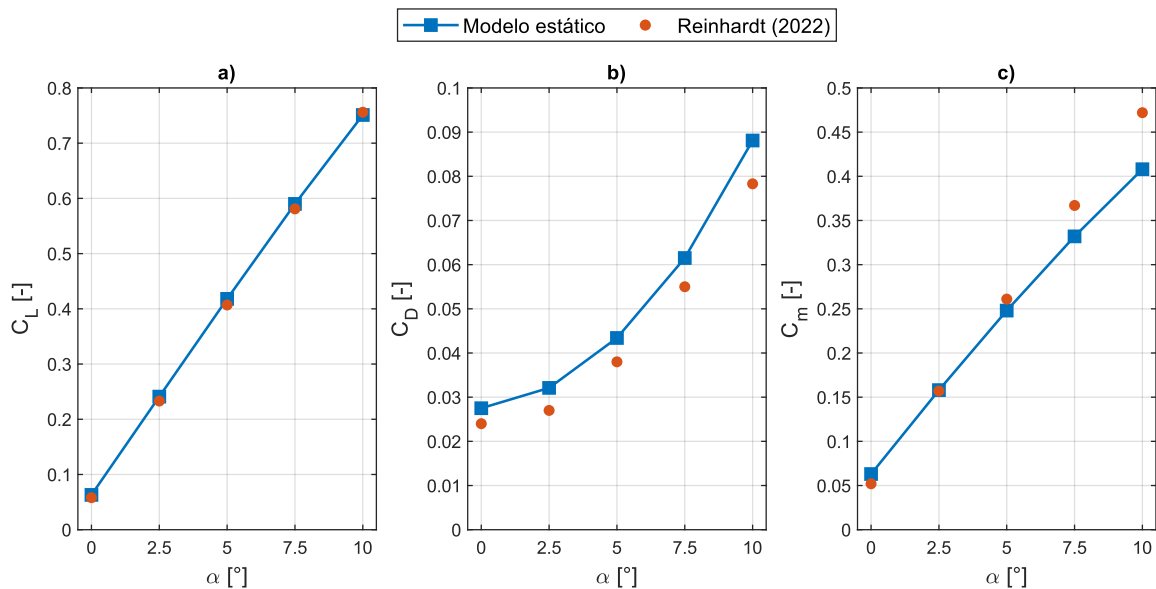


Figura 29. Comparativa de coeficientes aerodinámicos longitudinales obtenidos mediante el modelo estático respecto a la literatura.

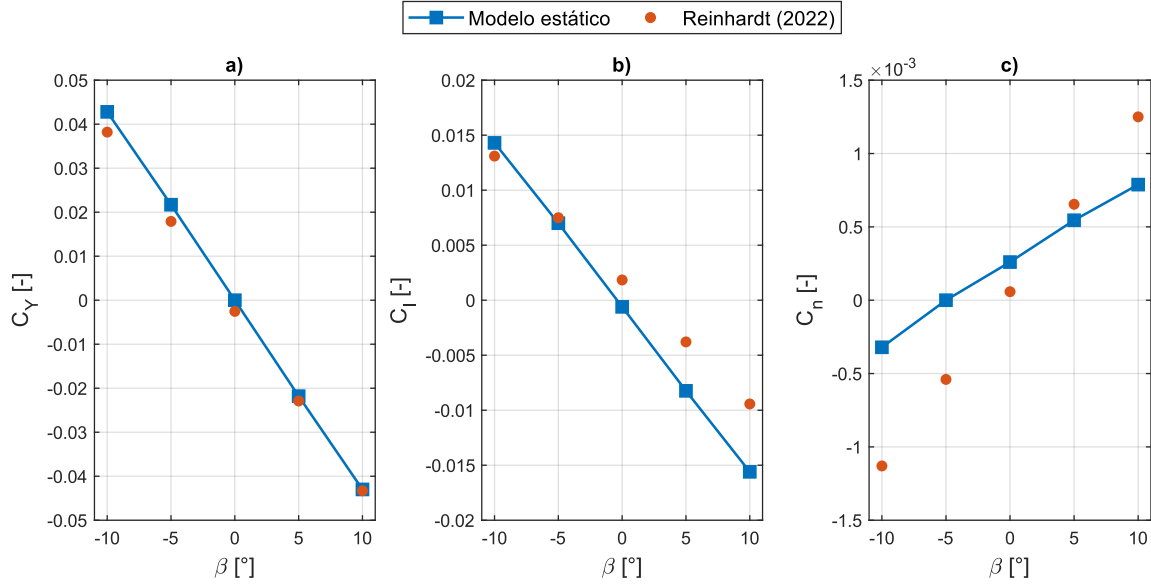


Figura 30. Comparativa de coeficientes aerodinámicos lateral - direccionales obtenidos mediante el modelo estático respecto a la literatura.

Cabe destacar que los coeficientes de referencia son extraídos de modelos aerodinámicos desarrollados por Reinhardt mediante estrategias de identificación de sistemas a partir de datos experimentales tanto de túnel de viento como de pruebas de vuelo [28]. Además, los coeficientes de momentos reportados por Reinhardt fueron determinados en una posición distinta al centro de masas del UAV, siendo este un denominado punto de referencia aerodinámico (AR) con posición relativa al centro de masas igual a $\mathbf{r}_{ar,cm} = [-0.226, -0.02, 0.144][m]$. A partir de lo anterior, los coeficientes de momentos determinados mediante el modelo CFD estático, calculados en el centro de masas ubicado a 0.44 [m] de la nariz del UAV, tuvieron que convertirse a sus contrapartes respecto al AR utilizado por Reinhardt, esto mediante

$$\begin{bmatrix} C_l \\ C_m \\ C_n \end{bmatrix}_{ar} = \begin{bmatrix} C_l \\ C_m \\ C_n \end{bmatrix}_{cm} - \text{diag}(b, c, b)^{-1} \left(\mathbf{r}_{ar,cm} \times \begin{bmatrix} C_x \\ C_y \\ C_z \end{bmatrix} \right),$$

que es la conversión directa reportada por Reinhardt para este propósito [28]

Posteriormente, se escogen los valores de error *Root Mean Square Error* (RMSE) para evaluar la concordancia entre los coeficientes calculados mediante el modelo CFD estático y los datos extraídos de la literatura. Esta métrica es definida según

$$RMSE = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{i=1}^N (x_i - \hat{x}_i)^2},$$

donde N es la cantidad de puntos evaluados, x_i son los coeficientes de referencia obtenidos de la literatura y $\hat{x}_i$ son los coeficientes obtenidos mediante el modelo estático. Dado que este error es de carácter absoluto, también se considera un RMSE normalizado, esto a

partir de dividir este error entre el rango de los coeficientes aerodinámicos de referencia, es decir,

$$RMSE_{norm} = \frac{RMSE}{x_{i,max} - x_{i,min}}.$$

De esta forma, se puede tener una métrica de error relativo porcentual para la evaluación de los resultados del modelo. Los errores RMSE y RMSE normalizados de los coeficientes aerodinámicos del UAV se presentan en la Tabla 6.

Tabla 6. RMSE y RMSE normalizado de los coeficientes aerodinámicos calculados respecto a la literatura.

Coeficiente	$C_L[-]$	$C_D[-]$	$C_Y[-]$	$C_l[-]$	$C_m[-]$	$C_n[-]$
RMSE [-]	0.008	0.006	0.003	0.005	0.034	0.0005
RMSE Normalizado [%]	1.1	11.9	3.6	16.0	8.0	20.4

4.3 Implementación del modelo dinámico CFD-6DOF y respuesta dinámica simulada del UAV

A partir de las mediciones del sensor de velocidad del aire y considerado un valor offset calibrado de mediciones tomadas con el UAV en tierra de $3.1 \left[\frac{m}{s} \right]$, se configuró la condición de entrada de velocidad en el modelo dinámico con un valor igual a $20.5 \left[\frac{m}{s} \right]$. En base a lo anterior, se ejecutó el modelo dinámico CFD – 6DOF replicando las condiciones de operación del UAV en la prueba experimental. La Figura 31 presenta la comparativa directa en la actitud lateral – direccional del UAV obtenida del modelo dinámico respecto a las mediciones realizadas en el vuelo. En esta se puede apreciar un comportamiento mayormente coincidente entre ambos casos, siendo esta similitud más evidente en términos de las tendencias y valores pico alcanzados. Para cuantificar el grado de concordancia entre los datos medidos en vuelo y las predicciones realizadas por el modelo dinámico se procede a calcular los errores RMSE y RMSE normalizados para las variables de actitud laterales – direccionales de la aeronave, los que son presentados en la Tabla 7.

Con el fin de analizar la respuesta del UAV luego de la aplicación del impulso del alerón, se procede a determinar el espectro en frecuencia de la oscilación libre de este. Para esto se aplica la FFT a los datos recopilados para sus tasas de rotación de roll y yaw, de forma análoga a lo realizado con las mediciones experimentales. Los espectros obtenidos se presentan en la Figura 32. En estas gráficas se aprecia un comportamiento mucho más limpio del espectro frecuencial, concordante con la ausencia de ruido en los datos extraídos del modelo dinámico. Es notable que para cada tasa de rotación existe una frecuencia pico, que es la frecuencia característica del movimiento, es decir, su frecuencia natural de oscilación. La Tabla 8 presenta las frecuencias pico y amplitudes de oscilación obtenidas mediante la construcción del espectro de los datos de vuelo y de los resultados del modelo.

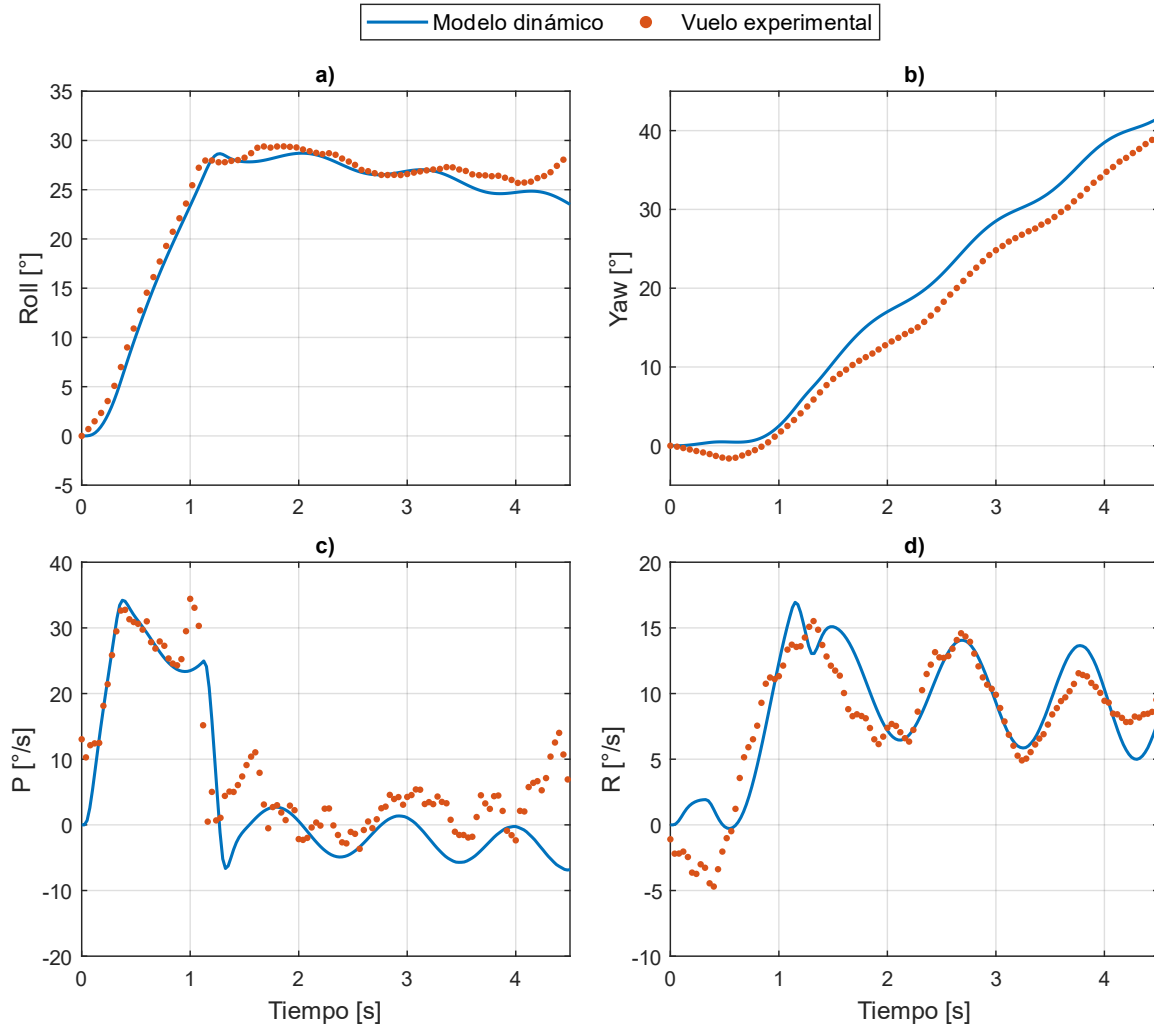


Figura 31. Comparación de actitud del UAV para el caso experimental en vuelo y simulado en el modelo dinámico. a) ángulo de roll, b) ángulo de yaw, c) tasa de rotación de roll y d) tasa de rotación de yaw.

Tabla 7. RMSE y RMSE normalizado de las variables de actitud lateral – direccional predichas por el modelo dinámico.

Variable	Roll [°]	Yaw [°]	P [°/s]	R [°/s]
RMSE [–]	2.22	3.00	6.88	2.33
RMSE Normalizado [%]	7.5	6.4	17.5	11.5

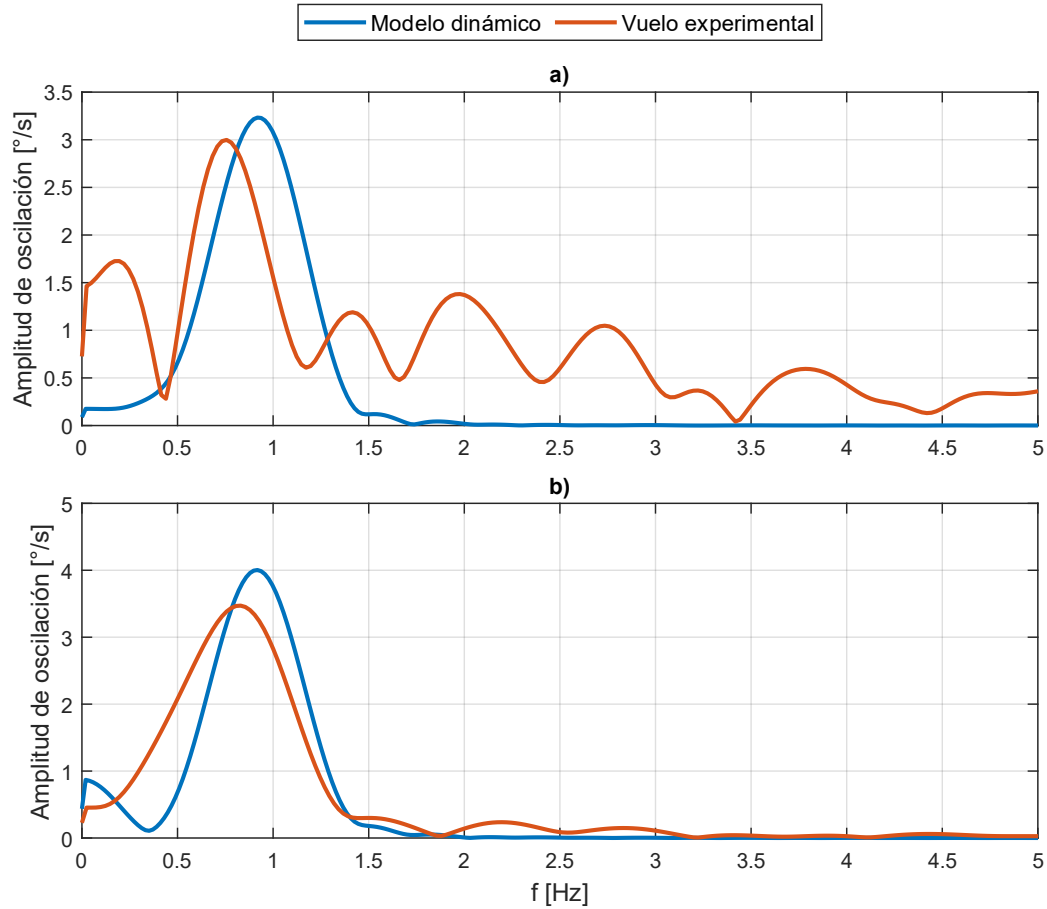


Figura 32. Espectro en frecuencia de la oscilación libre del UAV simulada en el modelo dinámico. a) tasa de rotación de roll y b) tasa de rotación de yaw.

Tabla 8. Comparación de frecuencias y amplitudes de oscilación entre los datos de vuelo y del modelo dinámico.

	Parámetro	Experimental	Modelo dinámico	Diferencia relativa [%]
Tasa de rotación de roll P	Frecuencia [Hz]	0.76	0.92	21.1
	Amplitud $\left[\frac{^\circ}{s}\right]$	2.99	3.23	8.0
Tasa de rotación de yaw R	Frecuencia [Hz]	0.83	0.92	10.8
	Amplitud $\left[\frac{^\circ}{s}\right]$	3.47	4.00	15.3

5 Discusión

5.1 Discusión respecto a los resultados de vuelos experimentales

En primer lugar, se discuten los resultados obtenidos de las pruebas de vuelo experimentales, destacando sus principales hallazgos. Con respecto a las mediciones de actitud durante la maniobra, estas verifican que el impulso del alerón cumplió su objetivo principal, pues los tres modos dinámicos laterales – direccionales habrían sido excitados. De esta forma, se verificarían los experimentos realizados y su utilidad para el desarrollo posterior en lo respectivo a la modelación dinámica aplicando como referencia empírica para un procedimiento de validación.

A partir de lo presentado en la Figura 28.c, se estaría demostrando la excitación del modo *Roll*, esto debido a que la tasa de rotación de roll estaría siendo modificada por el impulso del alerón para terminar en un descenso rápido de esta a valores cercanos a $0 \begin{bmatrix} ^\circ \\ s \end{bmatrix}$. Esto se condice con la teoría del modo *Roll*, la que lo describe como un modo dinámico de primer orden, el que ante una excitación del alerón de tipo escalón presentará una respuesta caracterizada por una constante de tiempo de baja magnitud [20]. En este caso, al ser la excitación de carácter impulsiva, es decir, un incremento rápido en la deflexión del alerón seguido de un descenso similar, la tasa de roll sigue esta tendencia como se observa en la gráfica. De esta forma, esto indicaría que el UAV de referencia posee un modo dinámico de *Roll* estable, dado que luego de la perturbación la tasa de rotación de roll tiende a regresar a su valor de equilibrio en $0 \begin{bmatrix} ^\circ \\ s \end{bmatrix}$.

Con respecto al modo *Spiral*, este puede ser observado en la Figura 28.b y Figura 28.d, al analizar el ángulo de rotación de yaw y su tasa de rotación R . En la primera, se puede apreciar un incremento sostenido del ángulo de yaw, lo que es coincidente con una maniobra de giro generada netamente por la aerodinámica del UAV luego del impulso del alerón. Esto además es consecuente con la teoría detrás del modo *Spiral*, la que postula que este se origina a partir de un ángulo de roll no nulo, lo que además explica por qué la variación del ángulo de yaw es más tardía que la del ángulo de roll una vez efectuada la perturbación de parte del alerón [20]. En lo referente a la tasa de rotación de yaw, la Figura 28.d muestra cómo esta presenta un incremento inicial alcanzando alrededor de $15 \begin{bmatrix} ^\circ \\ s \end{bmatrix}$, causado por el impulso. Sin embargo, a diferencia de la tasa de rotación de roll, esta no retorna a su estado de equilibrio nulo, sino que se mantiene oscilando alrededor de aproximadamente $10 \begin{bmatrix} ^\circ \\ s \end{bmatrix}$. Esto señalaría una condición de estabilidad marginal para este modo, pues esta tasa de rotación estaría tendiendo a estabilizarse alrededor de otro punto de equilibrio.

Finalmente, la presencia del modo *Dutch Roll* es señalada por las oscilaciones acopladas que se aprecian en las tasas de rotación de roll y yaw presentadas en la Figura 28.c y Figura 28.d, como explica la literatura al respecto de este modo dinámico, siendo el único modo lateral – direccional de segundo orden [20]. Por otro lado, esto también queda verificado al analizar los espectros frecuenciales de ambas tasas de rotación en la Figura 32, donde

estos presentan frecuencias pico similares para cada una. Estas frecuencias naturales de oscilación corresponden a 0.76 [Hz] y 0.83 [Hz] para roll y yaw, respectivamente. Estas presentan una diferencia relativa de 8.4% entre ellas, lo que sugiere que en esencia responden al mismo modo dinámico.

5.2 Discusión respecto a la validación del modelo CFD estático

La validación del modelo CFD estático se realiza mediante el contraste de los resultados obtenidos de este para los coeficientes de cargas aerodinámicas con respecto a valores reportados en la literatura especializada. En particular, el estudio escogido como referencia es el de Reinhardt en su modelación aerodinámica del SX8 [28], la que se basó en un procedimiento de identificación de sistemas mediante datos medidos en túnel de viento.

Del análisis de los resultados, se observa que las predicciones realizadas por el modelo estático utilizando el modelo de turbulencia $k - \omega SST$, presentadas en la Figura 29 y la Figura 30, son consistentes con los valores reportados en la literatura, tanto en tendencias como en órdenes de magnitud. En particular, se demuestra que el modelo logra representar correctamente los coeficientes de fuerza de sustentación, fuerza de arrastre y fuerza lateral, así como el de momento de pitch. Según lo recopilado en la Tabla 6, estos presentaron errores RMSE normalizados inferiores a un 10%, donde solo el coeficiente de arrastre presenta un error superior alcanzando un 11.9%. Esta magnitud de error puede atribuirse al modelo de turbulencia empleado, el que, dada su formulación, asume un flujo completamente turbulento en el dominio computacional [30]. Considerando que al número de Reynolds de operación al que se configuran las simulaciones, el que corresponde a 450000, la aeronave se encuentra en un punto de transición laminar – turbulenta, físicamente su capa límite podría poseer un carácter laminar en una parte importante de la superficie del UAV, lo que justificaría las menores magnitudes de arrastre reportadas en la literatura.

Por otro lado, el modelo presenta deficiencias relevantes respecto a las predicciones de los coeficientes de momentos de roll y yaw, que son los más relevantes en términos de la modelación de la dinámica lateral – direccional del UAV. Estos coeficientes de momento presentan errores RMSE normalizados cercanos a un 20%, lo que es significativo y no puede atribuirse del todo a aspectos numéricos. Estas diferencias son atribuibles a errores relacionados con la conversión de momentos aerodinámicos entre el centro de masas considerado en este estudio y el punto de referencia aerodinámico empleado por Reinhardt [28], esto en caso de existir diferencias entre el centro de masa determinado por el autor y el considerado para este desarrollo. Lo anterior resulta de importancia, ya que no se cuentan con herramientas o métodos rigurosos para determinar correctamente la posición del centro de masa del UAV, sino que solo su coordenada en el eje longitudinal, lo que agrega incertidumbre en esta comparación. Sin embargo, los resultados obtenidos son consecuentes con las tendencias seguidas por los datos de referencia, cumpliendo además criterios de estabilidad estática lateral – direccional, según lo presentado en la sección 2.3.

En función de lo discutido previamente, se determina que el modelo CFD estático es concordante con los datos experimentales reportados en la literatura. Por lo tanto, este queda suficientemente validado para proceder con el modelo dinámico, en particular

respaldando aspectos de la geometría computacional, su mallado y el modelo de turbulencia escogido.

5.3 Discusión respecto a la validación del modelo dinámico CFD – 6DOF

A partir de la comparación directa realizada entre las series temporales de actitud lateral – direccional de la aeronave, cabe destacar el grado de similitud alcanzado entre las mediciones experimentales y datos de simulación, presentando una alta coherencia entre ellas. Esto queda respaldado al analizar los errores RMSE normalizados de cada variable de actitud predicha por el modelo, según lo recopilado en la Tabla 7, donde se presenta que tanto los ángulos de rotación de roll y yaw, así como la tasa de rotación de yaw, poseen errores inferiores o iguales a un 11.5%. Para el caso de la tasa de rotación de roll, esta métrica de error escala a un 17.5%, donde este incremento se atribuye al ruido que posee la señal, como se observa en la Figura 31.c. Este ruido es causado por el Filtro de Kalman Extendido incluido por el autopiloto y su procesamiento de las mediciones de los giroscopios que este integra.

También es de notar cómo cada estado de actitud simulado sigue la tendencia general de las mediciones en vuelo, mostrando que la dinámica de vuelo de la aeronave está siendo correctamente representada dentro de ciertos márgenes de error. La Figura 31.c verifica la representación del modo dinámico de *Roll*, esto al presentar variaciones con constantes de tiempo reducidas de la tasa de rotación de roll en respuesta al impulso del alerón. Con respecto al modo dinámico *Spiral*, el modelo dinámico logra representarlo como un crecimiento sostenido en el ángulo de rotación de yaw, como se presenta en la Figura 31.b. Este incremento se da en conjunto a un ángulo de bancada o roll que, si bien presenta oscilaciones, estas se dan en torno a una tendencia relativamente constante, según lo mostrado en la Figura 31.a. Adicionalmente, la tasa de rotación de yaw presenta el mismo comportamiento de oscilación alrededor de $10 \left[\frac{^\circ}{s} \right]$, tal como se observó para el caso experimental, sugiriendo un comportamiento de estabilidad marginal al tender hacia un nuevo equilibrio.

Por otro lado, de la comparación visual se extrae que el modelo dinámico logra capturar las oscilaciones libres observadas en los datos de vuelo, en particular siendo más evidentes en las tasas de rotación de roll y yaw, presentadas en la Figura 31.c y Figura 31.d. Este comportamiento oscilatorio acoplado entre tasas de rotación verifica que el modelo dinámico está representando el modo *Dutch Roll*, caracterizado como un modo de segundo orden. Analizando los espectros frecuenciales calculados para las tasas de rotación obtenidas tanto de modelo dinámico como de los datos de vuelo, presentados en la Figura 32, se logran extraer dos elementos característicos, sus amplitudes de oscilación y las frecuencias naturales de estas.

A partir de lo presentado en la Tabla 8, con respecto a las amplitudes de oscilación, el modelo presenta un grado de coherencia satisfactorio respecto a las mediciones experimentales, presentando diferencias relativas de 8.0% y 15.3% para las tasas de rotación de roll y yaw, respectivamente. Por otro lado, las diferencias relativas obtenidas

para las frecuencias de oscilación sugieren que el modelo logra capturar la frecuencia característica de modo *Dutch Roll* de forma correcta. Estas similitudes se alcanzaron luego de un proceso exhaustivo de calibración de los parámetros del modelo que generaban mayores grados de incertidumbre, como las componentes del tensor de inercia, donde la que presentó un mayor impacto fue su componente I_{zz} .

En particular, el caso de la frecuencia natural de la tasa de rotación de yaw se ve representada correctamente por el modelo, esto al presentar una diferencia relativa de un 10.8% respecto a las mediciones. No obstante, para la tasa de rotación de roll se presenta una diferencia significativa de un 21.1%. Esto es atribuible al mayor grado de ruido que posee esta señal, como se puede apreciar en la Figura 31.c, lo que también es captado por el espectro frecuencial de esta tasa de rotación, esto en base a los demás picos frecuenciales que este presenta, según se muestra en la Figura 32.a. Por el contrario, la tasa de rotación de yaw presenta una señal más limpia, lo que se aprecia igualmente en su espectro frecuencial al carecer de otros picos característicos, como se observa en la Figura 32.b, y da paso a una mejor predicción de su frecuencia natural por parte del modelo dinámico.

En base a lo discutido previamente, el modelo dinámico CFD-6DOF desarrollado queda validado con la configuración utilizada, esto debido a que predice de forma coherente la actitud lateral – direccional de un UAV de ala volante ante una perturbación lateral, representando satisfactoriamente los modos dinámicos de *Roll* y *Spiral*, además de capturar consistentemente los parámetros dinámicos del modo oscilatorio *Dutch Roll*. Por lo tanto, la hipótesis planteada para la investigación es validada.

5.4 Limitaciones del estudio y perspectivas de trabajo futuro

Como cierre de la discusión del estudio se abordan las limitaciones y dificultades experimentadas durante el desarrollo, esto con el fin de que se tengan en consideración en caso de replicar la metodología empleada. Adicionalmente, se proponen líneas de trabajo futuro, así como aspectos a refinar respecto a la metodología implementada.

5.4.1 Limitaciones de la investigación

Con respecto a las limitaciones del estudio, en cuanto a la caracterización de la plataforma de referencia, la estimación de los componentes del tensor de inercia se vio afectada por el estado del SX8 del GIANT. Este ejemplar se encontraba en un estado de reacondicionamiento luego de un tiempo en desuso, donde se le aplicaron refuerzos con resina epóxica en diferentes lugares del fuselaje. Esta variabilidad en la densidad del material afectaba directamente a la estimación de masa e inercia del fuselaje y alas de la aeronave, la que se realizó en base a la geometría computacional del UAV en primera instancia. No obstante, dadas las incoherencias presentadas en esta estimación y la medición de masa del UAV, su tensor de inercia debió estimarse a partir de configuraciones reportadas en la literatura para más veracidad, junto con calibraciones del modelo en función de los componentes de este.

Por otro lado, para la validación aerodinámica de la aeronave no se realizó un análisis de sensibilidad en cuanto a modelos de turbulencia disponibles. En particular, se hubiera hecho

un análisis de sensibilidad para modelos utilizados comúnmente en aplicaciones aeroespaciales, como el modelo Spalart – Allmaras y el modelo $k - \omega SST$ ya utilizado [23]. Además, se hubiera probado el Modelo de Esfuerzos de Reynolds (RSM), que modela la turbulencia sin considerar la hipótesis de Boussinesq para isotropía de los esfuerzos de Reynolds, utilizando ecuaciones de transporte para cada componente de este tensor [30].

Con respecto al modelo dinámico, no se calcularon las derivadas de estabilidad dinámicas del UAV, las que son relativas a las tasas de rotación de la aeronave e involucran aspectos de disipación de energía. La validación de estas respecto a datos reportados en la literatura especializada daría paso a un mayor grado de confianza en el modelo dinámico CFD-6DOF. Este cálculo puede hacerse aplicando el método de oscilaciones forzadas en un modelo CFD con mado dinámico, empleando las técnicas de actualización de malla utilizadas en este estudio.

En adición a lo anterior, otra limitación es la aplicación del efecto de las superficies de control mediante fuerzas y momentos equivalentes, en lugar de la modelación explícita de la deflexión de estas en el transcurso de la simulación. Por otro lado, se tiene que la extensión determinada por el dominio podría ser extendida lateralmente para capturar un mayor tiempo de simulación durante la maniobra, esto en base a la trayectoria medida en vuelo, con lo que se podrían analizar mayores intervalos de tiempo en la simulación y los efectos de viento cruzado a mayores ángulos de yaw o del rumbo de la aeronave.

5.4.2 Propuestas de trabajo futuro

Finalmente, con respecto a las perspectivas para trabajo futuro siguiendo el desarrollo presentado, se proponen dos líneas de trabajo o investigación. En primer lugar, se plantea seguir desarrollando el modelo dinámico para realizar análisis de estabilidad de UAVs en etapa de diseño. Esto se justifica al presentar el modelo como una alternativa a los métodos actuales utilizados para determinar y analizar estabilidad en vuelo, como los presentados en la sección 1.1.3, los que se basan en pruebas experimentales costosas, las que requieren de prototipado; o bien utilizando métodos numéricos de baja fidelidad, como VLM, o los modelos linealizados obtenidos a partir de derivadas de estabilidad, lo que no considera efectos no lineales. De esta forma, el modelo desarrollado puede emplearse como un simulador de vuelo de alta fidelidad para evaluar el comportamiento de la aeronave ante diferentes perturbaciones y condiciones de operación.

Por otro lado, siguiendo esta misma lógica del uso del modelo como un entorno de simulación de vuelo, se plantea la segunda línea de investigación futura. Recreando diversas condiciones de operación y maniobras controladas de vuelo, el modelo permite generar bases de datos de vuelos virtuales sobre los que potencialmente se pueden aplicar técnicas de identificación de sistemas, como las empleadas por Reinhardt [28]. Este método tiene relevancia dentro del diseño de sistemas de control, donde un modelo matemático de la planta a controlar es requerido. De esta forma, esto permitiría generar estos modelos a partir de datos de simulación de alta fidelidad, sin requerir de vuelos experimentales y/o prototipado para generar estas bases de datos.

6 Conclusiones

Del desarrollo del presente estudio, se establece que se han logrado completar todos los objetivos específicos planteados. Por lo tanto, el objetivo general de este estudio se declara como completado exitosamente, esto a partir del correcto desarrollo y validación del modelo dinámico CFD-6DOF para un UAV de tipo ala volante respecto a mediciones de vuelo. De esta forma, la hipótesis propuesta resulta verificada, pues este modelo fue capaz de capturar la física del problema correctamente, con predicciones de la actitud de la aeronave dentro de márgenes de tolerancia de error.

Con respecto a la parte experimental del estudio, se logró implementar e instrumentar correctamente el UAV de referencia, el que corresponde a un Skywalker X8 de tipo ala volante. A partir de esto, se desarrollaron diversas pruebas experimentales de vuelo, en las que se aplicó una perturbación de tipo impulsiva en los alerones de la aeronave. De esta forma, se lograron excitar los tres modos dinámicos laterales – direccionales característicos de una aeronave: *Roll*, *Spiral* y *Dutch Roll*. Estos últimos pudieron ser caracterizados a partir de las mediciones de actitud en vuelo, analizando sus comportamientos y características, con lo que fue completado el primer objetivo específico planteado.

En lo referente al segundo objetivo específico, se logró desarrollar un modelo CFD estático de la aeronave de referencia. A partir de este, se realizó una campaña de simulaciones aerodinámicas estacionarias, ejecutando barridos tanto de ángulo de ataque, para el cálculo de coeficientes aerodinámicos longitudinales, como de ángulo de deriva, para coeficientes laterales y direccionales. Una vez generada esta base de datos de resultados, se compararon críticamente con valores extraídos de modelos aerodinámicos basados en mediciones de túnel de viento, los que son postulados en la literatura especializada. De esta forma, se encontró concordancia satisfactoria entre ambos conjuntos de datos, siguiendo las tendencias observadas en los datos de referencia y métricas de error reducidas e inferiores o iguales a un 11.9% en la mayoría de los casos. Sin embargo, ciertos coeficientes presentaban discrepancias entre sí, presentando métricas de error de hasta un 20.4%, las que fueron atribuidas a factores como la configuración experimental del modelo de referencia, esto para los coeficientes de momento de roll y yaw, o la formulación del modelo de turbulencia utilizado en el caso del coeficiente de arrastre.

Posteriormente, se procedió con la implementación del modelo dinámico, empleando el modelo *Six Degrees of Freedom* (6DOF) interno de ANSYS Fluent, de forma que se logró concretar el tercer objetivo. Para esto, se implementaron las estrategias de actualización de mallas computacionales de suavizado y remallado, responsables de adaptarla al movimiento del UAV dentro del dominio. Con respecto al remallado, dadas sus restricciones de uso único con elementos tetraédricos, se optó por una estrategia de mallado híbrido, con elementos poliédricos en la zona rígida que se mueve con el UAV, pero implementando elementos tetraédricos en la zona externa y deformable. Por otro lado, los aspectos internos del modelo fueron implementados mediante Funciones Definidas por el Usuario (UDF), donde se definieron las propiedades físicas de la aeronave, cargas externas ejercidas sobre esta y el impulso del alerón ejercido en la simulación. Este último se formuló como fuerzas

y momentos externos equivalentes, los que fueron calibrados de simulaciones CFD estáticas donde las superficies de control se encontraban explícitamente modeladas.

Con respecto a los resultados arrojados por el modelo dinámico, como se mencionó previamente, estos presentan concordancia satisfactoria con respecto a las mediciones de actitud en vuelo. En particular, se destacan el seguimiento de las tendencias experimentales y la captura de los modos dinámicos laterales – direccionales del UAV. Las predicciones realizadas por el modelo dinámico alcanzaron métricas de error RMSE normalizado inferiores o iguales a un 11.5%, lo que refuerza la validez de este. Solo en el caso de la tasa de rotación de roll se alcanzó un error de 17.5%, pero que fue atribuido al ruido presente en esta señal. Otro aspecto positivo en los resultados obtenidos fue el referente a las frecuencias naturales y amplitudes de oscilación que presentaron las tasas de rotación de roll y yaw, obtenidas mediante el análisis de sus espectros frecuenciales, alcanzando diferencias relativas de magnitudes reducidas y/o atribuibles a factores como el ruido en la medición, donde este fenómeno se reitera para la tasa de rotación de roll.

En función de lo anterior, el modelo se declara como validado. Esto en base a las consistencias observadas respecto a las mediciones experimentales, puesto que la física primordial estaría siendo correctamente representada, además de presentar métricas de error dentro de márgenes de tolerancia. De esta forma, el último objetivo específico planteado es concretado y, por lo tanto, el objetivo general de la investigación se declara como completado, esto ya que se logró desarrollar e implementar un modelo dinámico CFD-6DOF, con el que es posible analizar la dinámica lateral – direccional de un UAV de tipo ala volante y su estabilidad. Lo anterior se sustenta en que este predice resultados de actitud de la aeronave coherentes con la física del problema y las observaciones experimentales, presentando discrepancias reducidas y tolerables. Con esto, la hipótesis planteada queda entonces verificada.

Finalmente, con respecto a las limitaciones, se discutieron diversos aspectos relacionados con la metodología desarrollada. De estos se destacan elementos relativos a la parte experimental del estudio, como la falta de un método riguroso de estimación del tensor de inercias de la aeronave. También se discutieron aspectos del modelo CFD, como un análisis de sensibilidad de modelos de turbulencia o una estimación previa de derivadas dinámicas de estabilidad, para corroborar el correcto cálculo de los componentes dinámicos de la aerodinámica del problema, entre otras. En lo referente a las perspectivas del estudio, se proponen dos líneas de investigación futuras. En primer lugar, continuar con el desarrollo del modelo dinámico para el análisis de estabilidad en vuelo de UAV de tipo ala volante, teniendo alto valor para el estudio de aeronaves en etapa de diseño previo a su prototipado y fabricación. Por otro lado, se plantea utilizar el modelo desarrollado como un simulador de vuelos virtuales de alta fidelidad en términos de la aerodinámica. De esta forma, pueden generarse bases de datos de vuelo para la aplicación de algoritmos de identificación de sistemas y el desarrollo de modelos matemáticos para aplicaciones de control, reduciendo la dependencia y costos asociados a vuelos experimentales y prototipado.

Referencias

- [1] EMOL, "Drones para Chile: lanzan agenda nacional para fortalecer la soberanía tecnológica en el desarrollo de drones para sectores clave." Dec. 01, 2025. Accessed: Mar. 29, 2026. [Online]. Available: <https://www.emol.com/noticias/Tendencias/2025/12/01/1184691/iniciativa-drones-para-chile.html>
- [2] R. Martinez-Val, "Flying Wings. A New Paradigm for Civil Aviation?" 2007, Accessed: Sep. 18, 2025. [Online]. Available: <https://ojs.cvut.cz/ojs/index.php/ap/article/view/914>
- [3] A. L. Bolsunovsky *et al.*, "Flying wing—problems and decisions," *Aircraft Design*, vol. 4, no. 4, pp. 193–219, Dec. 2001, doi: 10.1016/S1369-8869(01)00005-2.
- [4] U. Ali, M. Okasha, T. N. Dief, M. S. A. ElSayed, and M. M. Kamra, "Blended wing body designs for aerodynamic, stability, and control optimization: A comprehensive review," *Transportation Engineering*, vol. 22, p. 100397, Dec. 2025, doi: 10.1016/j.treng.2025.100397.
- [5] H. Xin *et al.*, "Longitudinal Attitude Control and Stability Analysis for a Low Aspect Ratio Flying Wing UAV at High Angle of Attack," *International Journal of Aerospace Engineering*, vol. 2024, no. 1, Jan. 2024, doi: 10.1155/2024/6336361.
- [6] L. Song, H. Yang, J. Xie, C. Ma, and J. Huang, "Method for Improving the Natural Lateral-Directional Stability of Flying Wings," *J. Aerosp. Eng.*, vol. 29, no. 5, Sep. 2016, doi: 10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0000625.
- [7] L. Song and L. Wang, "Reconfigurable Flight Control Design for Combat Flying Wing with Multiple Control Surfaces," *Chinese Journal of Aeronautics*, vol. 25, no. 4, pp. 493–499, Aug. 2012, doi: 10.1016/S1000-9361(11)60412-3.
- [8] S. D'urso and R. Martínez-Val, "Flight Dynamics of the flying wing," vol. 5, Sep. 2008.
- [9] S. Paudel, "Aerodynamic and Stability Analysis of Blended Wing Body Aircraft," *International Journal of Mechanical Engineering and Applications*, vol. 4, no. 4, p. 143, 2016, doi: 10.11648/j.ijmea.20160404.12.
- [10] B. K. Sedhain *et al.*, "Design and Analysis of Blended Wing Body Aircraft for Stability," 2023, pp. 875–890. doi: 10.1007/978-981-19-6945-4_66.
- [11] P. Roysdon and M. Khalid, "Lateral-Directional Stability Investigation of a Blended-Wing Body," in *10th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations (ATIO) Conference*, Reston, Virigina: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Sep. 2010. doi: 10.2514/6.2010-9167.
- [12] B. Mi and H. Zhan, "Review of Numerical Simulations on Aircraft Dynamic Stability Derivatives," *Archives of Computational Methods in Engineering*, vol. 27, no. 5, pp. 1515–1544, Nov. 2020, doi: 10.1007/s11831-019-09370-8.

- [13] A. Da Ronch, D. Vallespin, M. Ghoreyshi, and K. J. Badcock, "Evaluation of Dynamic Derivatives Using Computational Fluid Dynamics," *AIAA Journal*, vol. 50, no. 2, pp. 470–484, Feb. 2012, doi: 10.2514/1.J051304.
- [14] J. FU, Z. SHI, Z. GONG, M. H. LOWENBERG, D. WU, and L. PAN, "Virtual flight test techniques to predict a blended-wing-body aircraft in-flight departure characteristics," *Chinese Journal of Aeronautics*, vol. 35, no. 1, pp. 215–225, Jan. 2022, doi: 10.1016/j.cja.2021.01.006.
- [15] L. Wang, S. Tai, T. Yue, H. Liu, Y. Wang, and C. Bu, "Longitudinal Aerodynamic Parameter Identification for Blended-Wing-Body Aircraft Based on a Wind Tunnel Virtual Flight Test," *Aerospace*, vol. 9, no. 11, p. 689, Nov. 2022, doi: 10.3390/aerospace9110689.
- [16] S. TAI, C. BU, Y. WANG, T. YUE, H. LIU, and L. WANG, "Identification of aircraft longitudinal aerodynamic parameters using an online corrective test for wind tunnel virtual flight," *Chinese Journal of Aeronautics*, vol. 37, no. 9, pp. 261–275, Sep. 2024, doi: 10.1016/j.cja.2024.05.031.
- [17] P. Sandoval, P. Cornejo, and F. Tinapp, "Evaluating the longitudinal stability of an UAV using a CFD-6DOF model," *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 43, pp. 463–470, Jun. 2015, doi: 10.1016/j.ast.2015.04.009.
- [18] J. D. Anderson, *Fundamentals of Aerodynamics*, 5th ed. New York, NY, USA: McGraw-Hill Education, 2011.
- [19] K. Gryte, R. Hann, M. Alam, J. Rohac, T. A. Johansen, and T. I. Fossen, "Aerodynamic modeling of the Skywalker X8 Fixed-Wing Unmanned Aerial Vehicle," in *2018 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*, IEEE, Jun. 2018, pp. 826–835. doi: 10.1109/ICUAS.2018.8453370.
- [20] T. R. Yechout, S. L. Morris, D. E. Bossert, and W. F. Hallgren, *Introduction to Aircraft Flight Mechanics: Performance, Static Stability, Dynamic Stability, Feedback Control and State-Space Foundations*, 1+. in AIAA Education Series. Reston, VA, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2003.
- [21] MIT OpenCourseWare, "Aircraft Lateral Dynamics: Spiral, Roll, and Dutch Roll Modes," 2004, MIT. Accessed: Jun. 27, 2026. [Online]. Available: <https://ocw.mit.edu/courses/16-333-aircraft-stability-and-control-fall-2004/>
- [22] J. D. Anderson, *Computational Fluid Dynamics: The Basics with Applications*. McGraw-Hill, 1995.
- [23] H. K. Versteeg and W. Malalasekera, *An Introduction to Computational Fluid Dynamics: The Finite Volume Method*, 2nd ed. Harlow, England: Pearson Education Limited, 2007.
- [24] F. R. Menter, "Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications," *AIAA Journal*, vol. 32, no. 8, pp. 1598–1605, Aug. 1994, doi: 10.2514/3.12149.

- [25] K. Gryte, "High Angle of Attack Landing of an Unmanned Aerial Vehicle," Norwegian University of Science and Technology, 2015.
- [26] B. Løw-Hansen, R. Hann, K. Gryte, T. A. Johansen, and C. Deiler, "Modeling and identification of a small fixed-wing UAV using estimated aerodynamic angles," *CEAS Aeronaut. J.*, vol. 16, no. 2, pp. 501–523, Apr. 2025, doi: 10.1007/s13272-025-00816-3.
- [27] R. Mohammadi Farhadi, V. Kortunov, A. Molchanov, and T. Solianyik, "ESTIMATION OF THE LATERAL AERODYNAMIC COEFFICIENTS FOR SKYWALKER X8 FLYING WING FROM REAL FLIGHT-TEST DATA," *Acta Polytechnica*, vol. 58, no. 2, p. 77, Apr. 2018, doi: 10.14311/AP.2018.58.0077.
- [28] D. Reinhardt, K. Gryte, and T. Arne Johansen, "Modeling of the Skywalker X8 Fixed-Wing UAV: Flight Tests and System Identification," in *2022 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*, IEEE, Jun. 2022, pp. 506–515. doi: 10.1109/ICUAS54217.2022.9836104.
- [29] UAVMODEL, "Fixed Wing Drone - High-Performance Skywalker X8 2122mm UAV Aircraft for Long-Range Flights," 2026. [Online]. Available: <https://www.uavmodel.com>
- [30] ANSYS, "Ansys Fluent Theory Guide," 2026. Accessed: Apr. 14, 2026. [Online]. Available: https://ansyshelp.ansys.com/public/account/secured?returnurl=////Views/Secured/corp/v242/en/flu_th/flu_th.html
- [31] ANSYS, "ANSYS - Using Dynamic Meshes." Accessed: May 19, 2026. [Online]. Available: https://ansyshelp.ansys.com/public/account/secured?returnurl=////Views/Secured/corp/v242/en/flu_ug/flu_ug_sec_dynamic_using.html
- [32] Z. Zhang, G. Mei, and N. Xu, "A geometrically and locally adaptive remeshing method for finite difference modeling of mining-induced surface subsidence," *Journal of Rock Mechanics and Geotechnical Engineering*, vol. 14, no. 1, pp. 219–231, Feb. 2022, doi: 10.1016/j.jrmge.2021.11.001.
- [33] ANSYS, "Fluent Customization Manual." Accessed: May 19, 2026. [Online]. Available: https://ansyshelp.ansys.com/public/account/secured?returnurl=////Views/Secured/corp/v242/en/flu_udf/flu_udf.html

Anexos

Anexo A: Configuración del modelo CFD en ANSYS Fluent

Este anexo presenta las configuraciones y parámetros empleados tanto para el modelo estático como para el modelo dinámico en el software ANSYS Fluent.

- **Configuración general del solucionador**

Tabla 9. Parámetros generales del solucionador.

Parámetro	Valor
Solver Type	Pressure-Based
Velocity Formulation	Absolute
Time	Steady/Transient *
Gravity	Activada
Gravity Components	$(-0.416, 0, 9.801) \left[\frac{m}{s^2} \right]$

*Dependiente del contexto, es decir, si corresponde al modelo estático o dinámico.

- **Submodelos empleados**

Tabla 10. Submodelos de ANSYS Fluent empleados en el modelo.

Sub-modelo	Estado	Sub-modelo	Estado	Sub-modelo	Estado
Multiphase	Off	Species	Off	Structure	Off
Energy	Off	Discrete phase	Off	Eulerian Wall Film	Off
Viscous	SST k-omega (2 ecs.)	Solidification and Melting	Off	Potential/ Electrochemistry	Off
Radiation	Off	Virtual Blade Model	Off	Battery Model	Off
Heat Exchanger	Off	Acoustics	Off	Ablation	Off

- **Modelo de turbulencia**

Tabla 11. Parámetros del modelo de turbulencia empleado.

Parámetro	Valor
Model	k-omega (2 eqn)
k-omega Model	SST
Near-Wall Treatment	Correlation
Curvature Correction	Desactivada
Corner Flow Correction	Desactivada
Production Kato-Launder	Desactivada
Production Limiter	Activada

Tabla 12. Constantes utilizadas en el modelo de turbulencia.

Parámetro	Valor	Parámetro	Valor
Alpha*_inf	1	TKE (Inner) Prandtl #	1.176
Alpha_inf	0.52	TKE (Outer) Prandtl #	1
Beta*_inf	0.09	SDT (Inner) Prandtl #	2
a1	0.31	SDT (Outer) Prandtl #	1.168
Beta_i (Inner)	0.075	Production Limiter Clip Factor	10
Beta_i (Outer)	0.0828		

- **Propiedades del material**

Tabla 13. Propiedades del material empleado en el modelo.

Parámetro	Valor
Material Type	Fluid
Fluent Fluid Materials	Air
Density $\left[\frac{kg}{m^3}\right]$	1.225
Viscosity $\left[\frac{kg}{m \cdot s}\right]$	1.7894×10^{-5}

- **Condición de borde de entrada**

Tabla 14. Configuración de la condición de borde de entrada de velocidad.

Parámetro	Valor	Parámetro	Valor
Velocity Specification Method	Components	Y-Velocity $\left[\frac{m}{s}\right]$	0
Reference Frame	Absolute	Z-Velocity $\left[\frac{m}{s}\right]$	-0.869
Supersonic/Initial Gauge Pressure [Pa]	0	Turbulence Specification Method	Intensity and Viscosity Ratio
Coordinate System	Cartesian (X, Y, Z)	Turbulent Intensity [%]	0.1
X-Velocity $\left[\frac{m}{s}\right]$	-20.482	Turbulent Viscosity Ratio	1

- **Condición de borde de salida**

Tabla 15. Configuración de la condición de borde de salida de presión.

Parámetro	Valor	Parámetro	Valor
Backflow Reference Frame	Absolute	Backflow Pressure Specification	Total Pressure
Gauge Pressure [Pa]	0	Turbulence Specification Method	Intensity and Viscosity Ratio
Pressure Profile Multiplier	1	Turbulent Intensity [%]	0.1
Backflow Direction Specification Method	Normal to Boundary	Turbulent Viscosity Ratio	1

- **Condición de borde de pared**

Tabla 16. Configuración de la condición de borde de tipo pared.

Parámetro	Valor
Wall Motion	Stationary Wall
Shear Condition	No Slip
Wall Roughness Models	Standard
Roughness Height [m]	0
Roughness Constant	0.5

- **Métodos empleados en la solución**

Tabla 17. Métodos y esquemas de discretización utilizados en el modelo.

Parámetro	Valor
Pressure-Velocity Coupling Scheme	Coupled
Gradient Spatial Discretization	Least Squares Cell Based
Pressure Spatial Discretization	Second Order
Momentum Spatial Discretization	First Order Upwind
Turbulent Kinetic Energy Spatial Discretization	First Order Upwind
Specific Dissipation Rate Discretization	First Order Upwind
Pseudo Time Method	Off
Transient Formulation*	First Order Implicit

*Dependiente de si se está utilizando el modelo dinámico.

- **Controles de la solución y factores de relajación empleados**

Tabla 18. Controles y factores de relajación utilizados en el modelo.

Parámetro	Valor	Parámetro	Valor
Flow Courant Number	200	Body Forces	1
Momentum	0.75	Turbulent Kinetic Energy	0.8
Pressure	0.75	Specific Dissipation Rate	0.8
Density	1	Turbulent Viscosity	1

- **Inicialización de la solución**

Tabla 19. Configuración utilizada para la inicialización de la solución.

Parámetro	Valor
Initialization Method	Standard
Compute from	All-zones
Reference Frame	Absolute
Gauge Pressure Initial Value [Pa]	0
X Velocity Initial Value $\left[\frac{m}{s}\right]$	-20.482
Y Velocity Initial Value $\left[\frac{m}{s}\right]$	0
Z Velocity Initial Value $\left[\frac{m}{s}\right]$	-0.869
Turbulent Kinetic Energy Initial Value $\left[\frac{m^2}{s^2}\right]$	0.000628
Specific Dissipation Rate Initial Value $[s^{-1}]$	42.969

- **Ejecución de la solución**

Tabla 20. Configuración utilizada para la ejecución de la solución en su formulación transiente.

Parámetro	Valor
Time Advancement Type	Fixed
Time Advancement Method	User-Specified
Time Step Size [s]	0.025
Max Iterations/Time Step	20

La cantidad de pasos de tiempo a configurar depende del intervalo temporal que se pretende simular y el tamaño de paso de tiempo configurado. En el caso del modelo estático, en esta sección solo se debe configurar la cantidad de iteraciones que el solucionador debe calcular. Esto dependerá de los criterios de convergencia utilizados.

Anexo B: UDF para el modelo 6DOF en ANSYS Fluent

Este anexo presenta la Función Definida por el Usuario (UDF) utilizada para la configuración del modelo 6DOF en el software ANSYS Fluent.

```
#include "udf.h"
#include "math.h"

/* =====
 * UDF 6DOF – Skywalker X8 | Dinamica Lateral con Alerones
 * ===== */

/* --- CONDICIONES DE VUELO Y TRIM --- */
#define V_INF          20.5 /* Velocidad de flujo libre [m/s] */
#define delta_E_TRIM   -0.62 /* Deflexion de elevador de trim [deg] */
#define ALPHA_TRIM_DEG 2.43 /* AoA de trim [deg] */
#define T_BASE         5.96 /* Empuje [N] */

/* --- PROPIEDADES FISICAS --- */
#define MASS  4.8 /* Masa real del Skywalker X8 [kg] */
#define IXX   0.45 /* Componentes del tensor de inercia [kg*m^2] */
#define IYY   0.325
#define IZZ   0.45
#define IXZ   0.06
#define S     0.75 /* Area alar [m^2] */
#define b     2.122 /* Envergadura [m] */
#define c     0.3571 /* Cuerda media aerodinamica [m] */
#define rho   1.225 /* Densidad del aire [kg/m^3] */

/* --- DERIVADAS DE CONTROL (adimensionales [1/grado]) --- */
#define CX_de  0.000232
#define CZ_de  -0.0106
#define Cm_de -0.00553
#define CY_da  0.000379
#define Cl_da  0.00251
#define Cn_da -0.0000273
```

```

/* --- PARAMETROS DEL IMPULSO DEL ALERÓN --- */
#define DA_MAX      4.7  /* Amplitud maxima [deg] */
#define T_DELAY     0.0  /* Tiempo de vuelo libre antes del pulso [s] */
#define T_RAMP_UP   0.38 /* Duracion de la rampa de subida [s] */
#define T_PLATEAU   1.0  /* Tiempo al final del la deflexion constante [s] */
#define T_RAMP_DOWN 1.25 /* Tiempo al final de la rampa de bajada [s] */

/* --- INICIALIZACION Y CONFIGURACION DEL MODELO*/
static int init_step = 1;
static real t_ref = 1.5;

DEFINE_SDOF_PROPERTIES(UAV_LATERAL_DYNAMICS, prop, dt, time, dtime)
{
    /* 1. DEFINICION DE VARIABLES Y GENERACION DE CSV*/
    real tiempo_actual, t_pulso, delta_A, q_dyn;
    real M_x_b, M_y_b, M_z_b;
    real F_x_b, F_y_b, F_z_b;
    real cg_x, cg_y, cg_z;
    real roll, pitch, yaw;
    real u, v, w;
    real p, q, r;

    if (init_step == 1) {
        t_ref = CURRENT_TIME;
        init_step = 2;
        #if !RP_NODE
        FILE *fp;
        fp = fopen("uav_lateral_dynamics.csv", "w");
        if (fp != NULL) {
            fprintf(fp, "Tiempo_s;X_m;Y_m;Z_m;Roll_deg;Pitch_deg;"
                        "Yaw_deg;U_ms;V_ms;W_ms;P_degs;Q_degs;R_degs;"
                        "DeltaA_deg;Fx_b_N\n");
            fclose(fp);
        }
        #endif
    }

    tiempo_actual = CURRENT_TIME - t_ref;

```

```

/* 2. INERCIAS Y MARCO LOCAL */
prop[SDOF_LOAD_LOCAL] = TRUE;
prop[SDOF_MASS] = MASS;
prop[SDOF_IXX] = IXX;
prop[SDOF_IYY] = IYY;
prop[SDOF_IZZ] = IZZ;
prop[SDOF_IXZ] = IXZ;

/* 3. CAPTURA DE ESTADOS */
cg_x = DT_CG(dt)[0];
cg_y = DT_CG(dt)[1];
cg_z = DT_CG(dt)[2];
roll = DT_THETA(dt)[0] * 180.0 / M_PI;
pitch = DT_THETA(dt)[1] * 180.0 / M_PI;
yaw = DT_THETA(dt)[2] * 180.0 / M_PI;
u = DT_VEL_CG(dt)[0];
v = DT_VEL_CG(dt)[1];
w = DT_VEL_CG(dt)[2];
p = DT_OMEGA_CG(dt)[0] * 180.0 / M_PI;
q = DT_OMEGA_CG(dt)[1] * 180.0 / M_PI;
r = DT_OMEGA_CG(dt)[2] * 180.0 / M_PI;

/* 4. PRESION DINAMICA */
q_dyn = 0.5 * rho * V_INF * V_INF;

/* 5. PERTURBACION DE ALERON */
if (tiempo_actual < T_DELAY) {
    /* Vuelo libre – no hay deflexion de aleron */
    delta_A = 0.0;
} else {
    /* Tiempo relativo al inicio del pulso */
    t_pulso = tiempo_actual - T_DELAY;
    if (t_pulso < T_RAMP_UP) {
        delta_A = (DA_MAX / T_RAMP_UP) * t_pulso;
    } else if (t_pulso < T_PLATEAU) {
        delta_A = DA_MAX;
    } else if (t_pulso < T_RAMP_DOWN) {

```

```

        delta_A = DA_MAX * (T_RAMP_DOWN - t_pulso) / (T_RAMP_DOWN -
T_PLATEAU);
    } else {
        delta_A = 0.0;
    }
}

/* 6. CALCULO DE CARGAS */

/* 6a. FUERZA EN X: empuje trim y efecto del elevador de trim */
F_x_b = T_BASE + (CX_de * delta_E_TRIM * q_dyn * S);

/* 6b. FUERZA EN Y: aleron */
F_y_b = (CY_da * delta_A * q_dyn * S);

/* 6c. FUERZA EN Z: efecto del elevador de trim */
F_z_b = (CZ_de * delta_E_TRIM * q_dyn * S);

/* 6d. MOMENTOS */
M_x_b = (Cl_da * delta_A * q_dyn * S * b);
M_y_b = (Cm_de * delta_E_TRIM * q_dyn * S * c);
M_z_b = (Cn_da * delta_A * q_dyn * S * b);

/* 7. ASIGNACION DE CARGAS EXTERNAS*/
prop[SDOF_LOAD_F_X] = F_x_b;
prop[SDOF_LOAD_F_Y] = F_y_b;
prop[SDOF_LOAD_F_Z] = F_z_b;
prop[SDOF_LOAD_M_X] = M_x_b;
prop[SDOF_LOAD_M_Y] = M_y_b;
prop[SDOF_LOAD_M_Z] = M_z_b;

/* 8. ESCRITURA EN CSV */
#if !RP_NODE
{
    static real t_last_write = -1.0;
    if (CURRENT_TIME > t_last_write + 0.5 * dtime) {
        t_last_write = CURRENT_TIME;

```

```

FILE *fp = fopen("uav_lateral_dynamics.csv", "a");
if (fp != NULL) {
    fprintf(fp, "%.4f;%.4f;%.4f;%.4f;%.4f;%.4f;%.4f;"
            "%.4f;%.4f;%.4f;%.4f;%.4f;%.4f;%.2f;%.4f\n",
            tiempo_actual,
            cg_x, cg_y, cg_z,
            roll, pitch, yaw,
            u, v, w,
            p, q, r,
            delta_A,
            F_x_b);
    fclose(fp);
}
}
}

```