



ESCUELA POLITÉCNICA NACIONAL



FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA

“ESTUDIO ESTRUCTURAL DE UN VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO TIPO FUSELAJE INTEGRADO OPERANDO EN CRUCERO MEDIANTE EL MÉTODO DE LOS ELEMENTOS FINITOS”

TRABAJO DE TITULACIÓN PREVIO A LA OBTENCIÓN DEL TÍTULO DE
INGENIERO MECÁNICO

RIVERA NARVÁEZ JOSÉ SEBASTIÁN
jose.rivera@epn.edu.ec

DIRECTOR: ING. SARMIENTO BORJA EDGAR FERNANDO, M.Sc.
edgar.sarmiento@epn.edu.ec

CO-DIRECTOR: ING. VALENCIA TORRES ESTEBAN ALEJANDRO, Ph.D.
esteban.valencia@epn.edu.ec

Quito, enero 2019

CERTIFICACIÓN

Certifico que el presente trabajo fue desarrollado por **RIVERA NARVÁEZ JOSÉ SEBASTIÁN**, bajo mi supervisión.

Ing. Edgar Fernando Sarmiento Borja, M.Sc.

DIRECTOR DE PROYECTO

Ing. Esteban Alejandro Valencia Torres, Ph.D.

CO-DIRECTOR DEL PROYECTO

DECLARACIÓN

Yo, **JOSÉ SEBASTIÁN RIVERA NARVÁEZ**, declaro bajo juramento que el trabajo aquí descrito es de mi autoría; que no ha sido previamente presentado para ningún grado o calificación profesional; y, que he consultado las referencias bibliográficas que se incluyen en este documento.

A través de la presente declaración cedo mis derechos de propiedad intelectual correspondiente a este trabajo, a la Escuela Politécnica Nacional, según lo establecido por la Ley de Propiedad Intelectual, por su Reglamento y por la normativa institucional vigente.

José Sebastián Rivera Narvárez

DEDICATORIA

A mi madre, Yadira Narváez, por ser mi apoyo y fortaleza en los momentos más difíciles de mi vida y un ejemplo de lucha, perseverancia y coraje.

A mi padre, Francisco Rivera cuya curiosidad por la ciencia me sirvió de motivación para estudiar esta carrera.

A mis tías Guadalupe, Betsaida, Nancy y Grimaneza por el apoyo incondicional para conmigo y mis hermanos en las buenas y en las malas.

A mis hermanos, Juan y Grace, por el apoyo brindado a lo largo de toda mi vida.

AGRADECIMIENTO

A Dios, por no abandonarme en los momentos de mayor dificultad y por permitirme culminar con éxito mis estudios y el presente trabajo.

A mi madre, padre, tías y hermanos, por su amor incondicional, por darme todo el ánimo para continuar y no rendirme, aún en los momentos de mayor dificultad.

A mis profesores a lo largo de toda mi vida estudiantil por su dedicación, paciencia y entrega a la enseñanza.

A mi Director Ing. Edgar Sarmiento, M.Sc. y Co-director Ing. Esteban Valencia, Ph.D. por sus enseñanzas, guía y colaboración prestada para el desarrollo y termino de este trabajo.

Índice de Contenido

Certificación	i
Declaración.....	ii
Dedicatoria	iii
Agradecimiento.....	iv
Índice de figuras	ix
Índice de tablas.....	xiii
Resumen	xvi
Abstract	xvii
Introducción	1
Pregunta de Investigación	2
Objetivo general.....	2
Objetivos específicos	2
Alcance.....	3
1. MARCO TEÓRICO.....	4
1.1. Vehículo aéreo no tripulado (UAV)	4
1.2. Aeronave de fuselaje integrado (BWB)	5
1.3. Estructura de una aeronave	6
1.3.1. Estructura tipo armadura	6
1.3.2. Estructuras monocasco	7
1.3.3. Estructura semimonocasco.....	7
1.4. Estructura del ala de una aeronave.....	8
1.4.1. Clasificación de las estructuras del ala	8
1.4.1.1. Estructura mono-larguero.....	8
1.4.1.2. Estructura multi-larguero	9
1.4.1.3. Viga de caja	9
1.4.2. Miembros estructurales del ala de una aeronave.....	10
1.4.2.1. Largueros.....	11
1.4.2.2. Costillas	11
1.4.2.3. Larguerillos	11
1.4.2.4. Piel.....	11
1.5. Tipos de cargas estructurales sobre una aeronave	11
1.5.1. Cargas de superficie.....	12
1.5.2. Cargas de cuerpo	13
1.6. Normativa de aeronavegabilidad	13
1.6.1. Condiciones de carga de vuelo básicas.....	16

1.6.1.1.	Ángulo de ataque alto positivo (PHAA)	16
1.6.1.2.	Ángulo de ataque bajo positivo (PLAA)	17
1.6.1.3.	Ángulo de ataque alto negativo (NHAA)	17
1.6.1.4.	Ángulo de ataque bajo negativo (NLAA)	17
1.6.2.	Envolvente de vuelo de maniobra	17
1.6.2.1.	Factor de carga	18
1.6.2.2.	Maniobras de vuelo	18
1.6.2.3.	Condiciones límite en la envolvente de vuelo	20
1.6.3.	Ráfagas	21
1.6.3.1.	Envolvente de ráfaga	22
1.6.4.	Factor de seguridad	23
1.7.	Estabilidad y control de una aeronave tipo BWB	24
1.8.	Vuelo crucero	26
1.9.	Método de los elementos finitos (FEM)	27
2.	METODOLOGÍA	30
2.1.	Estudio paramétrico	32
2.1.1.	Características físicas generales y de operación del UAV	32
2.1.1.1.	Parámetros geométricos del UAV	32
2.1.1.2.	Condición de operación del UAV	33
2.1.1.3.	Coeficientes aerodinámicos del perfil del UAV	35
2.1.1.4.	Coeficientes aerodinámicos del UAV	37
2.1.2.	Normativa de aeronavegabilidad aplicable	38
2.1.2.1.	Envolvente de vuelo simétrico del UAV	39
2.1.2.2.	Envolvente de ráfaga del UAV	40
2.1.2.3.	Condiciones de carga límite	41
2.1.3.	Equilibrio de fuerzas del UAV	41
2.1.3.1.	Ubicación del centro aerodinámico (AC)	42
2.1.3.2.	Ubicación del centro de gravedad (CG)	42
2.1.3.3.	Punto de bisagra	43
2.1.3.4.	Equilibrio de fuerzas del UAV	43
2.1.4.	Distribución de cargas sobre el UAV	47
2.1.4.1.	Distribución de sustentación de Schrenk	47
2.1.4.2.	Distribución de la carga de inercia sobre el ala	49
2.1.4.3.	Distribución de la fuerza de arrastre	50
2.1.5.	Diagramas de fuerza cortante, momento flector y torsión	50
2.1.5.1.	Diagrama de fuerza cortante y momento flector	50
2.1.5.2.	Diagrama de torsión	53

2.1.6.	Materiales de la estructura del ala	54
2.1.6.1.	Poliolefina expandida (EPO)	55
2.1.6.2.	Acrilonitrilo butadieno estireno (ABS)	56
2.1.7.	Proceso para dimensionar una estructura semimonocasco	57
2.1.7.1.	Ubicación de largueros y costillas	58
2.1.7.2.	Proceso de dimensionamiento la viga de caja del ala	60
2.2.	Estudio numérico	66
2.2.1.	Estudio numérico CFD.....	66
2.2.2.	Estudio numérico de la estructura sólida	71
2.2.3.	Estudio numérico de la estructura semimonocasco	73
3.	RESULTADOS Y DISCUSIÓN	76
3.1.	Estudio paramétrico	76
3.1.1.	Condiciones críticas de vuelo simétrico y ráfaga	76
3.1.1.1.	Envolvente de vuelo simétrico.....	76
3.1.1.2.	Envolvente de ráfaga	78
3.1.1.3.	Condiciones de carga límite	79
3.1.2.	Equilibrio de fuerzas del UAV	80
3.1.3.	Distribución de cargas sobre el UAV.....	80
3.1.4.	Diagramas de la fuerza cortante, momento flector y torsión	83
3.1.5.	Dimensionamiento de la estructura semimonocasco	86
3.1.5.1.	Área de las plumas	86
3.1.5.2.	Espesor de las paredes de la viga de caja	89
3.1.5.3.	Espesores críticos de pandeo para las paredes de la viga de caja	92
3.1.5.4.	Espesor de las costillas.....	93
3.1.5.5.	Dimensiones finales de la estructura semimonocasco	94
3.1.6.	Esfuerzos de flexión y factor de seguridad del UAV.....	96
3.1.6.1.	Estructura semimonocasco	97
3.1.6.2.	Esfuerzos de flexión en la estructura sólida	98
3.2.	Estudio numérico	100
3.2.1.	Estudio numérico CFD del UAV	100
3.2.1.1.	Estudio de independencia de malla.....	100
3.2.1.2.	Distribución de presión.....	101
3.2.1.3.	Coeficientes aerodinámicos	101
3.2.2.	Estudio numérico estructura sólida	102
3.2.2.1.	Estudio de independencia de malla.....	102
3.2.2.2.	Reacciones en la estructura de ala sólida	103
3.2.2.3.	Esfuerzos y deformaciones en la estructura sólida.....	104

3.2.3.	Estudio numérico estructura semimonocasco.....	107
3.2.3.1.	Estudio independencia de malla.....	107
3.2.3.2.	Reacciones en la estructura semimonocasco	109
3.2.3.3.	Esfuerzos y deformaciones en la estructura semimonocasco	109
3.3.	Verificación de resultados	112
3.3.1.	Verificación de la simulación CFD	112
3.3.2.	Verificación de la simulación estructural	113
3.4.	Discusión de resultados	116
4.	CONCLUSIONES.....	120
4.1.	Conclusiones	120
4.2.	Trabajos Futuros.....	122
	Referencias Bibliográficas	123
	Anexos	128
	Anexo I. Esquema del Skywalker X-8 Flying Wing.....	129
	Anexo II. Ecuaciones para el cálculo de parámetros geométricos del ala del UAV ...	130
	Anexo III. Procedimiento para elaborar las curvas de los coeficientes de sustentación, arrastre y momento de cabeceo del perfil aerodinámico y del UAV, utilizando el software libre XFLR5	131
	Anexo IV. Tipos de aeronaves de acuerdo con la Declaración Política para la Certificación de Aeronavegabilidad de Sistemas Aéreos No Tripulados E.Y013-01..	134
	Anexo V. Ecuaciones para determinar las velocidades de diseño descritas en el reglamento CS-VLA de la EASA.....	135
	Anexo VI. Diagramas de cortante y momento flector normal y tangencial para la estructura del UAV sólida	136
	Anexo VII. Resultados obtenidos del proceso de dimensionamiento de la viga de caja del ala para el UAV.....	139
	Anexo VIII. Gráficas de convergencia del estudio numérico CFD	144
	Anexo IX. Estudio de independencia de malla	146

Índice de figuras

Figura 1.1. Vehículo aéreo no tripulado “SkyGuadian”	4
Figura 1.2. Aeronave de fuselaje integrado “X-48B”	5
Figura 1.3. Estructura tipo armadura	6
Figura 1.4. Estructura tipo monocasco	7
Figura 1.5. Estructura tipo semimonocasco	8
Figura 1.6. Estructura de ala mono-larguero	9
Figura 1.7. Estructura de ala multi-larguero	9
Figura 1.8. Estructura de ala viga de caja	10
Figura 1.9. Elementos estructurales del ala de una aeronave	10
Figura 1.10. Cargas que actúan sobre una aeronave convencional en vuelo	12
Figura 1.11. Distribución de presión y esfuerzo de corte en una superficie aerodinámica	12
Figura 1.12. Energía cinética debido a impacto por descenso no premeditado	15
Figura 1.13. Energía cinética debido a impacto por pérdida de control	15
Figura 1.14. Condiciones límite para la estructura de la caja del ala	16
Figura 1.15. Envoltente de vuelo de maniobra simétrica	18
Figura 1.16. Comportamiento dentro y fuera de la envoltente de vuelo	21
Figura 1.17. Distribuciones de la velocidad de ráfaga en una longitud finita	22
Figura 1.18. Envoltente de ráfaga	23
Figura 1.19. Estabilidad de una aeronave tipo BWB	24
Figura 1.20. Superficies de control (Elevons)	25
Figura 1.21. Efecto aerodinámico debido a la deflexión de los elevons	26
Figura 1.22. Momento aerodinámico de bisagra en una superficie de control desviada	26
Figura 1.23. Esquema del proceso de discretización de un sistema o medio continuo	27
Figura 1.24. Análisis estructural mediante el método de los elementos finitos de una aeronave “F-15C”	28
Figura 2.1. Metodología para el desarrollo del estudio paramétrico	31
Figura 2.2. Vehículo aéreo no tripulado Skywalker X-8	32
Figura 2.3. Representación del punto de crucero (C) y operación máxima (H) dentro del rango de operación del Skywalker X-8	34
Figura 2.4. Perfil aerodinámico del Skywalker X-8	35
Figura 2.5. Coeficiente de sustentación, arrastre y momento de cabeceo vs. Ángulo de ataque del perfil aerodinámico	36
Figura 2.6. Coeficiente de sustentación, arrastre y momento de cabeceo vs. Ángulo de ataque del UAV	37

Figura 2.7. Diagrama de cuerpo libre del ala UAV.	43
Figura 2.8. Coeficiente de sustentación del UAV en función del ángulo de deflexión del elevon.	45
Figura 2.9. Coeficiente de momento de cabeceo del UAV en función del ángulo de deflexión del elevon.	46
Figura 2.10. Ubicación de las estaciones del ala.	48
Figura 2.11. Componentes de la fuerza resultante sobre el ala.	51
Figura 2.12. Ubicación del centro de corte.	53
Figura 2.13. Estructura del Skywalker X-8 fabricada completamente en EPO.	55
Figura 2.14. Estructura del “Razor” fabricado en ABS mediante impresión 3D.	57
Figura 2.15. Orientación de las costillas para alas barridas.	59
Figura 2.16. Ubicación de los largueros y costillas en el ala.	60
Figura 2.17. Idealización de la sección del ala.	61
Figura 2.18. Distribución del flujo de cortante sobre la viga de caja del ala.	63
Figura 2.19. Coeficiente de pandeo por cizallamiento para placas planas.	65
Figura 2.20. Esquema del estudio CFD en ANSYS 18.	67
Figura 2.21. Dimensiones y forma del fluido.	67
Figura 2.22. Mallado del dominio del fluido.	68
Figura 2.23. Esquema del estudio de la estructura sólida.	71
Figura 2.24. Mallado de la estructura sólida del UAV.	72
Figura 2.25. Calidad de la malla de acuerdo con la métrica Aspect Ratio.	72
Figura 2.26. Esquema del estudio de la estructura semimonocasco.	73
Figura 2.27. Modelo CAD de la estructura semimonocasco del UAV.	74
Figura 2.28. Mallado de la estructura semimonocasco del UAV.	74
Figura 2.29. Mallado de la estructura semimonocasco del UAV.	75
Figura 3.1. Envolverte de vuelo simétrico del UAV.	77
Figura 3.2. Envolverte de ráfaga del UAV.	79
Figura 3.3. Distribución de sustentación de Schrenk sobre el semispan del ala del UAV.	81
Figura 3.4. Distribución de la carga de inercia sobre el semispan del ala sólida del UAV.	81
Figura 3.5. Distribución de la carga de inercia sobre el semispan del ala semimonocasco del UAV.	82
Figura 3.6. Distribución uniforme de la fuerza de arrastre sobre el semispan del ala del UAV.	82
Figura 3.7. Diagrama de la fuerza cortante normal para la estructura del UAV semimonocasco.	83
Figura 3.8. Diagrama de la fuerza cortante tangencial para la estructura del UAV semimonocasco.	84

Figura 3.9. Diagrama de momento flector normal para la estructura del UAV semimonocasco.....	84
Figura 3.10. Diagrama de momento flector tangencial para la estructura del UAV semimonocasco.....	85
Figura 3.11. Diagrama de torsión para la estructura del UAV semimonocasco.....	85
Figura 3.12. Perfil del larguero delantero y posterior del ala.....	94
Figura 3.13. Puntos de análisis del esfuerzo de flexión sobre el UAV.....	96
Figura 3.14. Estudio de la independencia de Malla de la simulación CFD del UAV. .	100
Figura 3.15. Distribución de presión sobre la cara superior e inferior del UAV.....	101
Figura 3.16. Estudio de independencia de malla para la estructura sólida (esfuerzos máximos).....	102
Figura 3.17. Estudio de independencia de malla para la estructura sólida (deformaciones máximas).....	103
Figura 3.18. Esfuerzo normal de la estructura sólida (superficie superior).....	104
Figura 3.19. Esfuerzo normal de la estructura sólida (superficie inferior).....	105
Figura 3.20. Esfuerzo de corte de la estructura sólida (superficie superior).....	105
Figura 3.21. Esfuerzo de corte en la estructura sólida (superficie inferior).....	105
Figura 3.22. Esfuerzo Von Mises en la estructura sólida (superficie superior).....	106
Figura 3.23. Esfuerzo Von Mises en la estructura sólida (superficie inferior).....	106
Figura 3.24. Deformación total de la estructura sólida.....	107
Figura 3.25. Estudio de independencia de malla para la estructura semimonocasco (esfuerzos máximos).....	108
Figura 3.26. Estudio de independencia de malla para la estructura semimonocasco (deformaciones máximas).....	108
Figura 3.27. Esfuerzo normal en la estructura semimonocasco (piel).....	109
Figura 3.28. Esfuerzo normal en la estructura semimonocasco (costillas y largueros).....	110
Figura 3.29. Esfuerzo de corte en la estructura semimonocasco (piel).....	110
Figura 3.30. Esfuerzo de corte en la estructura semimonocasco (costillas y largueros).....	110
Figura 3.31. Esfuerzo Von Mises en la estructura semimonocasco (piel).....	111
Figura 3.32. Esfuerzo Von Mises en la estructura semimonocasco (costillas y largueros).....	111
Figura 3.33. Deformación total en la estructura semimonocasco (piel).....	111
Figura 3.34. Deformación total en la estructura semimonocasco (costillas y largueros).....	112
Figura 3.35. Esfuerzo Von Mises y deformación total de la estructura semimonocasco del UAV.....	114
Figura 3.36. Esfuerzo Von Mises y deformación total de la estructura sólida del UAV.....	114

Figura 3.37. Esfuerzo Von Mises y deformación total de una estructura sólida.....	115
Figura 3.38. Deformación total y esfuerzo Von Mises de una estructura semimonocasco.....	115
Figura 3.39. Esfuerzo Von Mises máximo en la estructura semimonocasco.....	118
Figura 3.40. Esfuerzo Von Mises máximo en la estructura sólida.....	118
Figura 3.41. Deformación total en las costillas y largueros de la estructura semimonocasco.....	119
Figura A1.1. Esquema del Skywalker X-8 Flying Wing.....	129
Figura A3.1. Resultados del análisis del perfil aerodinámico.....	132
Figura A3.2. Resultados del análisis del UAV a un ángulo de ataque de 5°.....	133
Figura A6.1. Diagrama de la fuerza cortante normal para la estructura del UAV sólida.....	136
Figura A6.2. Diagrama de la fuerza cortante tangencial para la estructura del UAV sólida.....	137
Figura A6.3. Diagrama del momento flector normal para la estructura del UAV sólida.....	137
Figura A6.4. Diagrama del momento flector tangencial para la estructura del UAV sólida.....	138
Figura A8.1. Convergencia de los residuales.....	144
Figura A8.2. Convergencia del coeficiente de sustentación.....	144
Figura A8.3. Convergencia del coeficiente de arrastre.....	145
Figura A8.4. Convergencia del momento de cabeceo.....	145

Índice de tablas

Tabla 1.1. Factores de carga de la envolvente de vuelo de maniobra.....	19
Tabla 2.1. Características físicas generales y de operación del UAV Skywalker X-8. .	33
Tabla 2.2. Parámetros geométricos adicionales del UAV.....	33
Tabla 2.3. Propiedades del perfil aerodinámico del UAV.	36
Tabla 2.4. Propiedades aerodinámicas del UAV.	38
Tabla 2.5. Factores de carga especificados en el reglamento CS-VLA.....	39
Tabla 2.6. Masa, volumen y densidad de cada tipo de estructura del UAV.....	50
Tabla 2.7. Propiedades físicas y mecánicas de las espumas de polímeros de alta densidad.....	56
Tabla 2.8. Propiedades físicas y mecánicas del acrilonitrilo butadieno estireno.....	57
Tabla 2.9. Información de la malla para el estudio numérico CFD.	68
Tabla 2.10. Calidad de la malla de acuerdo con el criterio del determinante 3x3x3. ...	69
Tabla 2.11. Valores de referencia.....	70
Tabla 2.12. Información de la malla para el estudio de la estructura sólida.....	71
Tabla 2.13. Información de la malla para el estudio numérico de la estructura semimonocasco.....	75
Tabla 3.1. Velocidades de diseño para la envolvente de ráfaga y de maniobra.	76
Tabla 3.2. Velocidades y factores de carga de la envolvente de vuelo simétrico de la Figura 3.1.	77
Tabla 3.3. Velocidades y factores de carga de la envolvente de ráfaga de la Figura 3.2.	79
Tabla 3.4. Fuerzas resultantes sobre el UAV para las condiciones de carga límite y crucero.....	80
Tabla 3.5. Fuerzas y coeficientes de sustentación del UAV.....	80
Tabla 3.6. Coordenadas de las plumas de la estación (0).....	86
Tabla 3.7. Área de las plumas para la estación (0), primera iteración.	88
Tabla 3.8. Área final de las plumas para la estación (0).....	89
Tabla 3.9. Distribución del flujo de cortante básico.	90
Tabla 3.10. Área de los triángulos.....	90
Tabla 3.11. Distribución completa del flujo de cortante.	91
Tabla 3.12. Espesor de las paredes de la viga de caja en la estación (0).	92
Tabla 3.13. Coeficiente de pandeo de los paneles de piel y alma de los largueros....	92
Tabla 3.14. Espesor de las paredes de la viga de caja en la estación (0), calculados mediante el esfuerzo crítico de pandeo.....	93
Tabla 3.15. Dimensiones geométricas del larguero delantero.....	95
Tabla 3.16. Dimensiones geométricas del larguero posterior.....	95
Tabla 3.17. Coordenadas de los puntos de análisis de esfuerzo del UAV.....	96

Tabla 3.18. Coordenadas del centro de gravedad y las inercias del perfil aerodinámico genérico para la estructura semimonocasco.	97
Tabla 3.19. Esfuerzo de flexión en (MPa) para la estructura semimonocasco.	98
Tabla 3.20. Factores de seguridad para la estructura semimonocasco.	98
Tabla 3.21. Coordenadas del centro de gravedad y las inercias del perfil aerodinámico genérico para la estructura sólida.	99
Tabla 3.22. Esfuerzos de flexión en (MPa) para la estructura sólida.	99
Tabla 3.23. Factores de seguridad para la estructura sólida.	99
Tabla 3.24. Coeficientes y fuerzas aerodinámicas sobre el UAV.	102
Tabla 3.25. Reacciones en la raíz de la estructura sólida del UAV.	104
Tabla 3.26. Reacciones en la raíz de la estructura semimonocasco del UAV.	109
Tabla 3.27. Error relativo entre los coeficientes y fuerzas aerodinámicas sobre el UAV.	112
Tabla 3.28. Diferencia con el coeficiente de sustentación del Skywalker X-8.	113
Tabla 3.29. Comparación de los resultados de las estructuras de ala sólida y semimonocasco.	117
Tabla A2.1. Ecuaciones para el cálculo de parámetros geométricos del ala del UAV.	130
Tabla A4.1. Tipos de aeronaves de acuerdo con la Declaración Política para la Certificación de Aeronavegabilidad de Sistemas Aéreos No Tripulados E.Y013-01..	134
Tabla A5.1. Ecuaciones para determinar las velocidades de diseño descritas en el reglamento CS-VLA de la EASA.	135
Tabla A7.1. Área de las plumas para la condición de carga (A) de la envolvente de vuelo (mm ²).	139
Tabla A7.2. Área de las plumas para la condición de carga (D ₁) de la envolvente de vuelo (mm ²).	139
Tabla A7.3. Área de las plumas para la condición de carga (F) de la envolvente de vuelo (mm ²).	139
Tabla A7.4. Área de las plumas para la condición de carga (E) de la envolvente de vuelo (mm ²).	140
Tabla A7.5. Espesor de la piel y del alma de los largueros para la condición de carga (A) de la envolvente de vuelo, calculado mediante el esfuerzo de corte admisible (mm).	140
Tabla A7.6. Espesor de la piel y del alma de los largueros para la condición de carga (D ₁) de la envolvente de vuelo, calculado mediante el esfuerzo de corte admisible (mm).	140
Tabla A7.7. Espesor de la piel y del alma de los largueros para la condición de carga (F) de la envolvente de vuelo, calculado mediante el esfuerzo de corte admisible (mm).	141
Tabla A7.8. Espesor de la piel y del alma de los largueros para la condición de carga (E) de la envolvente de vuelo, calculado mediante el esfuerzo de corte admisible (mm).	141

Tabla A7.9. Espesor de las costillas para todas las condiciones límite de la envolvente de vuelo, calculado mediante el esfuerzo de corte admisible (mm).....	141
Tabla A7.10. Espesor de la piel y del alma de los largueros para la condición de carga (A) de la envolvente de vuelo, calculado mediante el esfuerzo crítico de pandeo (mm).	142
Tabla A7.11. Espesor de la piel y del alma de los largueros para la condición de carga (D ₁) de la envolvente de vuelo, calculado mediante el esfuerzo crítico de pandeo (mm).	142
Tabla A7.12. Espesor de la piel y del alma de los largueros para la condición de carga (F) de la envolvente de vuelo, calculado mediante el esfuerzo crítico de pandeo (mm).	142
Tabla A7.13. Espesor de la piel y del alma de los largueros para la condición de carga (E) de la envolvente de vuelo, calculado mediante el esfuerzo crítico de pandeo (mm).	143
Tabla A7.14. Espesor de las costillas para todas las condiciones límite de la envolvente de vuelo, calculado mediante el esfuerzo crítico de pandeo (mm).	143
Tabla A9.1. Estudio de independencia de malla de la simulación CFD.	146
Tabla A9.2. Estudio de independencia de malla para el esfuerzo normal y la deformación total máximos, respecto al eje x de la estructura sólida.	146
Tabla A9.3. Estudio de independencia de malla para el esfuerzo normal y la deformación total máximos, respecto al eje y de la estructura sólida.	146
Tabla A9.4. Estudio de independencia de malla para el esfuerzo normal y la deformación total máximos, respecto al eje z de la estructura sólida.	147
Tabla A9.5. Estudio de independencia de malla para el esfuerzo normal y la deformación total máximos de las costillas en la estructura semimonocasco.....	147
Tabla A9.6. Estudio de independencia de malla para el esfuerzo normal y la deformación total máximos de los largueros en la estructura semimonocasco.	147
Tabla A9.7. Estudio de independencia de malla para el esfuerzo normal y la deformación total máximos de la piel en la estructura semimonocasco.	148

RESUMEN

En el presente documento se ha desarrollado el estudio de dos alternativas estructurales (sólida y semimonocasco) para un Vehículo Aéreo no Tripulado (UAV) tipo Fuselaje Integrado (BWB) operando en crucero, mediante el Método de los Elementos Finitos (FEM). El estudio parte de las especificaciones físicas y de operación de un UAV comercialmente disponible, sobre el cual se han calculado en forma aproximada las cargas de vuelo para las condiciones límite y crucero de la envolvente de vuelo. A partir de las cuales se elaboró los diagramas de cortante, momento y par de torsión que se utilizaron para dimensionar la estructura semimonocasco y calcular el esfuerzo normal de flexión aproximado para las alternativas estructurales sólida y semimonocasco. Paralelamente se desarrolló un estudio numérico CFD con la finalidad de establecer las cargas de vuelo que actúan sobre el UAV en crucero. Las cargas de vuelo del estudio CFD fueron vinculadas al módulo estructural de ANSYS para obtener los esfuerzos y deformaciones de ambas alternativas estructurales. Los esfuerzos normales de flexión obtenidos mediante el Método de los Elementos Finitos se contrastaron con cálculos analíticos aproximados y estudios estructurales previos. Finalmente se compararon los resultados de esfuerzos y deformaciones para ambas estructuras.

Palabras clave: cargas de vuelo, esfuerzos y deformaciones, estructura de ala semimonocasco, estructura de ala sólida, método de los elementos finitos (FEM), vehículo aéreo no tripulado (UAV).

ABSTRACT

In the present document, the study of two structural alternatives (solid and semimonocoque) for an Unmanned Aerial Vehicle (UAV) type Blended Wing Body (BWB) operating in cruise velocity, using the Finite Element Method (FEM) has been developed. The study is based on the physical and operational specifications of a commercially available UAV, on which the flight loads for the cruise and flight envelope limits conditions have been approximately calculated. From the flight loads, the shear, moment and torque diagrams that were used to size the semi-monocoque structure and calculate the approximate normal bending stress for the solid and semi-monocoque structural alternatives were elaborated. At the same time, a numerical CFD study was developed in order to establish the flight loads on cruise. The flight loads of the CFD study were linked to the structural module of ANSYS to obtain the stresses and deformations of both structural alternatives. The normal bending stress obtained through the Finite Element Method were contrasted with approximate analytical calculations and previous structural studies. Finally, the results of stresses and deformations for both structures were compared.

Keywords: finite element method (FEM), flight loads, semi-monocoque wing structure, solid wing structure, stresses and deformations, unmanned aerial vehicle (UAV).

ESTUDIO ESTRUCTURAL DE UN VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO TIPO FUSELAJE INTEGRADO OPERANDO EN CRUCERO MEDIANTE EL MÉTODO DE LOS ELEMENTOS FINITOS

INTRODUCCIÓN

El avance y desarrollo de los Vehículos Aéreos No Tripulados (Unmanned Aerial Vehicle, UAV) ha estado ligado desde el principio con aplicaciones militares. Sin embargo, con el pasar de los años y con los avances en el campo de la electrónica el desarrollo de este tipo de aeronaves ha tomado fuerza y empezado a extenderse hacia nuevos entornos. La agricultura, meteorología, inspección, reconocimiento, tareas de búsqueda y rescate, entre otras, son algunos ejemplos de los nuevos usos que han empezado a tener los vehículos aéreos no tripulados en la actualidad. El Ecuador no ha permanecido ajeno a estos avances tecnológicos, y de igual manera que otros países ha incursionado en el campo del desarrollo e investigación de los UAVs.

En este contexto las aeronaves tipo Fuselaje Integrado (Blended Wing Body), son una de las alternativas de UAVs que más ha sido investigado, principalmente por la mayor eficiencia en cuanto al consumo de combustible y a la autonomía de vuelo que tienen respecto a aeronaves convencionales.

Los UAVs se fabrican de diversos materiales principalmente plásticos. Las espumas de polímeros de polietileno (EPS), polipropileno (EPP) y poliolefina (EPO) son algunos de los principales materiales utilizados en la fabricación de los UAVs, en los cuales, la estructura del UAV es prácticamente sólida con cavidades interiores vacías para los componentes de la aeronave (sistema electrónico, actuadores, cámaras, etc.). Esta alternativa estructural es una de las más utilizados, puesto que las espumas de polímero son sumamente ligeras y resisten de forma satisfactoria los esfuerzos.

No obstante, esta no es la única forma para fabricar el cuerpo de un UAV. La estructura tipo semimonocasco constituye la alternativa comúnmente utilizada para fabricar aeronaves convencionales. En la cual el fuselaje, alas y cola de la aeronave se fabrica a partir de elementos estructurales (costillas, largueros, larguerillos y piel) conectados entre sí, que en conjunto son capaces de soportar los esfuerzos ocasionados por las cargas durante el vuelo. En el caso de los UAVs, una estructura semimonocasco se puede fabricar de materiales plásticos ligeros y resistentes con el Ácido Poliláctico (PLA)

o el Acrilonitrilo Butadieno Estireno (ABS), obtenidos mediante impresión 3D u otro proceso y posteriormente ensamblados.

Ambas estructuras resultan ser una buena alternativa de fabricación, no obstante, el comportamiento de cada una de ellas es diferente en condiciones de vuelo normal (vuelo crucero), razón por la cual debe ser investigado a fin de conocer los esfuerzos y deformaciones a los que estarán sujetas, de manera que se puede establecer una comparación entre ambas que permita poner en perspectiva algunas de las cualidades más importantes de cada una de ellas.

Pregunta de Investigación

¿Cómo se dimensiona y cuál es la diferencia en el comportamiento de una estructura sólida y semimonocasco para un vehículo aéreo no tripulado de fuselaje integrado?

Objetivo general

Desarrollar el estudio estructural de un Vehículo Aéreo No Tripulado (UAV) tipo Fuselaje Integrado (BWB), operando en crucero mediante el método de los elementos finitos.

Objetivos específicos

- Recopilar la información concerniente al diseño estructural de un vehículo aéreo no tripulado tipo fuselaje integrado.
- Determinar las cargas y las combinaciones de cargas que actúan sobre un vehículo aéreo no tripulado tipo fuselaje integrado, en condiciones de vuelo a velocidad crucero.
- Plantear y evaluar las alternativas de la estructura de fuselaje y alas de un vehículo aéreo no tripulado tipo fuselaje integrado.
- Caracterizar los materiales para cada una de las alternativas de la estructura.
- Realizar el estudio para un vehículo aéreo no tripulado tipo fuselaje integrado mediante el método de los elementos finitos de las alternativas estructurales planteadas.
- Validar o contrastar los resultados con información disponible en el dominio público y cálculos estructurales aproximados.

Alcance

El presente estudio parte de las especificaciones físicas y de operación del UAV objeto de este estudio. A partir de las cuales se estima los coeficientes aerodinámicos y con ellos las cargas para la condición de vuelo crucero y para las condiciones límite de la envolvente de vuelo. Estas cargas resultan de utilidad para el proceso de dimensionamiento de la estructura tipo semimonocasco y para determinar los esfuerzos normales de flexión en la condición de vuelo crucero de las estructuras sólida y semimonocasco.

En este estudio también se ha incluido la obtención de las cargas de vuelo para la condición de vuelo crucero mediante un estudio CFD (Computational Fluid Dynamics), así como la manera en que se vinculan con el módulo estructural de ANSYS para conseguir los esfuerzos y deformaciones características en cada una de las estructuras. Finalmente, se discuten y comparan los resultados de cada una de las simulaciones estructurales.

1. MARCO TEÓRICO

1.1. Vehículo aéreo no tripulado (UAV)

Un Vehículo Aéreo no Tripulado (por sus siglas en inglés, Unmanned Aerial Vehicle, UAV) es una aeronave capaz de operar sin tripulación (ver Figura 1.1). Son pilotados desde un control ubicado en tierra, donde un operador calificado es el que maneja el vehículo. Aunque también son capaces de mantener cierta autonomía de vuelo mediante una computadora de abordo y sensores que controlan la actitud de vuelo y la respuesta de las superficies de control del vehículo.

A los vehículos totalmente autónomos se los conoce como, "Autonomous Aerial System" (AAS) o Sistemas Aéreos Autónomos. Este tipo de aeronave suelen ser más sofisticado y capaz de realizar algunas de las tareas del piloto como, estabilizar la aeronave o seguir una trayectoria de vuelo establecida en las funciones de navegación. A pesar de todo, esta tecnología todavía se encuentra en fase de desarrollo, por lo que el operador todavía desempeña un papel fundamental en el vuelo de una aeronave.



Figura 1.1. Vehículo aéreo no tripulado "SkyGuardian".
(Fuente: [31])

En un inicio el desarrollo de este tipo de vehículos o aeronaves estuvo relacionado fuertemente con aplicaciones militares, donde se los utilizaba en misiones de reconocimiento y ataque. No obstante, con el pasar de los años las aplicaciones civiles para este tipo de tecnología han ido creciendo en parte debido a la facilidad con la que

se pueden emplearlos en todo tipo de actividades. Las posibles aplicaciones civiles para este tipo de aeronaves incluyen: investigación científica, misiones de búsqueda y rescate, monitoreo de incendios forestales, monitoreo ambiental, fotografía aérea, inspección de zonas de desastres, soporte de infraestructura, tareas de control de tránsito, monitoreo de cultivos, entre otras [19].

1.2. Aeronave de fuselaje integrado (BWB)

El concepto “Blended Wing Body” (BWB) o fuselaje integrado (ver Figura 1.2) combina las características de un ala de elevada sustentación con un cuerpo ancho, cuya forma aerodinámica semejante a un ala que contribuye a generar sustentación al tiempo que reduce la resistencia al avance. El fuselaje integrado es un diseño sin cola que integra el ala y el cuerpo de una aeronave. Este concepto presenta ciertas ventajas estructurales, aerodinámicas y operativas respecto a las aeronaves convencionales (fuselaje cilíndrico y alas).



Figura 1.2. Aeronave de fuselaje integrado “X-48B”.
(Fuente: [32])

Estudios realizados por la NASA (National Aeronautics and Space Administration) y la industria aeronáutica estima que una aeronave de este tipo consumiría un 20% menos de combustible que una aeronave convencional en condiciones de vuelo crucero. Aunque la envergadura de estas aeronaves puede ser grande, disponen de un mayor espacio para la carga útil. Además, de acuerdo con la NASA este tipo de aeronaves podría pesar menos, producir menor cantidad de ruido y emitir menos contaminantes a la atmosfera que las aeronaves convencionales.

1.3. Estructura de una aeronave

Según [4], la función básica que cumple la estructura de una aeronave es la de transmitir y resistir las cargas aplicadas de manera que proporcione la forma aerodinámica y proteja la carga útil, los sistemas, etc. de las condiciones ambientales durante el vuelo. Existen tres tipos generales de estructuras para una aeronave: tipo armadura, semimonocasco y monocasco [18].

1.3.1. Estructura tipo armadura

Una armadura (ver Figura 1.3) es uno de los tipos más importantes de estructuras empleadas en ingeniería. Consiste en una serie de elementos rectos (miembros de dos fuerzas capaces de soportar cargas de tracción y compresión), generalmente dispuestos en arreglos triangulares, conectados entre sí mediante juntas o nodos para formar un solo cuerpo capaz de resistir las deformaciones producidas por las cargas aplicadas. Se emplean principalmente en aeronaves livianas de un solo motor, y se construyen a partir de tubos o barras unidas entre sí y recubiertas de tela u otro material. Una armadura es considerada una forma económica, segura y sencilla para construir una aeronave.



Figura 1.3. Estructura tipo armadura.
(Fuente: [33])

La principal desventaja en este tipo de estructuras es que no proporcionan una forma aerodinámica adecuada, dado que se construyen a partir de tubos que se sueldan entre sí para formar marcos bien arriostrados (estructura reticular) capaces resistir las cargas durante el vuelo. Esta característica limita considerablemente el desempeño del UAV.

1.3.2. Estructuras monocasco

En una estructura monocasco (ver Figura 1.4) la piel es la que resiste en gran medida las cargas principales. Las láminas delgadas o chapa metálica que se utiliza en la construcción de la estructura monocasco es muy eficiente para soportar las cargas de cizalladura y de tracción. Pero generalmente, esto no es suficiente para resistir las cargas de compresión que se producen en la estructura. Por esta razón se utiliza un conjunto de marcos verticales (cuadernas y mamparos) espaciados una cierta distancia unas de otras dando la forma al fuselaje y otorgando la rigidez necesaria a la estructura.

La principal desventaja en las estructuras monocasco radica en el espesor de la piel de la aeronave, que debe soportar y transmitir los esfuerzos manteniendo el fuselaje unido. Puesto que, si las cargas de vuelo se incrementan ligeramente el espesor de la piel aumenta considerablemente y con ella el peso de toda la estructura. Por lo que el reto más grande involucrado en la construcción de una estructura tipo monocasco es mantener la fuerza suficiente en la estructura conservando el peso dentro de los límites permisibles.

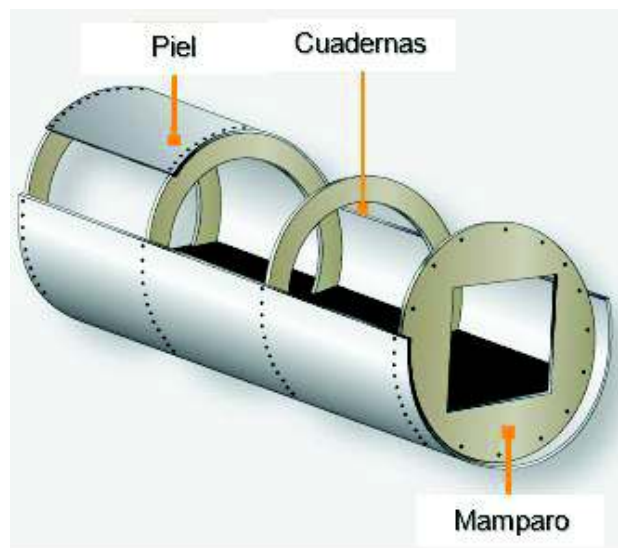


Figura 1.4. Estructura tipo monocasco.
(Fuente: [18])

1.3.3. Estructura semimonocasco

Una estructura semimonocasco (ver Figura 1.5) es muy similar a la estructura monocasco tradicional. Consta de un conjunto de costillas y refuerzos longitudinales conocidos como largueros que le dan mayor rigidez. Estos miembros longitudinales ayudan a resistir las cargas de flexión primarias.

Adicionalmente se utilizan miembros más numerosos y ligeros que los largueros llamados larguerillos. Estos son utilizados para dar forma y fijación a la piel, además evitan que los esfuerzos de tracción y compresión doblen el fuselaje.

La ventaja de este tipo de estructura es que resuelve el problema entre el peso de la aeronave y espesor de la piel al introducir elementos de refuerzo formando una estructura lo suficientemente rígida y resistente.

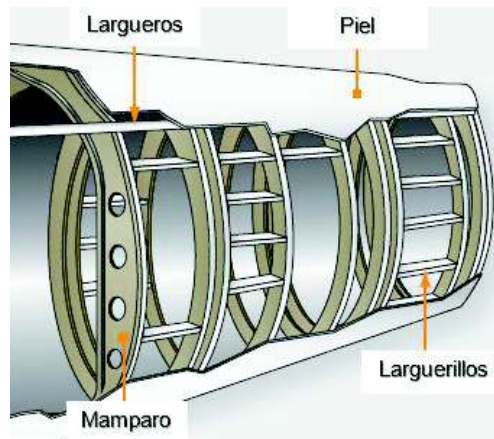


Figura 1.5. Estructura tipo semimonocasco.
(Fuente: [18])

1.4. Estructura del ala de una aeronave

Las alas de una aeronave son las responsables de proporcionar la forma aerodinámica necesaria para producir la fuerza de elevación (sustentación) que mantiene en vuelo a una aeronave. Generalmente tienen un diseño en voladizo completo y están soportadas internamente por miembros estructurales sin arriostramientos externos. La mayoría de las alas están formadas por largueros y larguerillos orientados en sentido transversal y por costillas en el sentido transversal del ala desde el borde de ataque hasta el borde de fuga. En general, la estructura de un ala se puede clasificar de acuerdo a la disposición de los largueros. [18]

1.4.1. Clasificación de las estructuras del ala

1.4.1.1. Estructura mono-larguero

Esta alternativa utiliza un solo larguero que se extiende desde la punta hasta la raíz del ala, como miembro longitudinal principal de la estructura (ver Figura 1.6), al que se le añaden costillas de refuerzo para generar el contorno de la superficie aerodinámica del ala.

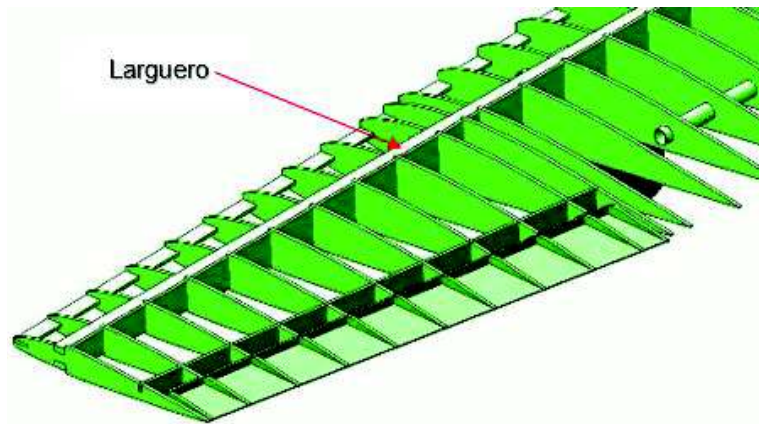


Figura 1.6. Estructura de ala mono-larguero.
(Fuente: [34])

1.4.1.2. Estructura multi-larguero

Esta alternativa proporciona más de un miembro longitudinal principal (languero), al que se le añade costillas para formar el contorno aerodinámico del ala (ver Figura 1.7).

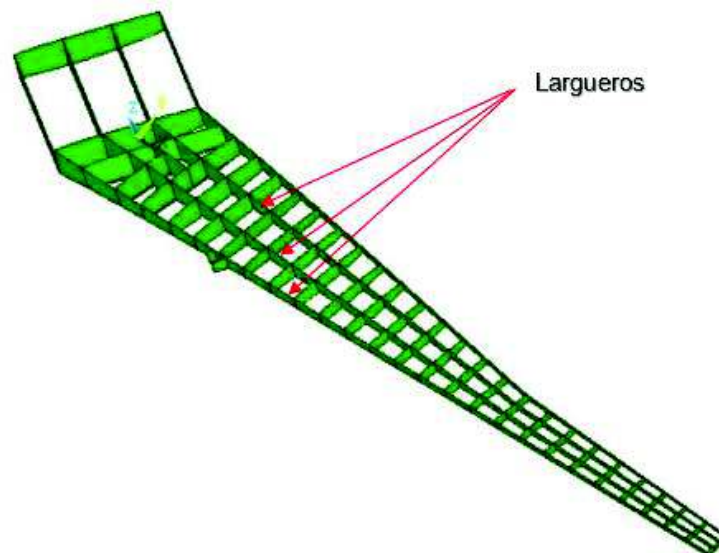


Figura 1.7. Estructura de ala multi-larguero.
(Fuente: [35])

1.4.1.3. Viga de caja

Es una alternativa de construcción que utiliza dos miembros longitudinales principales (languero delantero y posterior), languerillos y costillas adicionales para proporcionar resistencia adicional y dar el contorno del ala (ver Figura 1.8). Esta sección del ala es la encargada principalmente de soportar los esfuerzos de flexión sobre el ala que se producen durante el vuelo.



Figura 1.8. Estructura de ala viga de caja.
(Fuente: [36])

1.4.2. Miembros estructurales del ala de una aeronave

Es importante destacar que ninguno de los componentes que se mencionan a continuación es lo suficientemente resistente como para soportar por sí solo las cargas impuestas durante el vuelo, sin embargo, cuando se combinan forman una estructura lo suficientemente rígida y resistente. Las partes principales que conforman la estructura de una aeronave se explican a continuación.

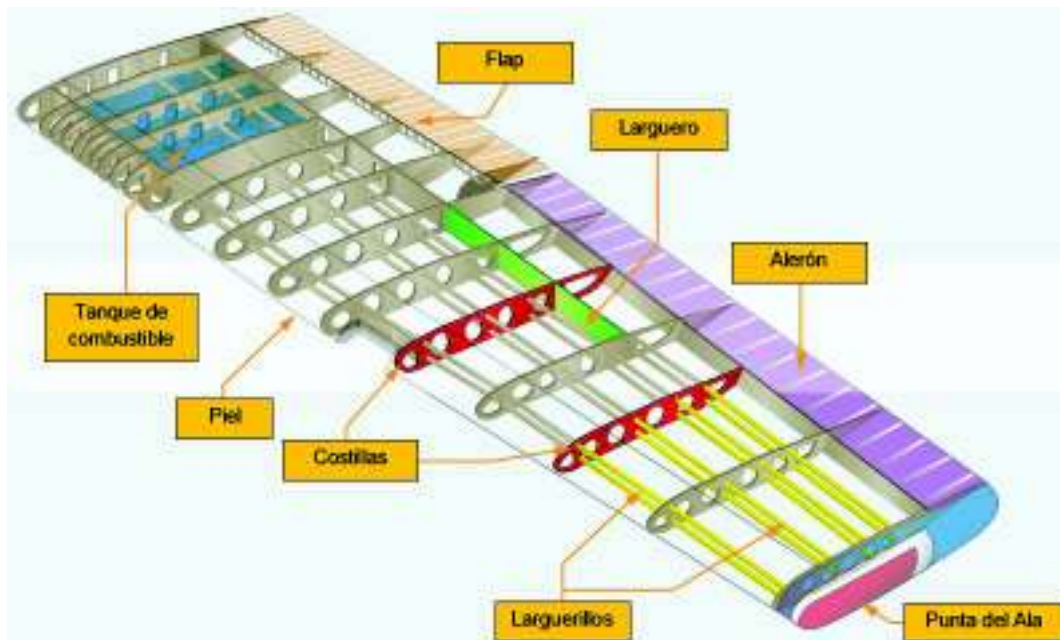


Figura 1.9. Elementos estructurales del ala de una aeronave.
(Fuente: [37])

1.4.2.1. Largueros

Son los principales elementos estructurales del ala (ver Figura 1.9). Se extiende desde la raíz a la punta del ala de forma paralela al borde de ataque. Se encargan de dar la resistencia a la flexión. El ala de una aeronave puede estar compuesta por uno o varios de ellos dependiendo de los requerimientos estructurales.

1.4.2.2. Costillas

Son los elementos rigidizadores transversales espaciados una cierta distancia desde la raíz hasta la punta del ala que se combinan con los largueros y larguerillos para formar el marco del ala (ver Figura 1.9). Se encargan de proporcionar y mantener el perfil aerodinámico de la estructura y de transmitir las cargas concentradas en forma de cargas distribuidas a los elementos adyacentes.

1.4.2.3. Larguerillos

Estos elementos estructurales más pequeños que los largueros, se disponen entre las costillas (ver Figura 1.9) y la principal función que tiene es prevenir el pandeo local de la piel. En algunos casos se encuentran unidos directamente a la piel. Se encargan de absorber los esfuerzos normales que se producen en la estructura.

1.4.2.4. Piel

La piel o revestimiento se encarga principalmente de resistir los esfuerzos cortantes y sirve como revestimiento al resto de los componentes de la estructura para formar el perfil aerodinámico (ver Figura 1.9). Tiene la función de transmitir parte de las cargas de vuelo, debidas a la distribución de presión, a otros elementos de la estructura como, largueros y costillas.

1.5. Tipos de cargas estructurales sobre una aeronave

Según [6], las cargas de una aeronave son aquellas fuerzas aplicadas a los componentes estructurales del avión utilizadas para establecer el nivel de fuerza de la aeronave completa. La estructura de una aeronave debe soportar dos condiciones distintas de carga dependiendo si se encuentra en tierra o en el aire.

Las cargas de tierra son todas aquellas fuerzas que se producen durante el movimiento en tierra de una aeronave como: carreteo, remolque, despegue y elevación. Mientras, que las cargas de aire (ver Figura 1.10) son aquellas impuestas sobre la estructura

durante el vuelo por maniobras y ráfagas. Se debe tener en cuenta que cuando una aeronave realiza alguna maniobra o vuela entre ráfagas no se introducen cargas diferentes en la estructura, sino que ocurren cambios de magnitud y posición en las cargas existentes.

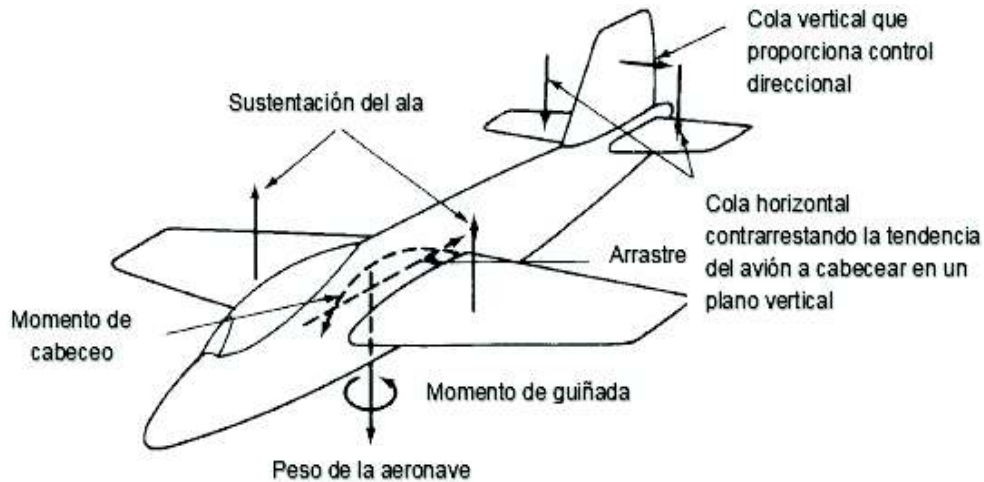


Figura 1.10. Cargas que actúan sobre una aeronave convencional en vuelo.
(Fuente: [4])

Tanto las cargas de tierra como las de aire pueden subdividirse de acuerdo a las causas que las originan en: cargas de superficie y cargas de cuerpo. [4]

1.5.1. Cargas de superficie

Según [1], las fuerzas aerodinámicas y los momentos que actúan sobre una aeronave se deben a dos fuentes básicas, que constituyen los únicos mecanismos que tiene la naturaleza para que un fluido puede comunicar una fuerza a un cuerpo, sin importar la complejidad de la geométrica del cuerpo. Estas son:

1. Distribución de la presión sobre la superficie del cuerpo (ver Figura 1.11).
2. Distribución del esfuerzo cortante sobre la superficie del cuerpo (ver Figura 1.11).

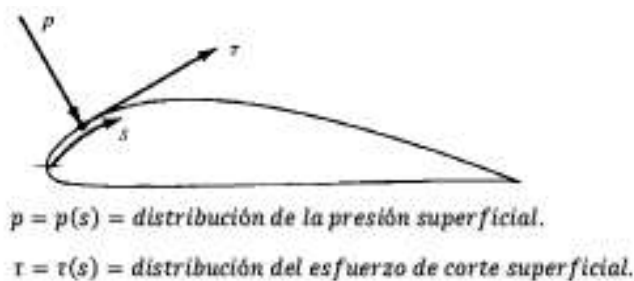


Figura 1.11. Distribución de presión y esfuerzo de corte en una superficie aerodinámica.
(Fuente: [4])

La distribución de presión y los esfuerzos cortantes debido al flujo de aire sobre las superficies de la aeronave generan las fuerzas aerodinámicas de sustentación, arrastre, momentos de cabeceo, guiñada y alabeo. Además de estas cargas, se pueden producir fuerzas sobre la cola vertical y horizontal como resultado de cambios en la actitud de la aeronave debido a maniobras o ráfagas.

Para una aeronave a nivel de vuelo constante (cruce) alineada con la dirección del viento la fuerza sobre la cola vertical, el momento de balanceo y guiñada se pueden despreciar. Sin embargo, para otras actitudes de vuelo de la aeronave estas fuerzas deben tenerse en consideración.

1.5.2. Cargas de cuerpo

Actúan sobre todo el volumen de la estructura y se producen por efectos gravitacionales e inerciales. Una carga de cuerpo resultado de los efectos gravitacionales es el peso de la aeronave o del combustible. Mientras que las cargas debido a fuerzas inerciales son el resultado de las aceleraciones y desaceleraciones que experimenta la aeronave durante el vuelo. Las cargas de cuerpo actúan sobre la aeronave (alas, fuselaje y cola) e inducen esfuerzos de flexión, corte y torsión en la estructura

1.6. Normativa de aeronavegabilidad

La aeronavegabilidad se refiere a los estándares de seguridad incorporados en todos los aspectos que involucra el desarrollo y la construcción de una aeronave. En ellos se especifican requisitos de: resistencia y rigidez para la estructura de una aeronave, medidas de seguridad en caso de aterrizajes forzoso y fallo de motores, etc. Incluso se especifican requisitos de diseño relacionados con la aerodinámica, el rendimiento y los sistemas eléctricos e hidráulicos. [4]

Los estándares mínimos de seguridad son dados por organizaciones internacionales de aeronavegabilidad, como la EASA (European Aviation Safety Agency), CASA (Civil Aviation Safety Authority), FAA (Federal Aviation Administration), entre otras y dependen en gran medida del tipo y aplicación de la aeronave.

En el caso de vehículos aéreos no tripulados no existe un reglamento de aeronavegabilidad como tal. Si bien la CASA ha elaborado un reglamento de aeronavegabilidad para aeronaves no tripuladas de uso militar, este en gran medida está basado en las normativas de la EASA CS-VLA y CS-23 (reglamentos de

aeronavegabilidad para aeronaves ligeras y aeronaves del tipo acrobático, respectivamente).

La Agencia Europea de Seguridad Aérea (European Aviation Safety Agency, EASA) establece en la declaración política E.Y01301, la certificación de aeronavegabilidad para los Sistemas de Aeronaves No Tripuladas (Unmanned Aircraft Systems, UAS), basado en la selección de un criterio de aeronavegabilidad equivalente. Este reglamento excluye a las aeronaves diseñadas con fines de investigación, experimentales o científicos, no obstante, constituye un guía útil que proporciona los lineamientos necesarios para el diseño de aeronaves no tripuladas. Esta declaración política, concerniente a la aeronavegabilidad de Sistemas de Aeronaves No Tripulados, está dirigido a la protección de los bienes y personas que se hallan en tierra. Los estándares de aeronavegabilidad deben establecerse para no ser menos exigentes que aquellos que se aplican a aeronaves tripuladas de categorías equivalentes. La capacidad de ocasionar daños a terceros de una aeronave no tripulada se define en términos de la energía cinética en caso de impacto (ver ecuación (1.1)) [15].

$$E_c = \frac{m(kg) \times V(kt)^2}{10^9} \quad (1.1)$$

La EASA considera dos tipos de impacto por: descenso no premeditado y pérdida de control. El escenario de descenso no premeditado se produce debido a una falla que hace imposible mantener una altitud segura sobre la superficie. La energía cinética para este caso se obtiene a partir de la masa máxima de despegue y la velocidad de aproximación, que se calcula con la ecuación (1.2), donde V_S , corresponde a la velocidad de pérdida. [15]

$$V_1 = 1.3 \cdot V_S \quad (1.2)$$

La pérdida de control de igual manera se debe a una falla o combinación de fallas que hacen imposible controlar el avión. La energía cinética se determina con la masa máxima de despegue y con la velocidad límite probable (V_2), ver ecuación (1.3). [15]

$$V_2 = 1.4 \cdot V_{mo} \quad (1.3)$$

Una vez que se ha establecido las velocidades de pérdida (V_S) y máxima operativa (V_{mo}) se determina la energía cinética para cada escenario, con la ecuación (1.1). Estos valores se introducen en el eje vertical de las Figuras 1.12 y 1.13, junto con el tipo de aeronave representado por un número sobre el eje horizontal (ver Anexo IV).

El código de aeronavegabilidad equivalente, aplicable al UAS se selecciona si el punto representado en la Figura 2.12 (descenso no premeditado) y en la Figura 2.13 (pérdida de control) cae dentro del rectángulo que encierra cada uno de las normativas de aeronavegabilidad disponibles.

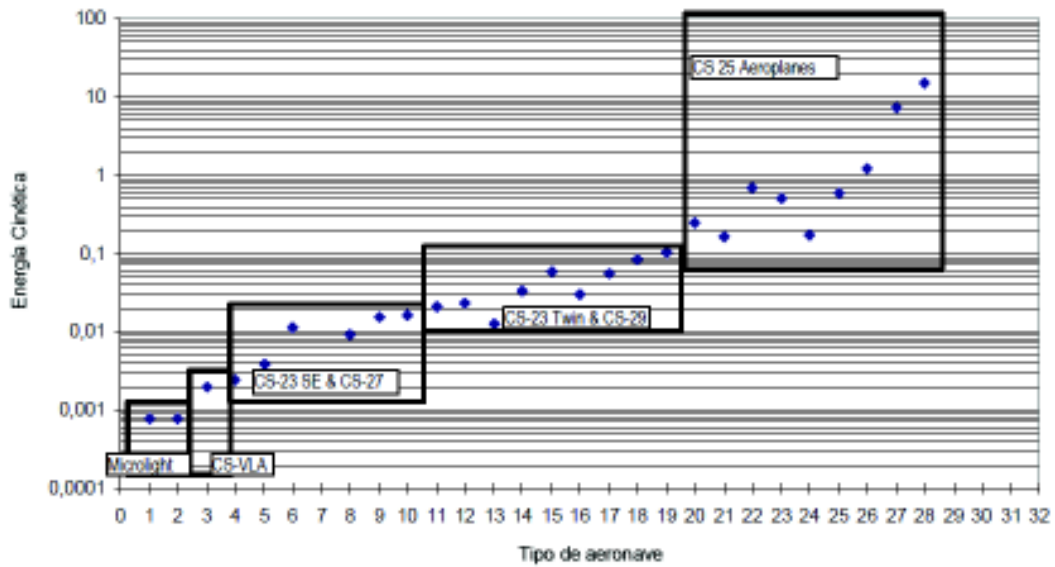


Figura 1.12. Energía cinética debido a impacto por descenso no premeditado. (Fuente: [15])

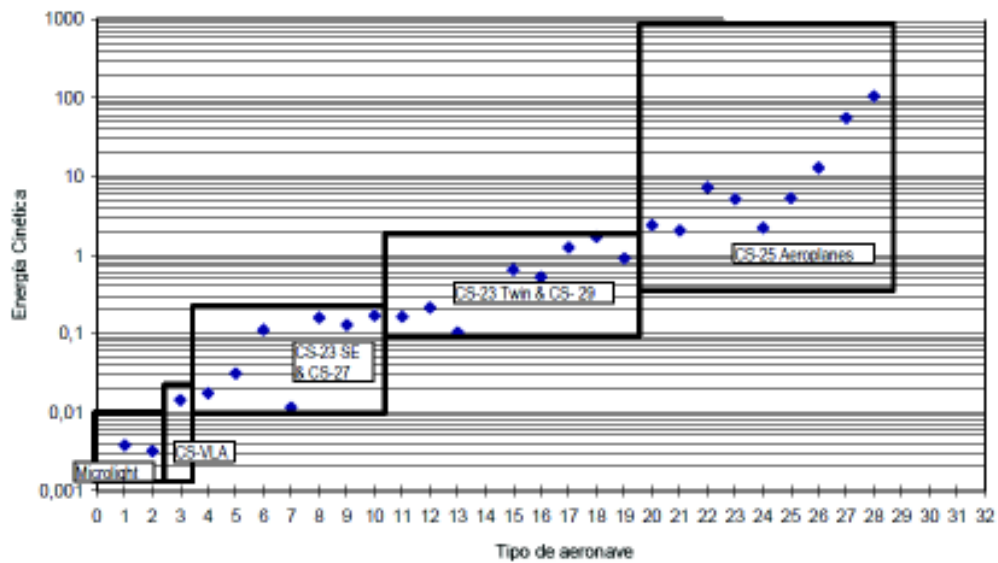


Figura 1.13. Energía cinética debido a impacto por pérdida de control. (Fuente: [15])

1.6.1. Condiciones de carga de vuelo básicas

Antes de establecer el tamaño de los elementos de la estructura de una aeronave, se debe conocer las condiciones de carga impuestas a la estructura durante el vuelo [5]. Una aeronave puede estar sometida a cuatro condiciones severas de vuelo, (ver Figura 1.14) que probablemente produzcan las cargas más altas sobre la estructura de la caja del ala de una aeronave.

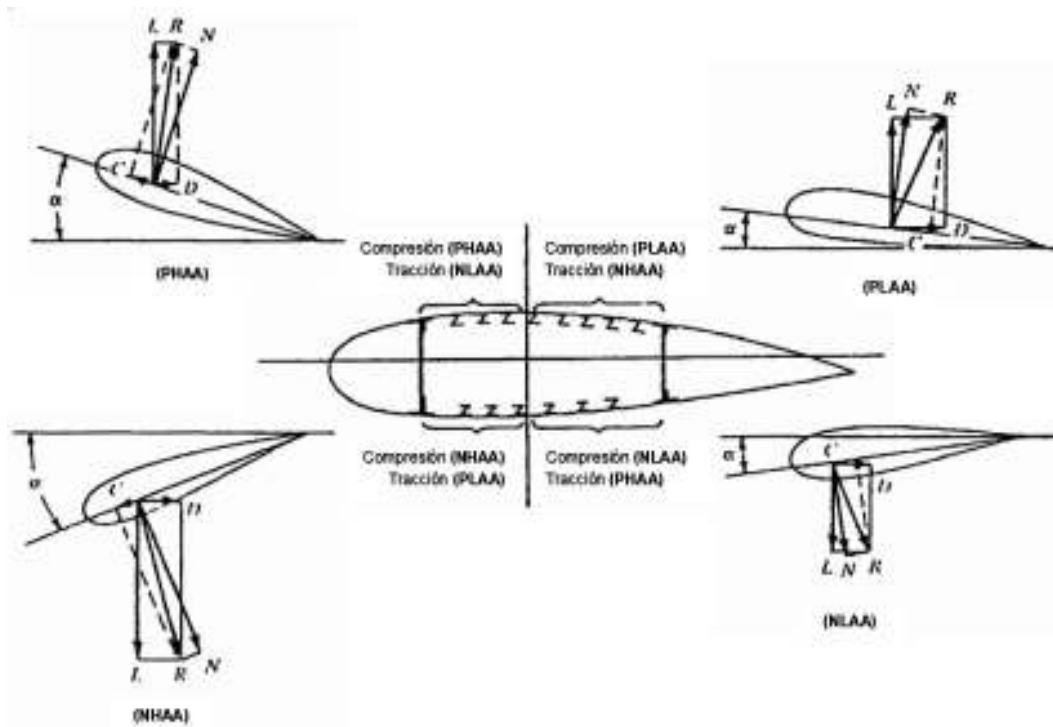


Figura 1.14. Condiciones límite para la estructura de la caja del ala.
(Fuente: [6])

Cada una de estas cuatro condiciones límite para vuelo simétrico (ver Figura 1.14), será primordial para dimensionar gran parte de la estructura del ala avión. Por lo que, es necesario investigar cada sección transversal del ala para cada una de las cuatro condiciones, puesto que tanto los larguerillos y patines de los largueros se deben dimensionar para los esfuerzos de tracción y compresión máximos en cualquier de estas condiciones.

1.6.1.1. Ángulo de ataque alto positivo (PHAA)

Los altos ángulos de ataque se presentan momentáneamente durante una elevación repentina, cuando el ángulo de ataque (α) se inclina lo más alto posible, antes de que el flujo de aire alcance una condición estable. En esta condición los momentos de flexión

del ala producen esfuerzos de compresión máximos en la región delantera superior y esfuerzos de tracción máximos en la región posterior inferior de la sección transversal del ala (ver Figura 1.14).

1.6.1.2. Ángulo de ataque bajo positivo (PLAA)

Ocurre cuando el ángulo de ataque del ala (α) toma el valor más pequeño posible en el que se puede desarrollar la sustentación correspondiente al factor de carga límite. Para esta condición los momentos de flexión del ala producen esfuerzos de compresión máximos en la parte posterior superior y esfuerzos de tracción máximos en la parte inferior frontal del ala (ver Figura 1.14). [5]

1.6.1.3. Ángulo de ataque alto negativo (NHAA)

Se produce en maniobras intencionales de vuelo en las que las cargas de aire sobre las alas están hacia abajo o cuando el avión golpea corrientes de aire descendentes mientras está en vuelo nivelado. En esta condición los momentos de flexión del ala producen mayores esfuerzos de compresión en la región delantera inferior y esfuerzos de tracción más altos en la región superior posterior de la sección transversal del ala (ver Figura 1.14). [5]

1.6.1.4. Ángulo de ataque bajo negativo (NLAA)

Esta condición puede ocurrir en una maniobra intencional que produce un factor de carga negativo o en una condición de ráfaga negativa. Los esfuerzos de compresión en flexión tienen un valor máximo en la región posterior inferior de la sección transversal del ala. Mientras que los esfuerzos de tracción tienen un valor máximo en la región delantera superior de la sección transversal del ala (ver Figura 1.14). [5]

1.6.2. Envolvente de vuelo de maniobra

La envolvente de vuelo proporciona el rango de velocidades y la carga (g) inducida durante el vuelo, que debe soportar la estructura de la aeronave. Las condiciones de carga a las que una aeronave se encuentra sometida se representan por medio de un diagrama factor de carga límite (n) versus la Velocidad Aérea Indicada (IAS).

Se utiliza velocidades aéreas indicadas puesto que las cargas son directamente proporcionales a la presión dinámica ($q = \rho V^2 / 2$). Esto quiere decir que, el valor de la presión dinámica evaluado para la densidad y la velocidad aerodinámica real en altitud

es el mismo que para la densidad a nivel del mar y la velocidad aerodinámica indicada, ya que ambos se determinan por la misma relación. [5]

1.6.2.1. Factor de carga

El factor de carga se define como la relación entre la sustentación y el peso de una aeronave. El factor de carga es una cantidad adimensional, sin embargo, se lo suele representar en términos de la aceleración de la gravedad (g), debido a que expresa el hecho de que la aeronave experimenta una aceleración aparente de la gravedad, como resultado del movimiento hacia arriba o hacia abajo que ejecuta una aeronave en vuelo. Por lo tanto, para condiciones de vuelo crucero sin aceleración horizontal el factor de carga es $1g$. Mientras que los factores de carga y de ráfaga mayores a $1g$ son el resultado de maniobras y ráfagas.

1.6.2.2. Maniobras de vuelo

Las maniobras de vuelo pueden ser de tipo simétricas o asimétricas. Una maniobra simétrica es aquella en la que la aeronave no realiza movimiento de alabeo o guiñada. Las maniobras simétricas son un caso especial que cubre varias condiciones de carga específicas.

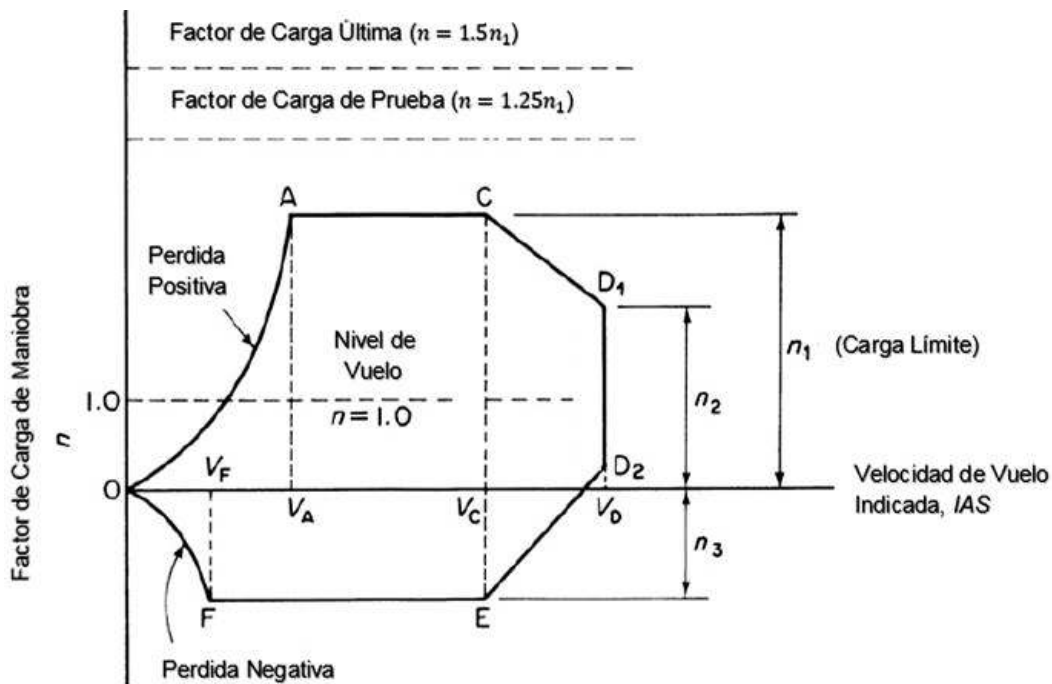


Figura 1.15. Envolvente de vuelo de maniobra simétrica.
(Fuente: [4])

Una envolvente de vuelo de maniobra simétrica (ver Figura 1.15) proporciona un conjunto de condiciones de carga límite (ver sección 1.6.1. Condiciones de carga de vuelo básicas) que han demostrado mediante la experiencia ser adecuados para el diseño de una aeronave.

Los valores de los factores de carga límite para graficar la envolvente de vuelo de maniobra simétrica (n_1 , n_2 , n_3 y n_4) son especificados por las autoridades de aeronavegabilidad para aeronaves particulares (ver Tabla 1.1).

Tabla 1.1. Factores de carga de la envolvente de vuelo de maniobra.

Descripción	Factor de Carga
Factor de carga máximo positivo	n_1
Factor de carga mínimo positivo	n_2
Factor de carga máximo negativo	n_3
Factor de carga mínimo negativo	n_4

(Fuente: [3])

Las velocidades de diseño utilizadas para elaborar la envolvente de vuelo de maniobra simétrica se describen brevemente a continuación.

Velocidad de incidencia de ala positiva (V_A)

Es la velocidad más baja a la cual una aeronave puede alcanzar el factor de carga n_1 .

Velocidad de diseño crucero (V_C)

Es aquella velocidad constante y uniforme en la que funciona una aeronave para condiciones normales de presión y temperatura, sin sufrir variaciones de altitud, ni cambios significativos de velocidad.

Velocidad de diseño de picado (V_D)

Es la velocidad máxima a la que una aeronave podría realizar un picado de inclinación especificada.

Velocidad de incidencia de ala negativa (V_F)

Es la velocidad más baja a la que una aeronave puede alcanzar el factor de carga n_3 .

Velocidad de pérdida (V_S)

Se define como la velocidad mínima a la que una aeronave es capaz de volar para un ángulo de ataque dado (ver Figura 1.16).

1.6.2.3. Condiciones límite en la envolvente de vuelo

Existen un sin número de condiciones de vuelo dentro de los límites de la envolvente de la Figura 1.15, aunque estructuralmente las representadas por los puntos extremos (A, C, D_1, D_2, E y F) se consideran los más severas. El punto A y F representan las condiciones PHAA y NHAA, respectivamente. El punto D_1 puede representar la condición PLAA, aunque en algunos casos la condición de ráfaga positiva puede ser más severa. De manera similar ocurre con el punto E , que corresponde a la condición NLAA siempre que la condición de ráfaga negativa sea menos severa.

La curva OA (ver Figura 1.15) representa una condición limitante conocida como pérdida, producida por el ángulo de ataque de pérdida positivo. Esta línea indica que es posible maniobrar el avión a velocidades y factores de carga por debajo y a la izquierda de la línea OA , de lo contrario la aeronave entrará en pérdida. De manera similar ocurre con la línea OF (ver Figura 1.15), con la diferencia de que el ángulo de ataque de pérdida es el negativo y que las maniobras del avión deben estar encima y a la izquierda de la curva OF .

La línea AC (ver Figura 1.15) representa el límite del factor de carga máximo de maniobra para el cual la aeronave está diseñada. Las maniobras de la aeronave no deben exceder este factor de carga. De igual manera ocurre con la línea FE (ver Figura 1.14) excepto que el factor de carga corresponde al máximo negativo especificado.

La línea inclinada CD_1 (ver Figura 1.15) corresponden a la recta límite por encima y a la derecha de la cual se produce daño estructural debido a las altas velocidades. Así mismo ocurre con la línea ED_2 (ver Figura 1.15) cuando la aeronave opera por debajo y a la derecha de esta línea. La línea D_1D_2 representa el límite de la velocidad de picado. Las maniobras de la aeronave nunca deben exceder esta línea de la envolvente, pues se producirá daño estructural debido a la elevada presión dinámica. Por lo tanto, no se recomienda que la aeronave opere fuera de la envolvente de vuelo de maniobra simétrica, ya que los puntos que se hallan fuera de ella ocasionan las condiciones de pérdida, daño estructural o falla estructural en la aeronave como se ilustra en la Figura 1.16.

La envolvente de vuelo de maniobra simétrica se puede considerar la misma para todas las altitudes siempre que los efectos de compresibilidad sean despreciables, caso contrario serán aplicables para una sola altitud y se debe dibujar una gama de envolventes de vuelo desde el nivel del mar hasta el techo operativo de la aeronave.

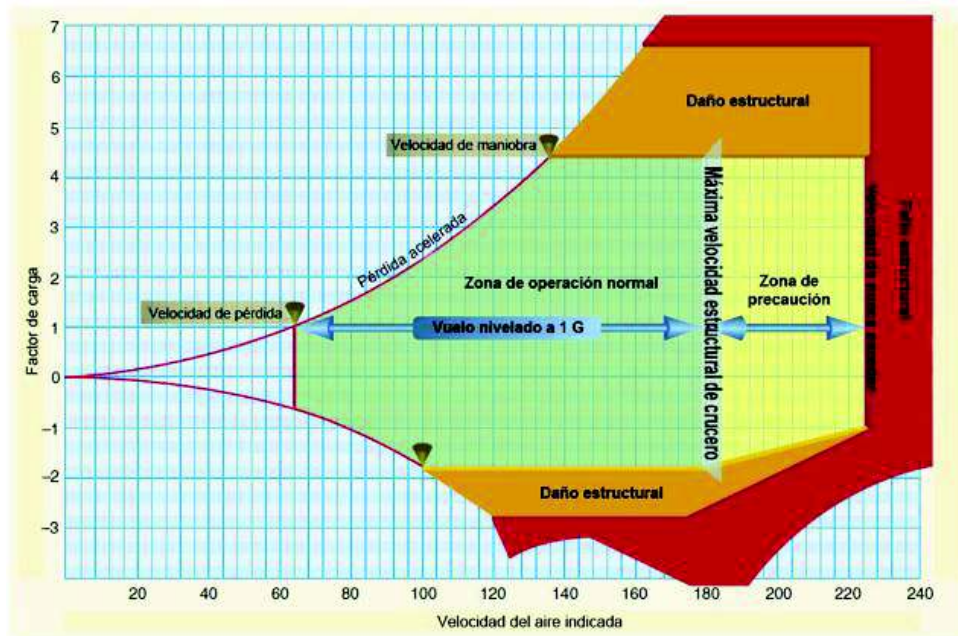


Figura 1.16. Comportamiento dentro y fuera de la envolvente de vuelo.
(Fuente: [38])

1.6.3. Ráfagas

A los movimientos del aire en turbulencia se las conoce comúnmente como ráfagas y son los responsables de los cambios en la incidencia del ala, lo que ocasiona aumentos y disminuciones repentinas de la sustentación que producen aceleraciones normales sobre la aeronave. [4]

La ráfaga discreta es el método vigente y de uso generalizado en las normativas internacionales de aeronavegabilidad. Este método permite determinar la respuesta y las cargas debido a una ráfaga de un perfil dado.

Los perfiles de ráfaga se definen como una distribución de la velocidad de la ráfaga a lo largo de una longitud finita o periodo de tiempo dado. En un principio los requisitos de aeronavegabilidad consideraban una ráfaga de velocidad (U) que actuaba de forma instantánea sobre la aeronave, conocida como ráfaga de borde afilado (ver Figura 1.17a). Sin embargo, después de algunas observaciones se determinó que la velocidad de ráfaga aumentaba gradualmente hasta alcanzar su valor máximo en un cierto periodo de tiempo, entonces los requisitos de aeronavegabilidad se modificaron bajo la suposición que la ráfaga aumentaba linealmente. A este tipo de distribución se le dio el nombre de ráfaga graduada o en rampa (ver Figura 1.17b). Ambas distribuciones de ráfaga se utilizan como base para los cálculos de ráfagas, sin embargo, las normas de

aeronavegabilidad actuales utilizan otras formas de perfil de ráfagas, como la ráfaga 1 – *coseno* (ver Figura 1.17c) para determinar la respuesta de la aeronave.

Para fines de análisis aproximado en un diseño preliminar se utiliza el método de ráfaga de borde afilado aplicando un factor de alivio para las velocidades de ráfaga de diseño. Al producto de la velocidad de la ráfaga y el factor de alivio de ráfaga se le conoce como, ráfaga de borde efectiva. Este concepto se introduce debido a la imposibilidad de que el aire ascendente cambie su velocidad de cero a su valor máximo repentinamente.

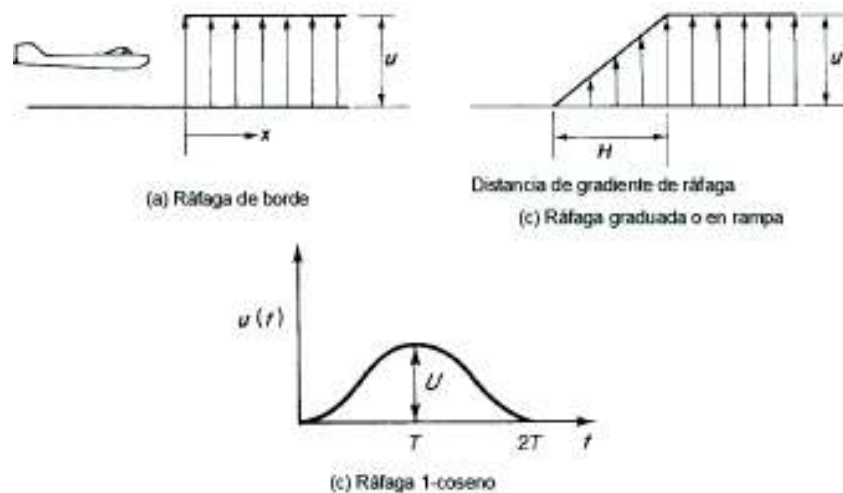


Figura 1.17. Distribuciones de la velocidad de ráfaga en una longitud finita.
(Fuente: [4])

El factor de alivio de velocidad de ráfaga (K) depende de la respuesta del vehículo individual a la ráfaga. Los parámetros principales del factor de alivio de ráfaga en caso de una ráfaga vertical son: la carga del ala, la cuerda aerodinámica media del ala y la pendiente de la curva de sustentación. [3]

1.6.3.1. Envoltente de ráfaga

La envoltente de ráfaga proporciona los factores de carga generados por las ráfagas a varias velocidades de la aeronave para los cuales debe ser diseñada. Los requisitos de aeronavegabilidad especifican para cada aeronave las combinaciones de ráfagas y velocidades de vuelo. Las velocidades de ráfaga utilizadas para graficar la envoltente corresponden a ráfagas de alta ($\pm U_1$), media ($\pm U_2$) y de baja ($\pm U_3$) velocidad.

Los puntos de corte (A, B, C, D, E, F) que se muestran en la Figura 1.18 son los puntos donde las líneas correspondientes a cada velocidad de ráfaga se cruzan con las velocidades específicas de la aeronave (velocidad crucero de diseño V_C , velocidad de

picado de diseño V_D y velocidades de maniobra V_A y V_F). Las líneas representan los factores de carga críticos cuando la aeronave se encuentra en actitud de vuelo horizontal y golpea con ráfagas positivas y negativas. Las condiciones de ráfaga pueden ser incluso más severas que las que se presentan en la envolvente de vuelo de maniobra simétrica. Por ejemplo, si el punto C de la Figura 1.18 presentara un factor de carga mayor que el punto D_1 de la Figura 1.14, entonces el factor de carga en el punto C será más severo y representará la condición límite PLAA. De manera similar podría ocurrir con otros puntos de las envolventes de vuelo y ráfaga.

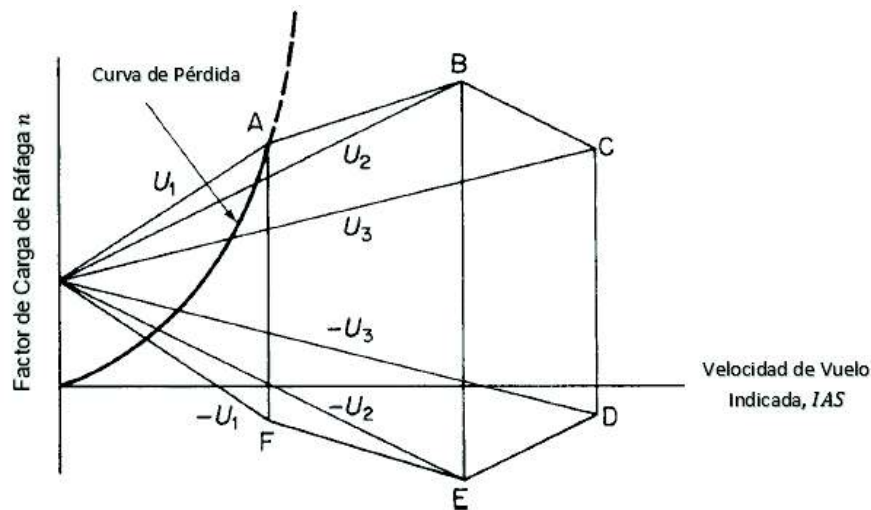


Figura 1.18. Envolvente de ráfaga.
(Fuente: [4])

Podría parecer que los factores de carga de ráfaga deberían agregarse a los factores de maniobra, a fin de proporcionar la posibilidad de que el avión sufra una ráfaga severa durante una maniobra violenta. Sin embargo, la probabilidad de que una ráfaga y una maniobra produzcan una condición que supere el factor de carga límite para la condición de diseño es bastante remota. [5]

1.6.4. Factor de seguridad

Para garantizar los estándares mínimos de integridad estructural y confiabilidad, las agencias gubernamentales, civiles y militares han establecido especificaciones y requisitos con respecto a la magnitud de las cargas que se utilizarán en el diseño estructural para los vehículos aéreos. Las cargas límite utilizadas por estas agencias son las cargas máximas anticipadas para toda la vida útil de la aeronave. Las cargas últimas se obtienen al multiplicar las cargas límite por un factor de seguridad (FS), como se muestra a continuación en la ecuación (1.4).

$$FS = \frac{\text{Carga Final}}{\text{Carga Límite}} \quad (1.4)$$

Este factor de seguridad puede variar entre 1.25 y 1.5 dependiendo de la aplicación y se utilizan debido a todas las incertidumbres involucradas en el diseño, con respecto a las propiedades de los materiales, controles de calidad, acciones de emergencia y suposiciones simplificadoras utilizadas en el análisis teórico. [5]

Las cargas límite y las cargas últimas se establecen a partir de los factores de carga. El factor de carga límite es un factor por el cual las cargas básicas de una aeronave se multiplican para obtener las cargas límite. Mientras que el factor de carga última se obtiene al multiplicar las cargas básicas que actúan sobre la aeronave para obtener las cargas últimas o de diseño. En otras palabras, es el producto factor de carga límite y el factor de seguridad. [5]

1.7. Estabilidad y control de una aeronave tipo BWB

La estabilidad y el control de una aeronave son dos aspectos del vuelo sumamente importantes. El término estabilidad indica la capacidad que tiene una aeronave para regresar a la posición de equilibrio después de encontrarse con una perturbación, sin la necesidad la intervención del encargado de manipular los controles de la aeronave.

Una aeronave tipo fuselaje integrado (BWB), sin cola horizontal, puede alcanzar la estabilidad longitudinal estática al diseñarla con un momento de cabeceo positivo para cero sustentación y asegurando que la ubicación del centro de gravedad (CG) se encuentre delante del centro aerodinámico (AC), tal como se muestra en la Figura 1.19. [7]

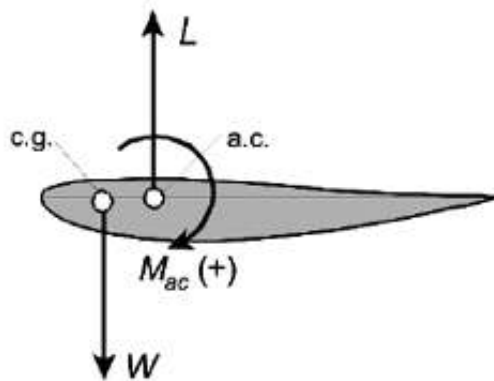


Figura 1.19. Estabilidad de una aeronave tipo BWB.
(Fuente: [7])

Esta condición de estabilidad se puede satisfacer de dos formas. La primera consiste en utilizar un perfil aerodinámico con reflejo (réflex airfoil), con una línea de curvatura negativa o con una línea de curvatura media en forma de S. La segunda consiste en darle un ángulo de barrido positivo y un giro aerodinámico negativo (wash-out), lo que confiere al ala interior sustentación positiva y al ala exterior sustentación negativa, lo que ocasiona un momento de cabeceo descendente. [7]

El control de una aeronave describe la respuesta a las acciones tomadas por quien manipula los controles para introducir y mantener el estado de equilibrio o para ejecutar maniobras. [7]

Esto permite a quien manipula la aeronave ejecutar una transición entre dos estados de equilibrio o maniobra (girar, salir de un picado, despegar y aterrizar).

Como se dijo anteriormente una aeronave tipo fuselaje integrado generalmente no posee cola horizontal, la que se encarga de controlar el movimiento de cabeceo durante el vuelo en las aeronaves convencionales (fuselaje, alas y cola). Sin embargo, poseen superficies de control (elevons) que reemplazan las funciones de la cola horizontal. Los elevons (ver Figura 1.20) son superficies de control, ubicadas en el borde de fuga de ala, que utilizan el flujo del aire para permitir cambios direccionales en el control del cabeceo y del alabeo de una aeronave. Es decir, que un elevon puede realizar las funciones de un elevador o de un alerón dependiendo de la orientación de las aletas.

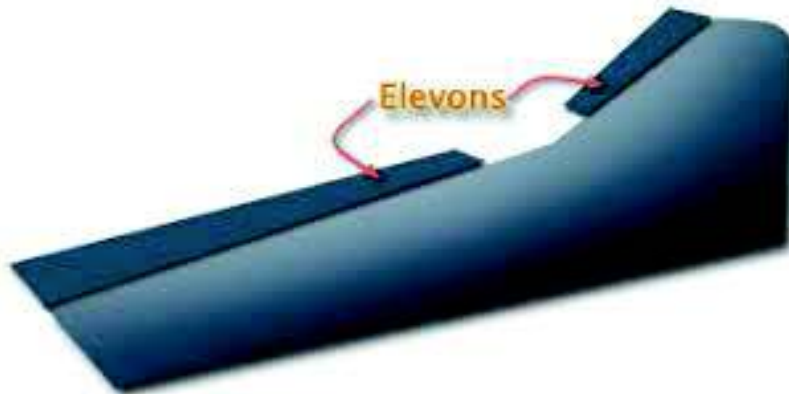


Figura 1.20. Superficies de control (Elevons).
(Fuente: [39])

La deflexión (δ) de los elevons ocasiona cambios en la distribución de presión del aire en el ala (ΔC_p) y en consecuencia, la sustentación (L) puede aumentar o disminuir dependiendo de la orientación (ver Figura 1.21).

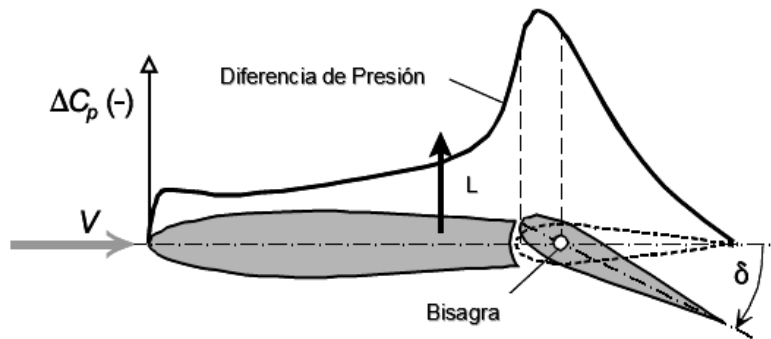


Figura 1.21. Efecto aerodinámico debido a la deflexión de los elevons.
(Fuente: [7])

La deflexión del elevon produce una fuerza que actúa sobre centro de la distribución de presión de la superficie de control (ver Figura 1.22). El momento producido por esta fuerza respecto al punto de bisagra (Hinge Point) es el momento necesario para equilibrar o enderezar a la aeronave. El punto de bisagra es la referencia respecto a la cual gira la superficie de control.

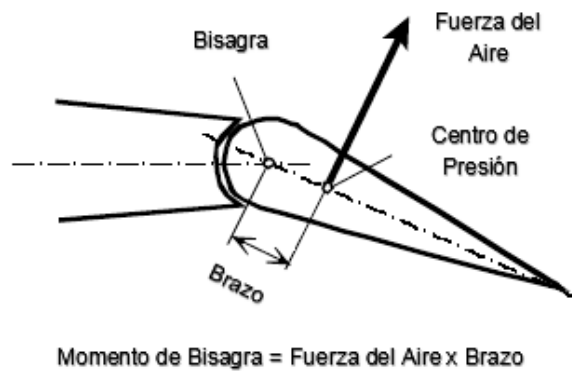


Figura 1.22. Momento aerodinámico de bisagra en una superficie de control desviada
(Fuente: [11])

Una desventaja importante de la mayoría de aviones sin cola es que no se puede usar superficies de control de forma efectiva, debido a que la deflexión (hacia abajo) causa un momento aerodinámico. Esto hace que el momento de cabeceo para cero sustentación se vuelva negativo y en consecuencia el equilibrio longitudinal sea imposible. [7]

1.8. Vuelo crucero

El vuelo crucero de una aeronave corresponde a una de condición de vuelo en la cual la altitud y velocidad se mantienen estables, sin sufrir perturbaciones significativas en la mayoría del trayecto. La velocidad constante y uniforme que alcanza la aeronave en esta condición se le conoce como velocidad crucero.

La selección del nivel de vuelo y velocidad crucero se realiza en función del consumo de energía dado que, para llevar a cabo misiones de observación las aeronaves (UAVs) deben volar el mayor tiempo posible, con una cantidad limitada de combustible o energía proveniente baterías. El consumo de combustible de una aeronave también se ve afectado por otros factores tales como, la carga útil de la aeronave, la posición del centro de gravedad, el ángulo de incidencia de la aeronave, temperatura del aire, entre otros. Por lo que, la selección de la condición de vuelo crucero se debe realizar de tal manera que el consumo de energía sea el mínimo.

De acuerdo con [4], aunque el nivel de vuelo constante (condición crucero) no es una maniobra en el sentido estricto de la palabra, es una condición útil para investigar inicialmente ya que establece puntos de aplicación de carga y da una idea del equilibrio de una aeronave en el plano longitudinal.

1.9. Método de los elementos finitos (FEM)

El método de los elementos finitos (por sus siglas en inglés, FEM) es un método numérico que permite resolver ecuaciones diferenciales ordinarias o parciales, asociadas a un problema físico de ingeniería, para el cual no se puede obtener una solución analítica exacta. Este método permite obtener soluciones aproximadas a problemas de ingeniería en áreas tales como: transferencia de calor, mecánica de fluidos, análisis estructural, análisis de vibraciones, transferencia de masa, distribución de potencial eléctrico y magnético, etc.

El método de los elementos finitos consiste en dividir a un cuerpo (medio continuo) en un sistema equivalente de cuerpos o unidades más pequeñas (elementos finitos) interconectados en puntos comunes a dos o más elementos llamados nodos. A este proceso se le denomina discretización (ver Figura 1.23). [10]



Figura 1.23. Esquema del proceso de discretización de un sistema o medio continuo.
(Fuente: [40])

La discretización del cuerpo da como resultado un sistema ecuaciones algebraicas para cada elemento finito. Estas ecuaciones se resuelven simultáneamente para obtener los

valores aproximados de las incógnitas en puntos discretos del continuo, llamados nodos [10]. La información adquirida después de resolver el sistema de ecuaciones se presenta en un gráfico, en el que se indica mediante una escala de colores los valores correspondientes de las variables que se desean estudiar.

Es recomendable verificar los resultados obtenidos del análisis con cálculos teóricos y de ser posible validar con resultados experimentales (datos reales) con el fin contrastar la información y la veracidad los resultados obtenidos.

Algunas de las ventajas que presenta este método se presenta a continuación. [10]

1. Capacidad de modelar cualquier cuerpo de forma irregular.
2. Maneja un número ilimitado de condiciones de contorno.
3. Posibilidad de ajustar el tamaño de los elementos finitos.
4. Facilidad para modificar condiciones en el modelo de los elementos finitos.
5. Tamaño de los elementos ajustable.
6. Aplicable a problemas estructurales y no estructurales.
7. Posibilidad de trabajar con modelos compuestos por varios materiales.
8. Maneja comportamiento no lineal con grandes deformaciones y materiales no lineales.

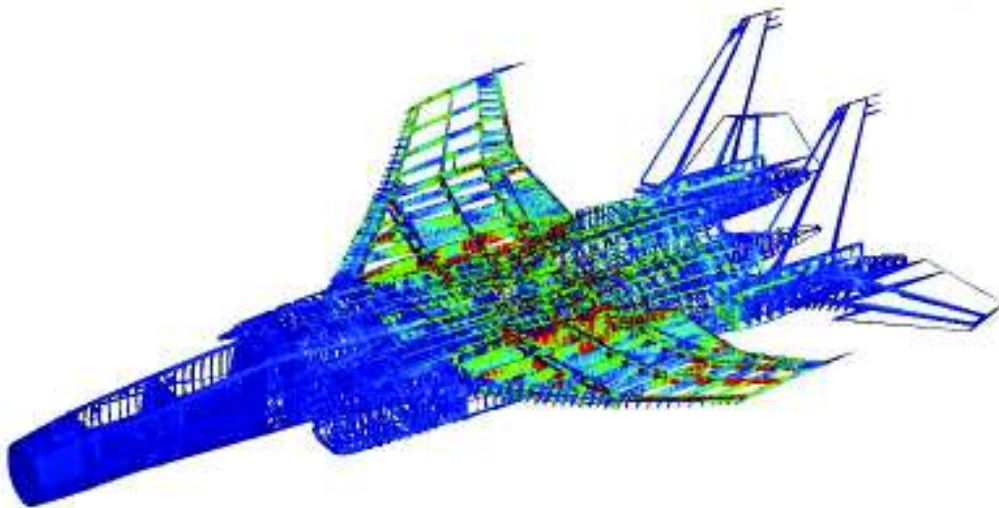


Figura 1.24. Análisis estructural mediante el método de los elementos finitos de una aeronave "F-15C".
(Fuente: [41])

El desarrollo de los elementos finitos desde un inicio ha estado ligado al campo del análisis estructural. En los problemas típicos de análisis estructural en aeronaves, el objetivo es determinar las deformaciones y esfuerzos críticos que se producen sobre

una aeronave (ver Figura 1.24), como resultado de la aplicación de cargas sobre la estructura; de manera que se pueda establecer con claridad puntos de concentración de esfuerzos y de esta manera corregir falencias u optimizar el diseño de la estructura. La principal razón por la que se suele emplear este método en el análisis estructural de una aeronave es por la dificultad que existe para obtener soluciones analíticas exactas de problemas que involucran materiales no lineales o anisótropos, geometrías complicadas o condiciones de carga demasiado complejas.

Actualmente, existen numerosos programas que utilizan el método de los elementos finitos para obtener soluciones aproximadas a diversos problemas de ingeniería. Algunos de los programas comerciales más populares utilizados para el estudio estructural de las aeronaves son el: Ansys, Abaqus, Algor y Nastran, ya que son extremadamente versátiles y permiten resolver una gran variedad de problemas.

2. METODOLOGÍA

Esta sección ha sido desarrollada considerando dos alternativas estructurales comúnmente utilizadas en la fabricación de vehículos aéreos no tripulados (UAVs). La primera alternativa es una estructura de ala sólida formada a partir de una espuma de polímero de alta densidad (EPO), mientras que la segunda corresponde una estructura semimonocasco tradicional, hecha de un material plástico, en este caso el Acrilonitrilo Butadieno Estireno (ABS).

El estudio estructural de un vehículo aéreo no tripulado tipo fuselaje Integrado (BWB) se ha dividido convenientemente en dos grandes subsecciones que abarcan: el estudio paramétrico y el estudio numérico de las dos alternativas estructurales en condiciones de vuelo crucero, mediante el método de los elementos finitos.

El estudio paramétrico parte de las características físicas y de operación del “Skywalker X-8” (ver Figura 2.2), un vehículo aéreo no tripulado tipo fuselaje integrado comercialmente disponible, y de la información recopilada concerniente al diseño preliminar de una estructura tipo semimonocasco, ampliamente utilizada por la industria aeronáutica, para obtener las cargas de vuelo aproximadas, derivadas de la envolvente de vuelo para maniobras simétricas y con ellas conseguir una primera aproximación de las dimensiones geométricas y esfuerzos de los miembros de una estructura tipo semimonocasco (largueros, costillas y piel). La Figura 2.1 se muestra el esquema del diagrama de flujo implementado en este trabajo, en el que se incluye la secuencia de tareas desarrolladas para llevar a cabo el estudio paramétrico.

Por otro lado, el estudio numérico de ambas alternativas mediante el Método de los Elementos Finitos (FEM) parte de la geometría del UAV y de las condiciones de operación en crucero del estudio paramétrico. La geometría de las alternativas se modela en un software CAD, mientras que las cargas de vuelo en crucero se obtienen de un estudio CFD. La Figura 2.1 ilustra en detalle las tareas que se deben llevar a cabo para el desarrollo del estudio numérico en ANSYS 18 de las alternativas estructurales.

Los esfuerzos de ambas alternativas evaluadas mediante el método de los elementos finitos en condiciones de vuelo crucero y los resultados analíticos del esfuerzo normal provenientes del estudio paramétrico se contrastan y comparan para poder obtener los esfuerzos y deformaciones de ambas estructuras. Finalmente, los esfuerzos y deformaciones de ambas estructuras se comparan entre sí de forma cualitativa y cuantitativa.

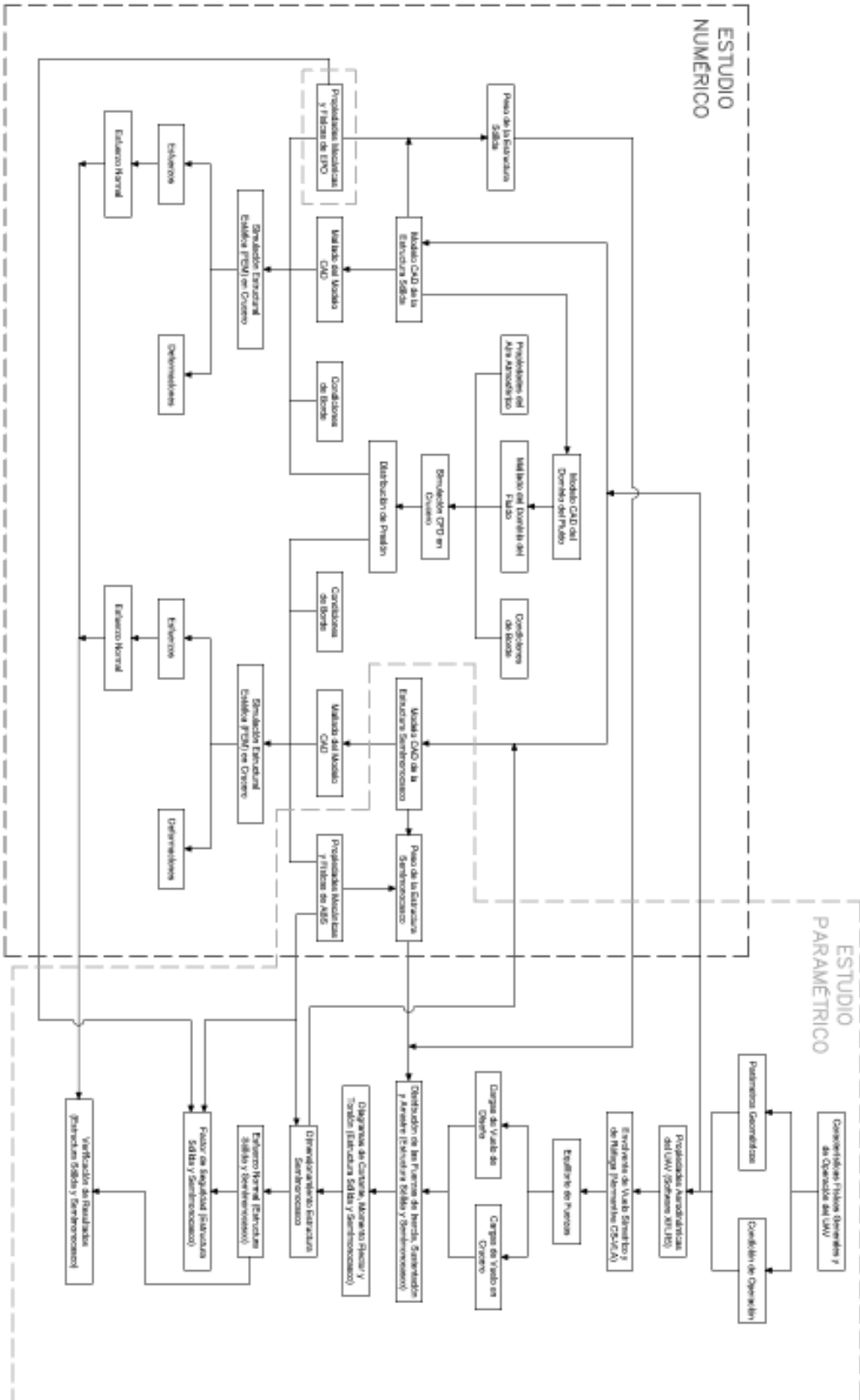


Figura 2.1. Metodología para el desarrollo del estudio paramétrico. (Fuente: Propia)

2.1. Estudio paramétrico

En esta sección del presente trabajo se desglosa la metodología implementada para la estimación de las cargas de vuelo, dimensionamiento de la estructura semimonocasco y análisis de esfuerzo normales de flexión de ambas alternativas estructurales (sólida y semimonocasco).

2.1.1. Características físicas generales y de operación del UAV

2.1.1.1. Parámetros geométricos del UAV

La geometría y las condiciones de operación del Skywalker X-8 (ver Figura 2.2) se han conseguido a partir de la información en línea, proporcionada por el fabricante y por algunos de los distribuidores del modelo. A esta información, se suma la adquirida de un modelo CAD obtenido mediante ingeniería inversa. Para fines prácticos de análisis, el presente estudio aproxima la estructura del Skywalker X-8 a una estructura de ala voladora (Flying Wing), manteniendo las características físicas del ala (ver Anexo I).



Figura 2.2. Vehículo aéreo no tripulado Skywalker X-8.
(Fuente: [42])

La Tabla 2.1 proporciona las características físicas generales y operacionales que serán el punto de partida para el desarrollo del presente estudio.

Tabla 2.1. Características físicas generales y de operación del UAV Skywalker X-8.

Parámetro	Símbolo	Cantidad
Peso máximo de despegue	$MTOW$	5 kg
Envergadura del UAV	b	2.12 m
Velocidad máxima en nivel de vuelo	V_H	30.56 m/s
Ángulo de barrido del borde de ataque del ala	Λ_{LE}	27.38°
Cuerda de la raíz del ala	c_r	0.463 m
Cuerda de la punta del ala	c_t	0.200 m

(Fuente: [43])

Los parámetros geométricos adicionales necesarios para el desarrollo de este estudio se determinan por medio de las ecuaciones proporcionadas en el Anexo II. Estas ecuaciones han sido deducidas específicamente para la forma geométrica del ala del UAV (Sweep Wing). En la Tabla 2.2 se muestran los valores de los parámetros calculados necesarios para el desarrollo del presente caso de estudio. Los datos especificados en la Tabla 2.1 se emplean para el cálculo de estos parámetros geométricos adicionales.

Tabla 2.2. Parámetros geométricos adicionales del UAV.

Parámetro	Símbolo	Cantidad
Área del ala	S	0.70278 (m ²)
Relación de reducción	λ	0.43197
Relación de aspecto	AR	6.3952
Cuerda aerodinámica media (MAC)	\bar{c}	0.34889 (m)
Ubicación sobre el eje x de la MAC	x_{MAC}	0.2382 (m)
Ubicación sobre el eje y de la MAC	y_{MAC}	0.4599 (m)
Distancia de barrido	s_D	0.5490 (m)
Ángulo de barrido del borde de fuga	Λ_{TE}	15.09°
Ángulo de barrido del cuarto de cuerda	$\Lambda_{c/4}$	24.51°

(Fuente: Propia)

2.1.1.2. Condición de operación del UAV

En la Figura 2.3 se muestra el rango de altitudes y velocidades de vuelo en las cuales el Skywalker X-8 puede operar de forma segura. En ella se encuentra representada la condición de crucero (C) y la condición de operación máxima (H) para la altitud de vuelo seleccionada en este estudio (3000 m sobre el nivel del mar). La velocidad máxima de operación mostrada en la Figura 2.3 se extrae de la Tabla 2.1 (30.56 m/s). Mientras que

la velocidad crucero se considera aproximadamente el 90% de la velocidad máxima en nivel de vuelo, de acuerdo con [16]. En la Figura 2.3 se puede observar que ambos puntos se encuentran dentro de la zona permitida de operación, representada por el área sombreada de color celeste.

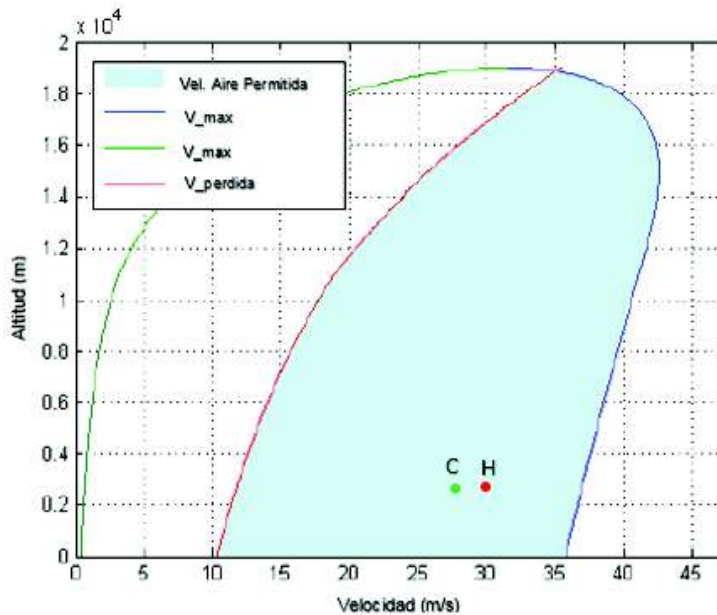


Figura 2.3. Representación del punto de crucero (C) y operación máxima (H) dentro del rango de operación del Skywalker X-8.
(Fuente: [28])

Adicionalmente, para establecer todos los parámetros de operación del Skywalker X-8 se debe definir las características del flujo en la condición crucero (C). Esto se consigue por medio del número de Reynolds y Mach, ver ecuaciones (2.1) y (2.2).

$$Re = \frac{\rho \cdot V_C \cdot \bar{c}}{\mu} \quad (2.1)$$

$$M = \frac{V_C}{V_S} \quad (2.2)$$

Estos números se obtienen a partir de la velocidad y la altitud de vuelo para la condición crucero mostrada en la Figura 2.3. La densidad (ρ), la viscosidad dinámica (μ) y la velocidad del sonido (V_S) se adquieren de la tabla de propiedades del aire atmosférico en [2]. El valor de la cuerda aerodinámica media (\bar{c}) se extrae de la Tabla 2.2.

Las propiedades de aire atmosférico para el cálculo del número de Reynolds y Mach se consideran a nivel del mar puesto que se está trabajando con velocidades de aire indicadas (Indicated Airspeed, IAS).

Los números de Reynolds y de Mach calculados para la condición de vuelo crucero son: $Re = 656\,972$ y $M = 0.081$, respectivamente. Estos resultados indican que el flujo aire sobre el UAV es subsónico ($M < 0.3$) y turbulento ($Re > 5 \times 10^5$), de acuerdo con [1].

2.1.1.3. Coeficientes aerodinámicos del perfil del UAV

El perfil aerodinámico utilizado por el Skywalker X-8 se desconoce, ya que tanto el fabricante, como el distribuidor no proporcionan esta característica del UAV. Sin embargo, existen algunos modelos CAD que se han obtenido mediante ingeniería inversa que dan una idea de la forma del perfil aerodinámico.

Tomando como punto de partida la información de los modelos CAD y utilizando el software libre XFLR5 se obtiene una forma aproximada del perfil aerodinámico (ver Figura 2.4).

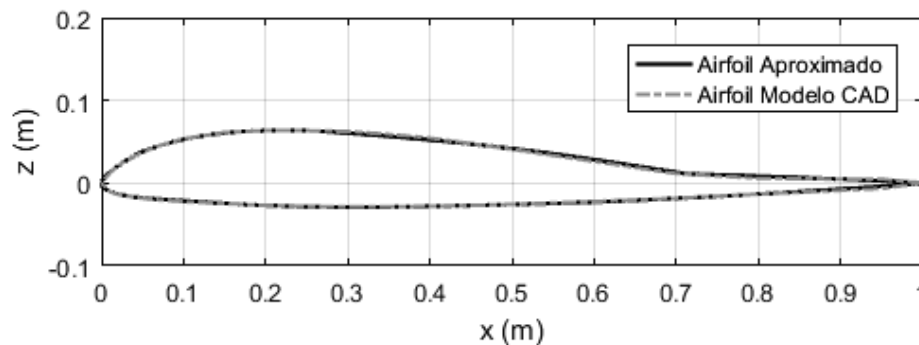


Figura 2.4. Perfil aerodinámico del Skywalker X-8.
(Fuente: Propia)

Utilizando el perfil aerodinámico aproximado para el Skywalker X-8 y los números de Reynolds y Mach calculados se determinan las curvas aerodinámicas características del perfil (coeficiente de sustentación (c_l), coeficiente de arrastre (c_d) y coeficiente de momento de cabeceo (c_m), en función del ángulo de ataque (α), tal como se ilustra en las Figura 2.5. El procedimiento para la elaboración de estas curvas en el software XFLR5 se detallan en el Anexo III.

En la Tabla 2.3 se incluye algunas de las propiedades del perfil aerodinámico que son de especial interés para el desarrollo del presente estudio. El valor de cada una de estas propiedades se obtiene directamente de la Figura 2.5. Exceptuando la pendiente de la curva de sustentación ($c_{l\alpha}$), que se obtiene de forma aproximada con la ecuación (2.3), tomando dos puntos de la curva de sustentación donde la relación entre el ángulo de ataque (α) y el coeficiente de sustentación (c_l) es lineal.

$$c_{l\alpha} = \frac{\Delta c_l}{\Delta \alpha} \quad (2.3)$$

El primero punto seleccionado para calcular la pendiente de sustentación del perfil aerodinámico corresponde a la condición de cero sustentación (ver Tabla 2.3). Mientras que el segundo, es el punto (6°, 0.7216).

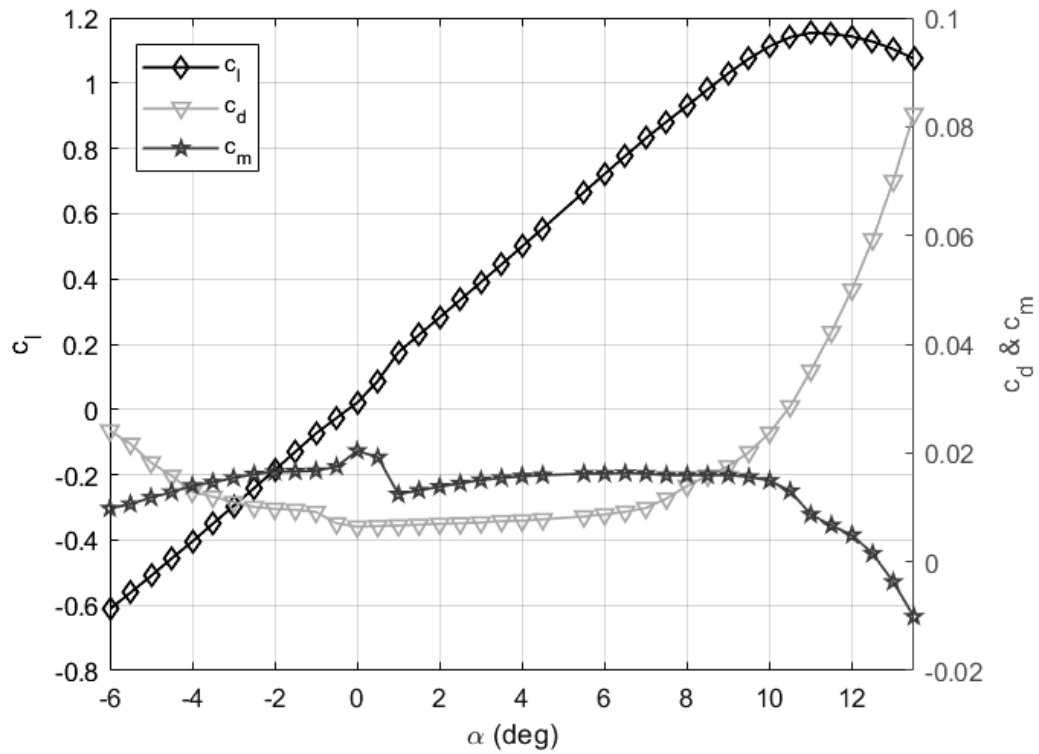


Figura 2.5. Coeficiente de sustentación, arrastre y momento de cabeceo vs. Ángulo de ataque del perfil aerodinámico.
(Fuente: Propia)

Tabla 2.3. Propiedades del perfil aerodinámico del UAV.

Parámetro	Símbolo	Cantidad
Coeficiente de sustentación máximo	$c_{l,máx}$	1.1542
Ángulo de ataque máximo	$\alpha_{máx}$	11°
Coeficiente de sustentación mínimo	$c_{l,mín}$	-0.6119
Ángulo de ataque mínimo	$\alpha_{mín}$	-6°
Ángulo de ataque para cero sustentación	$\alpha_{c_l=0}$	-0.2244°
Pendiente de la curva de sustentación del perfil aerodinámico	$c_{l\alpha}$	0.1159 (1/deg) 6.6424 (1/rad)

(Fuente: Propia)

2.1.1.4. Coeficientes aerodinámicos del UAV

Las curvas del perfil aerodinámico y la geometría del ala constituyen el punto de partida para elaborar las curvas aerodinámicas características del UAV. El procedimiento para la obtención de las curvas de sustentación (C_L), arrastre (C_D) y momento de cabeceo (C_M) del UAV se detalla en el Anexo III. La Figura 2.6 muestran el comportamiento de estos coeficientes con el ángulo de ataque (α).

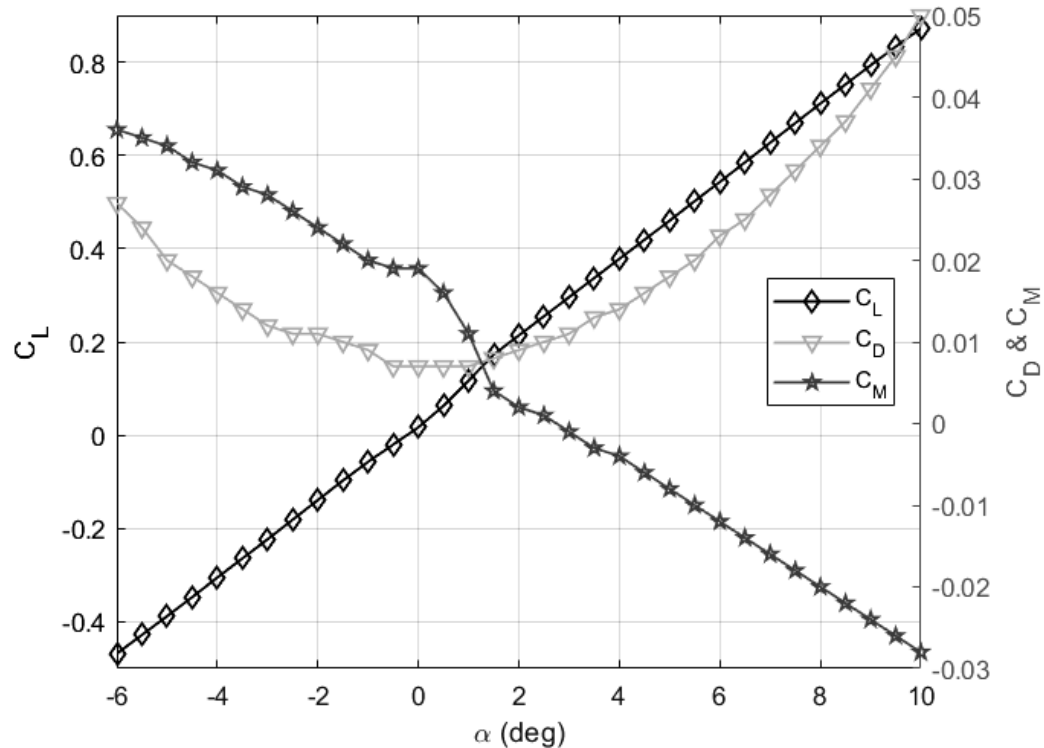


Figura 2.6. Coeficiente de sustentación, arrastre y momento de cabeceo vs. Ángulo de ataque del UAV.
(Fuente: Propia)

En la Figura 2.6 se proporciona información relevante sobre la estabilidad longitudinal estática del UAV. En ella se puede ver que la pendiente de la curva de momento de cabeceo del UAV ($C_{M\alpha}$) es negativa y el coeficiente de momento de cabeceo que produce cero sustentación ($C_{M,0}$) es positivo. Lo que indica que el UAV satisface las condiciones necesarias para tener estabilidad longitudinal estática [7].

En la Figura 2.6 se observa que las curvas de sustentación (C_L) y momento de cabeceo (C_D) varían de manera aproximadamente lineal con el ángulo de ataque, en el rango de valores representado. Mientras que la curva de arrastre (C_D) mostrada en la Figura 2.6 varía en forma aproximadamente parabólica con el ángulo de ataque.

Resulta práctico disponer de ecuaciones para estimar los valores de los coeficientes aerodinámicos del UAV a un ángulo de ataque (α) específico. Por lo que, las curvas obtenidas en las Figuras 2.6 se ajustan mediante un análisis de regresión utilizando el “Curve Fitting Toolbox” de Matlab. El análisis de regresión se realizó con un intervalo de confianza del 95%. Las ecuaciones (2.4), (2.5) y (2.6) muestran las curvas ajustadas para el coeficiente de sustentación, arrastre y momento de cabeceo.

$$C_L = 0.03365 + 0.08468\alpha \quad (2.4)$$

$$C_D = 0.000452\alpha^2 - 0.0003147\alpha + 0.007758 \quad (2.5)$$

$$C_M = 0.01387 - 0.004253\alpha \quad (2.6)$$

En la Tabla 2.4 se muestran algunos resultados útiles obtenidos de las ecuaciones (2.4), (2.5) y (2.6), que serán de utilidad para estudiar el equilibrio del UAV.

Tabla 2.4. Propiedades aerodinámicas del UAV.

Parámetro	Símbolo	Cantidad
Ángulo de ataque para cero sustentación	$\alpha_{C_L=0}$	-0.3974°
Coeficiente de arrastre para cero sustentación	$C_{D,0}$	0.007954
Coeficiente de momento de cabeceo para cero sustentación	$C_{M,0}$	-0.6119

(Fuente: Propia)

2.1.2. Normativa de aeronavegabilidad aplicable

Para establecer la normativa de aeronavegabilidad aplicable al presente caso de estudio, es necesario en primer lugar determinar las velocidades máxima de operación y de pérdida. La velocidad máxima operativa (V_{mo}), se aproxima a la velocidad máxima en nivel de vuelo (V_H) y se obtiene directamente de la Tabla 2.1, mientras que la velocidad de pérdida positiva (V_{S1}) se adquiere de la Tabla 3.1 (ver subsección 2.1.2.1. Envoltura de vuelo). Estos valores se reemplazan en las ecuaciones (1.2) y (1.3), respectivamente, para encontrar los valores de la velocidad de aproximación (V_1) y la velocidad límite probable (V_2).

$$V_1 = 1.3 \cdot V_{S1} = 1.3(8.89) = 11.56 \text{ (m/s)} = 22.47 \text{ (kt)}$$

$$V_2 = 1.4 \cdot V_{mo} = 1.4(30.56) = 42.78 \text{ (m/s)} = 83.16 \text{ (kt)}$$

Con los valores de las velocidades calculados se determina la energía cinética, con la ecuación (1.1), para el caso de descenso no premeditado y pérdida de control.

$$E_{c,1} = \frac{m(kg) \times V(kt)^2}{10^9} = \frac{3 \times 22.47^2}{10^9} = 1.5147 \times 10^{-6}$$

$$E_{c,2} = \frac{m(kg) \times V(kt)^2}{10^9} = \frac{3 \times 83.16^2}{10^9} = 2.0747 \times 10^{-5}$$

El tipo de aeronave seleccionada es la aeronave de pistón simple correspondiente a las categorías 3, 4 y 5 (ver Anexo IV). Al introducir el tipo de aeronave y los resultados de la energía cinética en las Figuras 1.11 y 1.12 se observa que los valores resultan ser más pequeños que los mínimos establecidos.

Para fines prácticos de análisis se utilizará el código de aeronavegabilidad CS-VLA (“Certification Specifications for Very Light Aeroplanes” o “Especificaciones de Certificación para Aeroplanos Muy Ligeros”) porque resulta ser el código más próximo aplicable para un mini UAV y porque este reglamento ha servido de referencia para la elaboración de otros, como por ejemplo el reglamento de Vehículos Aéreos No Tripulados desarrollado por la “Civil Aviation Safety Authority, CASA”.

2.1.2.1. Envoltente de vuelo simétrico del UAV

La envoltente de vuelo de maniobra simétrica se grafica a partir de los requerimientos establecidos en la normativa de aeronavegabilidad [16]. Los factores de carga se indican en la Tabla 2.5 y se obtienen de la sección 337 del reglamento CS-VLA.

Tabla 2.5. Factores de carga especificados en el reglamento CS-VLA.

Factor de carga (n)	Cantidad
n_1	3.8
n_2	3.8
n_3	-1.5
n_4	0

(Fuente: [16])

Los datos necesarios para graficar la envoltente de vuelo se adquieren de las Tablas 2.1 y 2.2. Adicionalmente, se considera la densidad del aire a nivel del mar (ρ_0) de 1.225 kg/m^3 y la aceleración de la gravedad (g) de 9.81 m/s^2 .

El primer paso para la elaboración de la envoltente de vuelo de maniobra simétrica es determinar las velocidades de diseño, definidas por la normativa CS-VLA en la sección 335. Para fines prácticos, las velocidades de pérdida (V_{S1}) y (V_{S2}) se determinan a partir de los coeficientes de sustentación máximo ($c_{l,máx}$) y mínimo ($c_{l,mín}$) del perfil

aerodinámico, que se extraen de la Tabla 2.3. En el Anexo V se proporcionan las ecuaciones que permiten determinar las velocidades de diseño.

Las curvas de pérdida (ver subsección “1.6.2.3. Condiciones límite en la envolvente de vuelo”) se grafican a partir de la ecuación (2.7), que establece el factor de carga como función de la velocidad del aire indicada.

$$n = \frac{\rho_0 S C_L V^2}{2gMTOW} \quad (2.7)$$

En este caso, para graficar la curva de pérdida positiva, se utiliza el coeficiente de sustentación máximo del perfil aerodinámico ($C_L = 1.25 \cdot c_{l,máx}$), y se hace variar la velocidad del aire indicada desde 0 hasta un valor máximo (V_A). De manera similar se procede para graficar la curva de pérdida negativa, con la diferencia de que se emplea el coeficiente mínimo negativo, $c_{l,mín}$, y la velocidad del aire indicada se hace variar desde 0 hasta alcanzar un valor máximo (V_F). Finalmente, con los valores de las velocidades de diseño calculados y los factores de carga detallados en la Tabla 2.5 se elabora la envolvente de vuelo.

2.1.2.2. Envolvente de ráfaga del UAV

El reglamento CS-VLA establece en su sección 333(c), las velocidades de ráfagas verticales a las que estará sujeta la aeronave en vuelo nivelado. En este caso se consideran ráfagas altas (U_3) de 15,24 m/s, y ráfagas medias (U_2) de 7.62 m/s, para elaborar la envolvente de ráfaga. Los factores de carga de ráfaga positivos y negativos, para velocidades de ráfaga (U) medias y altas, se calculan mediante la ecuación (2.8), dada en el reglamento CS-VLA en la sección 341.

$$n = 1 \pm \frac{\frac{1}{2} \rho_0 C_{L_\alpha} V K_g U}{gMTOW} \quad (2.8)$$

El factor (C_{L_α}) de la ecuación (2.8) es la pendiente de la curva de sustentación corregida por la relación de aspecto. Este valor se calcula mediante la aproximación de Küchemann, tomada de [1], para flujo incompresible de un ala barrida (ver ecuación (2.9)).

$$C_{L_\alpha} = \frac{c_{l_\alpha} \cos \Lambda_{c/4}}{\sqrt{1 + \left(\frac{c_{l_\alpha} \cos \Lambda_{c/4}}{\pi AR} \right)^2} + \frac{c_{l_\alpha} \cos \Lambda_{c/4}}{\pi AR}} \quad (2.9)$$

El factor de alivio de ráfaga (K_g) de la ecuación (2.8) se determina por medio de la ecuación (2.10) proporcionada por el reglamento CS-VLA en la sección 341.

$$K_g = \frac{0.88\mu_g}{5.3 + \mu_g} \quad (2.10)$$

El factor de relación de masa del avión (μ_g) se establece por la ecuación (2.11) que se encuentra en el reglamento CS-VLA en la sección 341.

$$\mu_g = \frac{2 \left(\frac{MTOW}{S} \right)}{\rho_0 \bar{c} C_{L\alpha}} \quad (2.11)$$

Una vez determinados cada uno de los parámetros involucrados en la ecuación (2.8), se reemplazan y se calcula el factor de carga para los casos de ráfaga media (U_2) y alta (U_3). En el caso de ráfaga media, la velocidad del aire indicada (V) toma valores desde cero hasta un valor máximo correspondiente a la velocidad crucero de diseño (V_c). Mientras que para el caso de ráfaga alta, la velocidad del aire indicada (V) toma valores que van desde cero hasta un valor máximo igual a la velocidad de picado de diseño (V_D).

2.1.2.3. Condiciones de carga límite

Los puntos límite de la envolvente de ráfaga no se analizarán en este documento, dado que las condiciones resultan más severas de las que posiblemente experimente el vehículo aéreo no tripulado como consecuencia de las ráfagas. Según [20] los factores de carga debido a las ráfagas en los mini UAV deben estudiarse más a fondo, dado que los métodos actuales sugeridos en los códigos de aeronavegabilidad no reflejan el fenómeno físico real que acompaña al mini UAV cuando ingresa en una ráfaga, lo que conduce a valores de carga erróneos. Por otro lado, los resultados del estudio reflejan que los requisitos para graficar la envolvente de vuelo simétrico pueden utilizarse de forma satisfactoria.

2.1.3. Equilibrio de fuerzas del UAV

Antes de analizar el equilibrio de fuerzas en la aeronave, es necesario definir las posiciones sobre las cuales actúan las fuerzas. Para ello se especifica a continuación la ubicación del centro aerodinámico, el centro de gravedad y del punto de bisagra (hinge point).

2.1.3.1. Ubicación del centro aerodinámico (AC)

El centro aerodinámico (AC) es el punto del cuerpo sobre el cual el momento generado aerodinámicamente es independiente del ángulo de ataque. En la mayoría de los perfiles aerodinámicos este se halla en el punto del cuarto de cuerda o cerca de él [1]. De acuerdo con [24], el centro aerodinámico respecto al borde de ataque de la cuerda de la raíz, para un ala barrida, se determina en forma aproximada por medio de la ecuación (2.12).

$$x_{AC} = \frac{c_r}{4} + \frac{2b}{3\pi} \tan(\Lambda_c/4) \quad (2.12)$$

Sustituyendo los valores de cada una de las variables, en las Tablas 2.1 y 2.2, se determina que el centro aerodinámico para el UAV se encuentra ubicado a 0.32084 m , respecto al borde de ataque (LE) de la cuerda de la raíz (ver Figura 2.7).

2.1.3.2. Ubicación del centro de gravedad (CG)

El centro de gravedad (CG) de la aeronave es aquel punto donde se considera que está concentrado todo el peso. Una aeronave tipo fuselaje integrado puede alcanzar la estabilidad longitudinal estática cuando se la diseña con un momento de cabeceo de sustentación cero, positivo y cuando la ubicación del centro de gravedad se encuentre frente al centro aerodinámico [7].

En este contexto, el margen estático (SM) es una cantidad adimensional usada para describir la estabilidad longitudinal estática de una aeronave (ver ecuación 2.13). Cuando el margen estático es positivo, la aeronave es estable. Por el contrario, si es igual a cero o negativo se considera neutralmente estable e inestable, respectivamente [11].

$$SM = \frac{dC_M}{dC_L} = \frac{x_{AC} - x_{CG}}{\bar{c}} \quad (2.13)$$

El margen estático para aeronaves que operan debajo del subsónico está entre el 5% y el 10% [7]. El presente estudio se considera un margen estático del 5%, pues es el valor que garantiza que la aeronave está en equilibrio en la condición de crucero. El valor para el centro de gravedad del UAV, obtenido de la ecuación (2.13), es de 0.3034 m , medido respecto al borde de ataque (LE) de la cuerda de la raíz (ver Figura 2.7).

En este estudio no se consideran cambios en la ubicación del centro de gravedad pues las cargas actúan en posiciones específicas de la aeronave (carga útil, peso del motor, sistemas eléctricos, sistemas de control de vuelo, etc.), que no cambian durante el vuelo, como sucede en las aeronaves convencionales que utilizan combustible.

2.1.3.3. Punto de bisagra

En el presente estudio, la posición del punto de bisagra (hinge point) se considera el 80% de la cuerda aerodinámica media (\bar{c}), medida respecto al borde de ataque (LE) de la cuerda de la raíz del UAV. En este caso la ubicación del punto de bisagra (x_H) es $0.2791 m$ (ver Figura 2.7). En esta posición se produce el momento de bisagra (M_H) que equilibra al UAV, cuando tiende a cabecear en vuelo simétrico.

2.1.3.4. Equilibrio de fuerzas del UAV

Las fuerzas, momentos y puntos de aplicación de las fuerzas que actúan sobre el UAV en condiciones de vuelo equilibrado se representan de forma esquemática en la Figura 2.7.

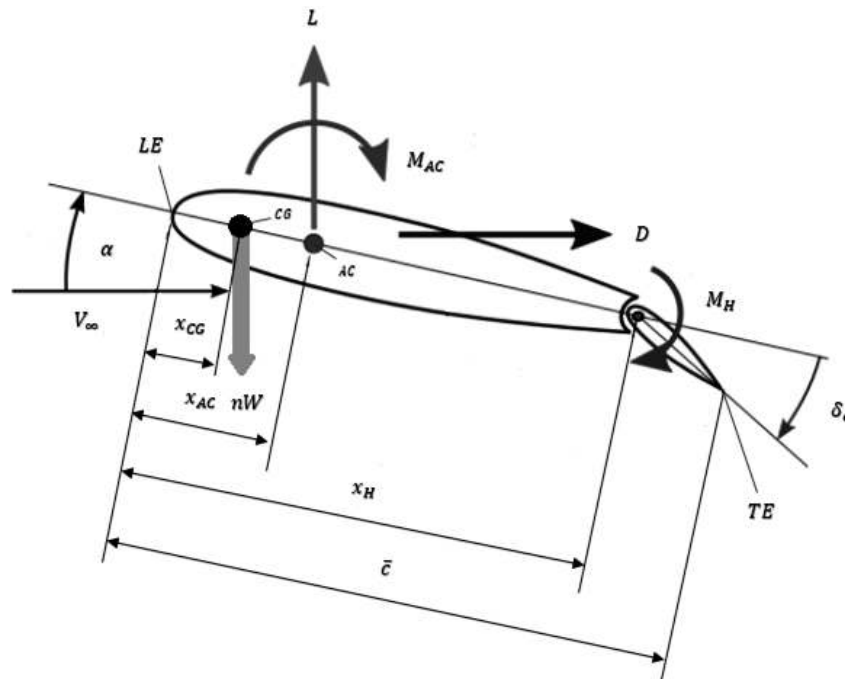


Figura 2.7. Diagrama de cuerpo libre del ala UAV.
(Fuente: [44])

Este análisis no considera el efecto de las aceleraciones angulares ocasionadas por el cabeceo repentino de la aeronave, ni el empuje del motor de la aeronave.

Planteando la ecuación de equilibrio de fuerzas en la dirección vertical, z (ver ecuación (2.14)) se tiene

$$\sum F_Z = 0$$

$$L - nW = 0 \quad (2.14)$$

Donde, (n) corresponde al factor de carga para cada una de las condiciones límite definidas en la envolvente de vuelo (ver Figura 1.15), (L) es la fuerza de sustentación y (W) es el peso total de vuelo del UAV.

De igual forma se plantea el equilibrio de momentos respecto al centro de gravedad del UAV (ver ecuación (2.15))

$$\sum M_{CG} = 0$$

$$M_{AC} + M_H - L(x_{AC} - x_{CG}) \cos \alpha - D(x_{AC} - x_{CG}) \sin \alpha = 0 \quad (2.15)$$

Donde, (M_{AC}) es el momento de cabeceo del ala respecto al centro aerodinámico, (M_H) es el momento de bisagra debido a la deflexión del elevon y (D) es la fuerza de arrastre.

La ecuación (2.14) permite determinar la fuerza de sustentación a partir del peso total y el factor de carga del UAV. Con este resultado se determina el coeficiente de sustentación con la ecuación (2.16), tomada de [1].

$$C_L = \frac{2L}{\rho_0 V^2 S} \quad (2.16)$$

Para estimar el ángulo de ataque (α) en cada una de las condiciones límite de la envolvente de vuelo es necesario calcular primero el ángulo de deflexión del elevon (δ_e) que mantiene en equilibrio al UAV. Este ángulo puede ser estimado utilizando la ecuación (2.17), tomada de [8].

$$\delta_e = -\frac{C_{M,0} C_{L\alpha} + C_{M\alpha} C_L}{C_{L\alpha} C_{M\delta_e} - C_{L\delta_e} C_{L\alpha}} \quad (2.17)$$

Donde, $(C_{L\delta_e})$ es la pendiente de la curva de sustentación respecto al ángulo de deflexión del elevon, $(C_{M\delta_e})$ es la pendiente de la curva de momento de cabeceo respecto al ángulo de deflexión del elevon, $(C_{L\alpha})$ es la pendiente de la curva de sustentación respecto al ángulo de ataque, $(C_{M\alpha})$ es la pendiente de la curva de momento de cabeceo

respecto al ángulo de ataque. Estas dos últimas se obtiene con facilidad al derivar las ecuaciones (2.4) y (2.5), respectivamente, dado que las pendientes permanecen prácticamente constantes.

La pendiente de la curva de sustentación respecto al ángulo de deflexión del elevon se obtiene al graficar las curvas de sustentación para diferentes inclinaciones del elevon a un ángulo de ataque específico, tal como se indica en la Figura 2.8.

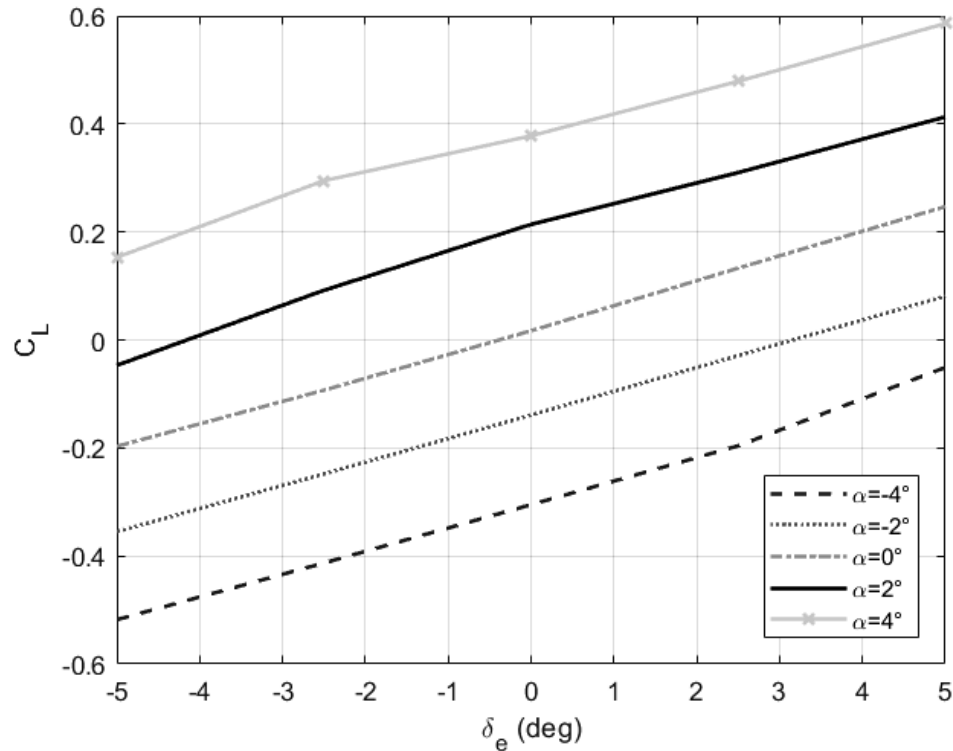


Figura 2.8. Coeficiente de sustentación del UAV en función del ángulo de deflexión del elevon. (Fuente: Propia)

Las curvas de la Figura 2.8 han sido obtenidas con el software libre XFLR5. Como se puede observar, la pendiente de cada una de las curvas para los diferentes ángulos de ataque (-4° , -2° , 0° , 2° y 4°) permanece prácticamente constante. El valor aproximado de $C_{L\delta_e}$ de acuerdo con la Figura 2.8 es de 0.044352 ($1/deg$).

De manera similar se procede para determinar la pendiente del coeficiente de momento de cabeceo respecto al ángulo de deflexión del elevon (ver Figura 2.9). En este caso el valor aproximado para $C_{M\delta_e}$ es de -0.01244 ($1/deg$).

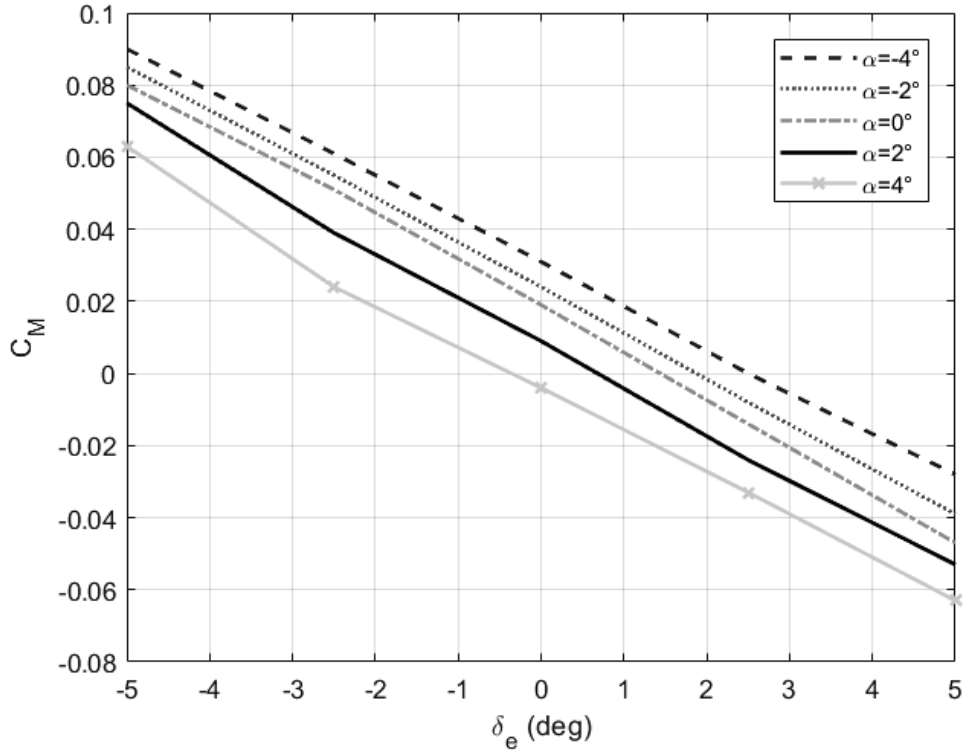


Figura 2.9. Coeficiente de momento de cabeceo del UAV en función del ángulo de deflexión del elevon.
(Fuente: Propia)

Una vez que se ha determina el ángulo de deflexión del elevon (δ_e) se calcula el ángulo de ataque de la aeronave (α) mediante la ecuación (2.18), tomada de [8].

$$C_L = C_{L\alpha} \alpha + C_{L\delta_e} \delta_e \quad (2.18)$$

El aporte individual del ala y la superficie de control (elevon) al coeficiente de sustentación total se determina de acuerdo con la ecuación (2.18).

El siguiente paso es estimar el coeficiente de arrastre del UAV (C_D), para ello se reemplaza el valor del ángulo de ataque (α) calculado en la ecuación (2.5)

$$C_D = 0.000452\alpha^2 - 0.0003147\alpha + 0.007758$$

Si bien la curva del coeficiente de arrastre cambia con la deflexión del elevon, la variación resulta ser pequeña dado que las deflexiones no son demasiado grandes, para que el arrastre sufra un cambio considerable. Por lo que la ecuación (2.5) resulta satisfactoria para este análisis.

Con el coeficiente de arrastre se puede obtener la fuerza de arrastre mediante la ecuación (2.19). [1]

$$D = \frac{1}{2} \rho_0 V^2 S C_D \quad (2.19)$$

El momento de cabeceo del UAV respecto al centro aerodinámico se calcula por medio de la ecuación (2.20), tomada de [1].

$$M_{AC} = \frac{1}{2} \rho_0 V^2 S \bar{c} C_{M,0} \quad (2.20)$$

El coeficiente de momento de cabeceo del ala a sustentación cero ($C_{M,0}$) se obtuvo previamente con la ecuación (2.6) y el ángulo de cero sustentación de la Tabla 2.4.

Finalmente, en la ecuación (2.15) se reemplaza el valor de cada una de las variables y se determina el momento de bisagra (M_H) que equilibra al UAV para las condiciones límite de la envolvente de vuelo.

2.1.4. Distribución de cargas sobre el UAV

2.1.4.1. Distribución de sustentación de Schrenk

La distribución de Schrenk es un método aproximado que permite estimar la distribución de la fuerza de sustentación sobre el ala, a partir de una distribución elíptica.

El método fue desarrollado por Ing. Oster Schrenk durante la década de 1940, y constituye un enfoque bastante preciso, de forma que ha sido utilizado con gran éxito en la fase de diseño inicial de los aviones comerciales. Es aplicable a la mayoría de formas geométricas de alas utilizadas comúnmente en la industria aeronáutica.

De acuerdo con el estudio realizado por [21] el método de Schrenk se puede aplicar de forma satisfactoria en una etapa preliminar para determinar la distribución de la fuerza de sustentación sobre el ala de un UAV, sin embargo, se debe tomar en cuenta que el método de Schrenk difiere en un margen considerable en las cercanías de la punta del ala (23.66% en alas trapezoidales). Este aspecto se vuelve relevante en la etapa de detalle, dado que las cargas en la punta del ala del UAV no son tan severas como sugiere la distribución de Schrenk.

Es importante destacar en este contexto que los giros aerodinámicos, geométricos, los cambios de sección del perfil aerodinámico y la posición de los flaps alteran en forma directa la distribución de sustentación a lo largo del semispan del ala (semi-envergadura del ala), por lo que estos aspectos deben tenerse en cuenta cuando sea pertinente.

Método de Schrenk

El método de Schrenk para determinar la distribución de sustentación explicado en [29], es el siguiente:

1. Primero se divide el semispan del ala en un número (n) de estaciones, en las cuales se establecerá el valor de la sustentación por unidad de longitud (ver Figura 2.10). La distancia (y_i) a la que se ubica cada estación (i) se determina respecto al eje neutro del ala del UAV.

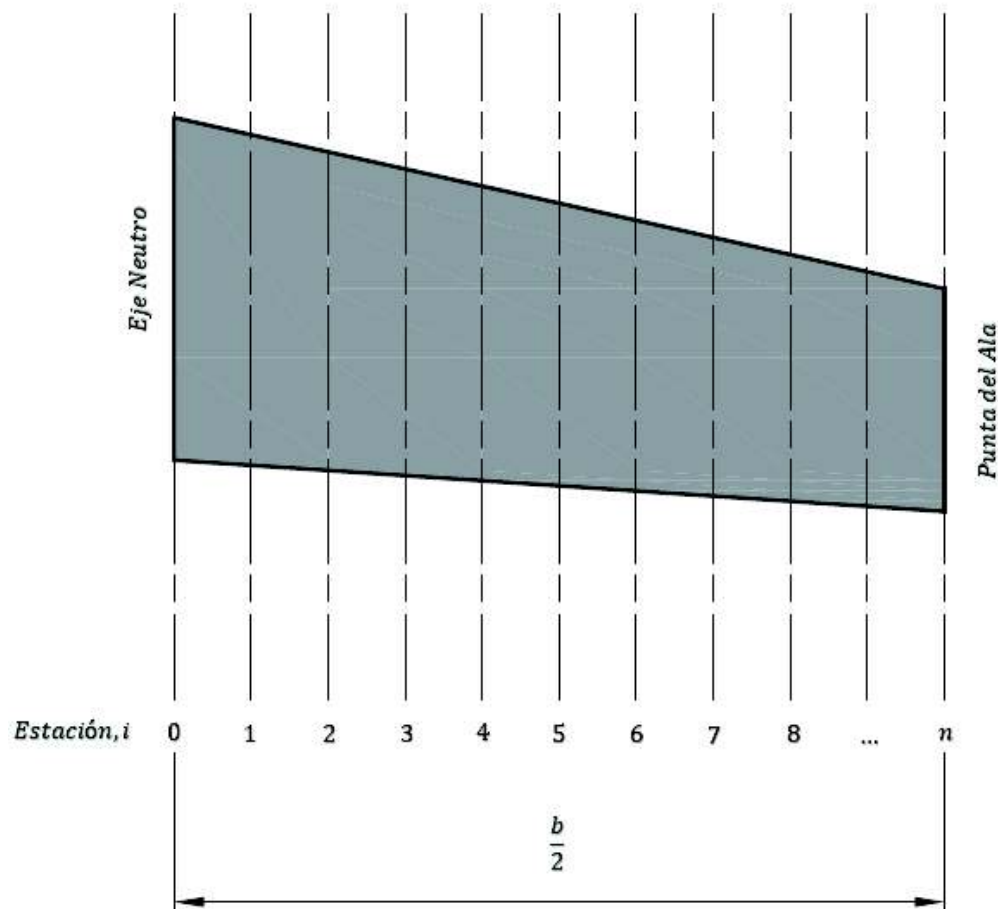


Figura 2.10. Ubicación de las estaciones del ala.
(Fuente: Propia)

2. Luego se determina la distribución elíptica de la sustentación mediante la ecuación (2.21).

$$Elipse = \frac{4\bar{c}}{\pi} \sqrt{1 - \left(\frac{2y_i}{b}\right)^2} \quad (2.21)$$

3. A continuación, se calcula el valor de la cuerda media para cada estación, mediante la ecuación (2.22).

$$c_i = \left[1 - 2(1 - \lambda) \frac{y_i}{b} \right] c_r \quad (2.22)$$

4. Utilizando la ecuación (2.23) se establece el valor del factor CC_L , para cada estación.

$$CC_L = \frac{1}{2}(c_i + Elipse) \quad (2.23)$$

5. Mediante la ecuación (2.24) se calcula el valor del coeficiente de sustentación local ($C_{L,local}$).

$$C_{L,local} = \frac{CC_L}{c_i} \quad (2.24)$$

6. Finalmente, la distribución de sustentación del ala ($l_{Schrenk,i}$) se determina con la ecuación (2.25) para cada estación (i).

$$l_{Schrenk,i} = \frac{L_{ala}}{S} CC_L \quad (2.25)$$

Siguiendo la metodología de cálculo descrita anteriormente se determina la distribución de sustentación sobre el span del ala para las condiciones de carga límite y para la condición crucero de la envolvente de vuelo.

2.1.4.2. Distribución de la carga de inercia sobre el ala

Las cargas de inercia se deben a las aceleraciones y desaceleraciones que la aeronave experimenta durante el vuelo, aterrizajes, despegues, maniobra y ráfagas [4]. Estas cargas se determinan a partir de la masa de la estructura y deben calcularse con la finalidad de poder dimensionar el ala del UAV.

La masa de las estructuras de ala sólida y semimonocasco (M_{ala}) que se analizan en presente estudio se determina a partir del producto de la densidad de los materiales (ver, Tablas 2.7 y 2.8) y del volumen de la geometría que se obtiene al modelar cada una de las alternativas estructurales en cualquier software CAD.

Los valores finales de la masa y el volumen, junto con la densidad para cada estructura se muestran en la Tabla 2.6.

Tabla 2.6. Masa, volumen y densidad de cada tipo de estructura del UAV.

Estructura	Densidad (kg/m^3)	Volumen (m^3)	$M_{ala}(kg)$
Sólida	170	0.0066113	1.1239
Semimonocasco	1010	0.0016228	1.9117

(Fuente: Propia)

De acuerdo con [22], la distribución de la carga de inercia del ala (w_i) se determina de forma aproximada con la ecuación (2.26) para cada estación (i) del ala.

$$w_i = \frac{c_i^2 \left(\frac{t}{c}\right)_i}{\sum_{i=0}^n c_i^2 \left(\frac{t}{c}\right)_i (y_{i+1} - y_i)} (-nM_{ala}g) \quad (2.26)$$

La relación entre el espesor y la cuerda, $(t/c)_i$, para ambos tipos de estructura es constante en cada estación del ala (9.28 %).

2.1.4.3. Distribución de la fuerza de arrastre

Dado que la fuerza de arrastre es pequeña respecto a la fuerza de sustentación se supondrá que la distribución del arrastre es uniforme sobre el span el ala del UAV. Esta suposición no es correcta, para la geometría del UAV considerada, sin embargo, resulta razonable dado que la magnitud de la fuerza de arrastre es pequeña en relación con la fuerza de sustentación. La ecuación (2.27) define el valor de la fuerza de arrastre por metro de longitud.

$$d_i = \frac{D}{b} \quad (2.27)$$

2.1.5. Diagramas de fuerza cortante, momento flector y torsión

2.1.5.1. Diagrama de fuerza cortante y momento flector

Una vez que se ha determinado las fuerzas distribuidas sobre el semispan del ala, es preciso determinar las fuerzas cortantes y momentos de flexión que actúan sobre las estructuras (ala sólida y semimonocasco) en la dirección normal y tangencial, con la finalidad de calcular los esfuerzos a los que están sujetas y para dimensionar los largueros, costillas y piel del ala de la estructura semimonocasco.

En este contexto se utilizará la metodología descrita en [17] para determinar los diagramas de cortante y momento flector del ala para las condiciones de carga límite de la envolvente de vuelo simétrico.

Para la elaboración de los diagramas de cortante y momento flector en la dirección normal (N) y tangencial (T) se toma como punto de partida las fuerzas distribuidas de sustentación, inercia y arrastre (ver sección “2.1.4. Distribución de cargas sobre el UAV”).

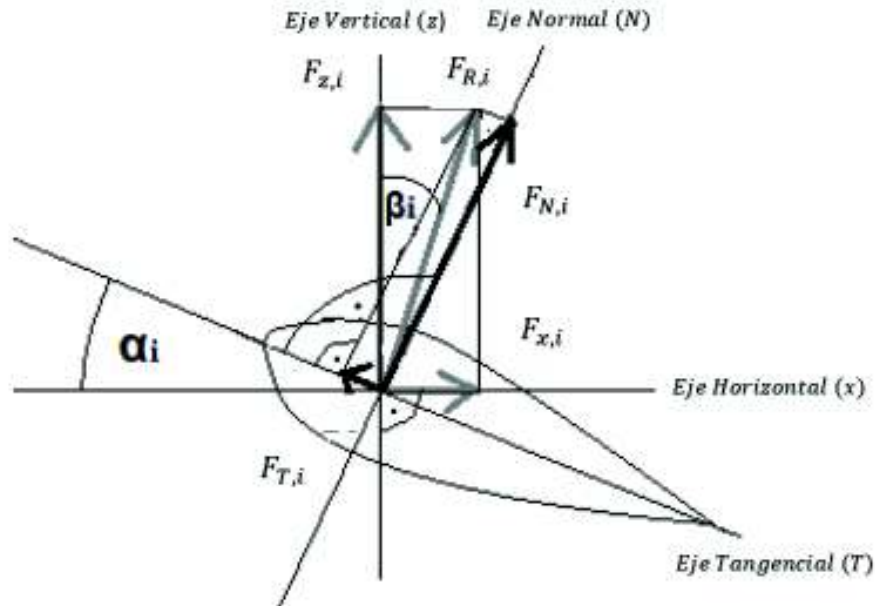


Figura 2.11. Componentes de la fuerza resultante sobre el ala.
(Fuente: [17])

El primer paso para obtención de estos diagramas consiste en determinar la fuerza resultante distribuida sobre el ala ($F_{R,i}$). Para ello se debe calcular las fuerzas distribuidas en la dirección vertical (z) y en la dirección horizontal (x), tal como se indica en las ecuaciones (2.28) y (2.29), respectivamente (ver Figura 2.11).

$$F_{z,i} = l_{Schrenk,i} + w_i \quad (2.28)$$

$$F_{x,i} = d_i \quad (2.29)$$

La fuerza distribuida resultante ($F_{R,i}$) se determina con la ecuación (2.30).

$$F_{R,i} = \sqrt{F_{z,i}^2 + F_{x,i}^2} \quad (2.30)$$

El ángulo de ataque local (α_i), del ala (ver Figura 2.11), se consigue mediante la ecuación (2.31), tomada de [17].

$$\alpha_i = \frac{C_L}{C_{L\alpha}} \frac{CC_L}{c_i} + \alpha_{CL=0} \quad (2.31)$$

El ángulo de la fuerza resultante distribuida (β_i) se establece mediante la relación trigonométrica de las componentes de la fuerza distribuida vertical y horizontal (ver Figura 2.11), tal como se indica en la ecuación (2.32).

$$\beta_i = \tan^{-1} \left(\frac{F_{x,i}}{F_{z,i}} \right) \quad (2.32)$$

La componente normal de la fuerza resultante distribuida para cada estación del ala ($F_{N,i}$) se establece por medio de la ecuación (2.33).

$$F_{N,i} = F_R \cos(\alpha_i - \beta_i) \quad (2.33)$$

De igual manera la componente tangencial de la fuerza resultante distribuida para cada estación del ala ($F_{T,i}$) se calcula mediante la ecuación (2.34).

$$F_{T,i} = F_R \sin(\alpha_i - \beta_i) \quad (2.34)$$

Con las componentes normal y tangencial de la fuerza resultante distribuidas, se procede a elaborar los diagramas de cortante y momento flector del ala. El diagrama del cortante normal y tangencial del ala, se obtiene al integrar las curvas correspondientes a cada una de las fuerzas distribuidas. Las ecuaciones (2.35) y (2.36) establecen la rutina de cálculo para la fuerza cortante normal ($Q_{N,i}$) y tangencial ($Q_{T,i}$) en cada estación del ala. [5]

$$Q_{N,i} = Q_{N,i-1} + \frac{F_{N,i} + F_{N,i-1}}{2} (y_i - y_{i-1}) \quad (2.35)$$

$$Q_{T,i} = Q_{T,i-1} + \frac{F_{T,i} + F_{T,i-1}}{2} (y_i - y_{i-1}) \quad (2.36)$$

De manera similar se procede para determinar el momento flector. Las ecuaciones (2.37) y (2.38) muestra la rutina de cálculo utilizada para hallar el momento flector normal ($M_{N,i}$) y tangencial ($M_{T,i}$) en cada estación del ala. [5]

$$M_{N,i} = M_{N,i-1} + \frac{Q_{T,i} + Q_{T,i-1}}{2} (y_i - y_{i-1}) \quad (2.37)$$

$$M_{T,i} = M_{T,i-1} + \frac{Q_{N,i} + Q_{N,i-1}}{2} (y_i - y_{i-1}) \quad (2.38)$$

2.1.5.2. Diagrama de torsión

La distribución del par de torsión sobre el UAV se determina mediante la ecuación (2.39), la misma que muestra el algoritmo para calcular la torsión alrededor del eje elástico en cada estación (i) del ala. Se supone que el factor de carga de vuelo (n) actúa paralelo a la dirección de la fuerza de sustentación en lugar de la dirección normal. La diferencia se supone insignificante. [17]

$$T_i = -L_i(x_{S,i} - x_{P,i}) + W_i(y_i - y_{i-1})(x_{SC,i} - x_{CG,i}) \quad (2.39)$$

Para resolver la ecuación (2.39) primero se debe hallar la fuerza de sustentación (L_i) y la carga de inercia (W_i) en cada estación del ala. Esto se consigue integrando numéricamente la distribución de sustentación de Schrenk y la distribución de la carga de inercia, tal como se explicó en la sección anterior.

La ubicación del centro de presiones ($x_{P,i}$), del centro de corte ($x_{SC,i}$), y del centro de gravedad ($x_{CG,i}$), para cada estación del ala, se determinan respecto al borde de ataque (LE) del ala. De acuerdo con [1], el centro de presiones se puede especificar de la siguiente manera (ver ecuación (2.40)).

$$x_{P,i} = x_{AC,i} - c_i \frac{C_{M,0}}{C_{L,local}} \quad (2.40)$$

El centro aerodinámico local ($x_{AC,i}$) se calcula mediante las ecuaciones (2.12), considerando la cuerda local en lugar de la cuerda de la raíz.

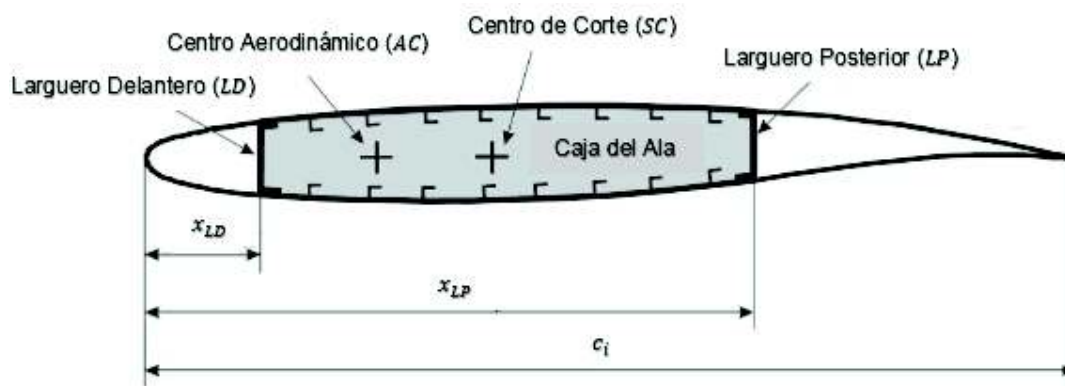


Figura 2.12. Ubicación del centro de corte.
(Fuente: [45])

El centro de corte es el punto en la sección transversal del ala a través del cual las cargas de corte no producen torsión [4]. El centro de corte se calcula a partir de las

posiciones del larguero delantero (x_{LD}) y del larguero posterior (x_{LP}) (ver Figura 2.12). De acuerdo con [3], el larguero delantero generalmente se ubica entre el 12% y el 18% de la cuerda, mientras que el larguero posterior entre él 55% y 70% de la cuerda del ala. Para la estructura semimonocasco del presente estudio se considera que el larguero delantero se encuentra a 12% y el larguero posterior a 60% de la cuerda.

El centro de corte de la estructura semimonocasco respecto al borde de ataque (LE) del perfil aerodinámico genérico se encuentra en $x_{SC} = 0.3069$ y $z_{SC} = 0.0022$. Las coordenadas del centro de corte para la estructura semimonocasco han sido determinadas mediante la información relacionada con el método analítico para el cálculo de la ubicación del centro de corte, ilustrado en [4]. La rutina de cálculo fue validada con el ejemplo 17.3 en [4].

El valor del centro de corte para cada estación, i , del ala se calcula multiplicando la cuerda local por la posición genérica del centro de corte, tal como se muestra en la ecuación (2.41).

$$x_{SC,i} = c_i \cdot x_{SC} \quad (2.41)$$

El centro de gravedad para cada estación del ala se debe determinar resolviendo las integrales de la ecuación (2.42), tomada de [25], mediante integración numérica para la forma geométrica del perfil aerodinámico de cada estación.

$$x_{CG,i} = \frac{\int x dA}{\int dA} \quad (2.42)$$

Para el presente estudio, se calculan únicamente los valores de la torsión del ala para la estructura semimonocasco en las condiciones límite de la envolvente de vuelo y en la condición de crucero.

El cálculo de la distribución del par de torsión sobre la estructura del UAV de ala sólida se omite, puesto que el método que permite determinar la ubicación del centro de corte de forma exacta resulta ser bastante complejo y no es resulta de utilidad en este estudio para ningún cálculo analítico.

2.1.6. Materiales de la estructura del ala

Por lo general, los Vehículos Aéreos no Tripulados pequeños se fabrican a partir de espumas, materiales plásticos o materiales compuestos. En esta sección del presente estudio se hace referencia principalmente a dos tipos de materiales que se utilizan con

frecuencia en los vehículos aéreos no tripulados pequeños, como es: el Acrilonitrilo Butadieno Estireno (ABS) y la Poliolefina Expandida (EPO).

2.1.6.1. Poliolefina expandida (EPO)

La poliolefina expandida (EPO) es un material de espuma plástica moldeada producido a partir de la olefina, llamada también alqueno, utilizada ampliamente en el aeromodelismo (ver Figura 2.13). La espuma de poliolefina expandida es un material rígido, resistente a los golpes, buen aislante térmico, biodegradable y de baja densidad. Actualmente, este material está reemplazando a las espumas estirenicas tradicionales como el Poliestireno Expandido (EPS), debido a que presenta mejores propiedades. Una ventaja importante de este material es que al ser aislante no se relaja cuando se expone a elevadas temperaturas. Es compatible con una amplia gama de pinturas y pegamentos. Los componentes fabricados con este material no requieren pre-expansión ni post-curado lo que los hace ideales si se desean producir partes en serie.

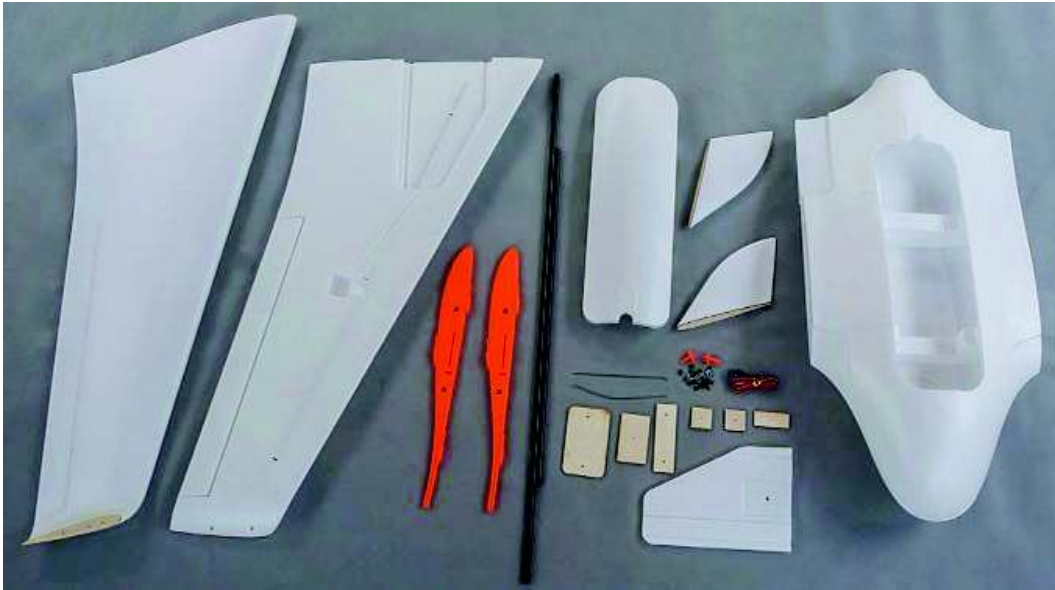


Figura 2.13. Estructura del Skywalker X-8 fabricada completamente en EPO.
(Fuente: [46])

Las propiedades físicas y mecánicas de la poliolefina expandida no están disponibles, por lo que en el presente estudio se hará uso de las propiedades de las espumas de polímeros de alta densidad que se utilizan en aplicaciones aeronáuticas, con propiedades similares a la poliolefina. Las propiedades físicas y mecánicas de las espumas de polímeros de alta densidad se obtuvieron del software de selección de materiales CES Edupack 2011 y se presentan en la Tabla 2.7.

Tabla 2.7. Propiedades físicas y mecánicas de las espumas de polímeros de alta densidad.

Propiedad	Símbolo	Valor Mínimo	Valor Máximo
Densidad (kg/m^3)	ρ	170	470
Módulo de Elasticidad (GPa)	E	0.2	0.48
Relación de Poisson	ν	0.27	0.33
Resistencia a la Fluencia (MPa)	S_y	0.8	12
Resistencia Última a la Tracción (MPa)	S_{ut}	1.2	12.4
Resistencia Última a la Compresión (MPa)	S_{uc}	2.8	12
Elongación (%)	δ	2	10

(Fuente: [48])

De acuerdo con [9], un material se clasifica como dúctil cuando la elongación máxima es mayor al 5%. En el presente estudio se utilizan las propiedades mínimas de la espuma de polímero de alta densidad, considerando que el material se comporta como dúctil.

2.1.6.2. Acrilonitrilo butadieno estireno (ABS)

El Acrilonitrilo Butadieno Estireno (ABS) es un termoplástico amorfo que al someterse a altas temperaturas se puede fundir o deformar y al enfriarse se endurece para adquirir la resistencia mecánica necesaria. El ABS se compone de tres bloques que aportan características diferentes. El Acrilonitrilo se encarga de proporcionar la resistencia a ataques químicos, la rigidez, la dureza y la estabilidad a altas temperaturas. El Butadieno otorga tenacidad a bajas temperaturas y resistencia al impacto y el Estireno mejora la resistencia mecánica, rigidez y dureza. El ABS puede ser extruido, moldeado por inyección, prensado y solapado.

Es utilizado en la fabricación de la estructura de vehículos aéreos no tripulados mediante el proceso de impresión 3D. Un ejemplo de ello es el "Razor" fabricado por la empresa AMRC Aviation. cuyas características físicas son un tanto similares al Skywalker X-8 (ver Figura 2.14).

El rango de propiedades físicas y mecánicas del ABS (mínimas y máximas) se ilustran en la Tabla 2.8 y han sido obtenidas del software de selección de materiales CES Edupack 2011. En el presente estudio hace uso de las propiedades mínimas del ABS considerando que el material se comporta como dúctil.



Figura 2.14. Estructura del “Razor” fabricado en ABS mediante impresión 3D.
(Fuente: [47])

Tabla 2.8. Propiedades físicas y mecánicas del acrilonitrilo butadieno estireno.

Propiedad	Símbolo	Valor	
		Mínimo	Máximo
Densidad (kg/m^3)	ρ	1010	1210
Módulo de Elasticidad (GPa)	E	1.1	2.9
Relación de Poisson	ν	0.391	0.422
Resistencia a la Fluencia (MPa)	S_y	18.5	51
Resistencia Última a la Tracción (MPa)	S_{ut}	27.6	55.2
Resistencia Última a la Compresión (MPa)	S_{uc}	31	86.2
Elongación (%)	δ	1.5	100

(Fuente: [48])

2.1.7. Proceso para dimensionar una estructura semimonocasco

De acuerdo con [3], existen dos tipos de enfoque que se utilizan para el diseño de la estructura de una aeronave. El primero corresponde a un enfoque clásico en el que se utilizan las cargas obtenidas de la distribución aproximada de la sustentación y el arrastre sobre la aeronave, para derivar las fuerzas cortantes, momentos flectores y pares de torsión que luego se emplean para evaluar los tamaños iniciales de los miembros estructurales.

Alternativamente, se puede utilizar el método de los elementos finitos para determinar la distribución de las cargas y proceder directamente para dimensionar la estructura de la aeronave. Si bien este enfoque resulta bastante práctico, requiere de un conocimiento derivado de la experiencia en el diseño de aeronaves. Ambos procesos son iterativos, ya que el tamaño inicial sirve para calcular las distorsiones estáticas y dinámicas de la estructura para luego compensarlas y volver a calcular el tamaño de los miembros estructurales.

Para el diseño preliminar de la estructura de una aeronave real (enfoque clásico) se puede utilizar dos tipos de métodos. El primero corresponde a un diseño elástico para el cual se utiliza los esfuerzos permisibles o de trabajo y un factor de seguridad (n_s) de 1.5 con los cuales se puede determinar el espesor de la piel, largueros, larguerillos y costillas. Por otro lado, el diseño de carga final se basa en cargas reales obtenidas al multiplicar por un factor de carga final, que produce los esfuerzos que ocasionan el fallo y los espesores los de los miembros estructurales de la aeronave. Ambos métodos producen resultados similares. [4]

En el presente estudio se hace uso del enfoque clásico para dimensionar los componentes estructurales de la aeronave mediante diseño elástico. Se escoge este enfoque debido a que es una forma práctica para establecer las dimensiones de los miembros estructurales de una aeronave para cada uno de los casos de la envolvente de vuelo.

2.1.7.1. Ubicación de largueros y costillas

El primer paso para el dimensionamiento de la estructura del UAV es definir el número de largueros y costillas del ala. La estructura del UAV está formada por dos largueros (delantero y posterior) que forman la viga de caja del ala. El larguero delantero del ala se ubica a 12% de la cuerda, mientras que el larguero posterior se ubica 60% de cuerda en cada una de las estaciones del ala (ver Figura 2.16).

Estos valores han sido seleccionados en base a datos históricos de diseño que indican que el larguero delantero se ubica generalmente entre el 12% y el 18% de la cuerda local, y que el larguero posterior debe ubicarse tan atrás como sea posible entre el 55% y 70% de la cuerda del ala [3]. La razón detrás de estos valores sugeridos, es mejorar las características de aeroelasticidad del ala. Esto se puede conseguir al hacer coincidir el eje neutral con el centro de corte.

El número y ubicación de las costillas sobre el ala es de alguna manera una consecuencia del número de superficies de control, ubicación del punto de bisagra para los elevons, los actuadores, los motores, trenes de aterrizaje y la distorsión en los paneles de piel ocasionado por pandeo, entre otras [3]. Establecer el espaciamiento óptimo y el número de las costillas resulta ser un proceso iterativo, dependiente de la ubicación de algunos componentes de la aeronave.

En un ala no barrida las costillas se disponen en la dirección del vuelo, por otro lado, si se trata de un ala barrida (Sweep Wing) existe la opción adicional de disponer las costillas alineadas en dirección ortogonal al larguero posterior (ver Figura 2.15). La primera opción da mayor rigidez torsional, pero las costillas son más pesadas y las conexiones más complejas. Mientras que la segunda es más satisfactoria para facilitar la deflexión de las superficies de control, sin embargo, esta disposición causa dificultades en las regiones cercanas a la raíz del ala. [3]

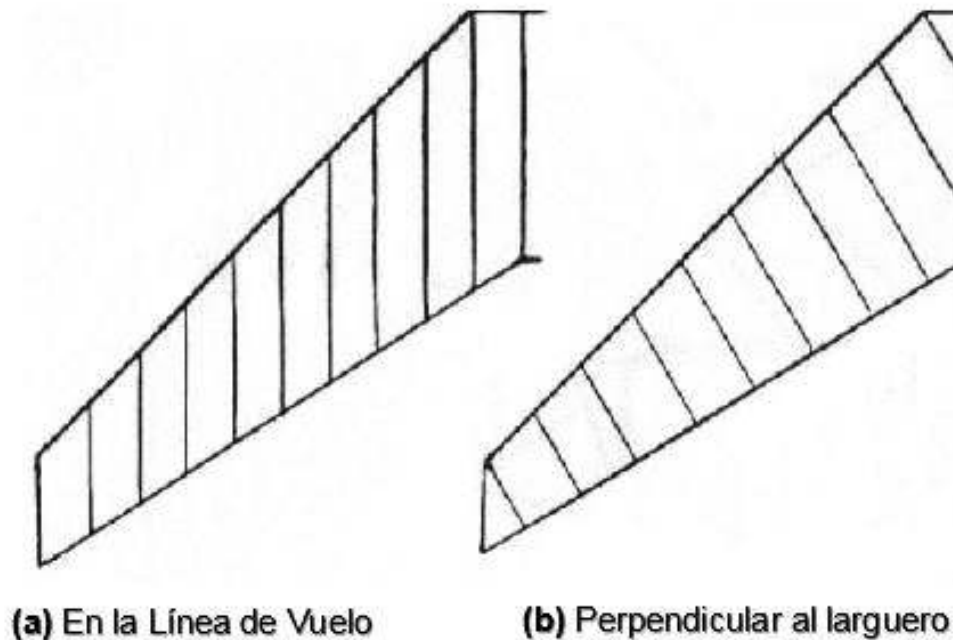


Figura 2.15. Orientación de las costillas para alas barridas.
(Fuente: [3])

En el presente estudio, para fines prácticos de análisis se ha considerado un total 5 costillas igualmente espaciadas, orientadas en la dirección del vuelo, tal como se muestra en la Figura 2.16.

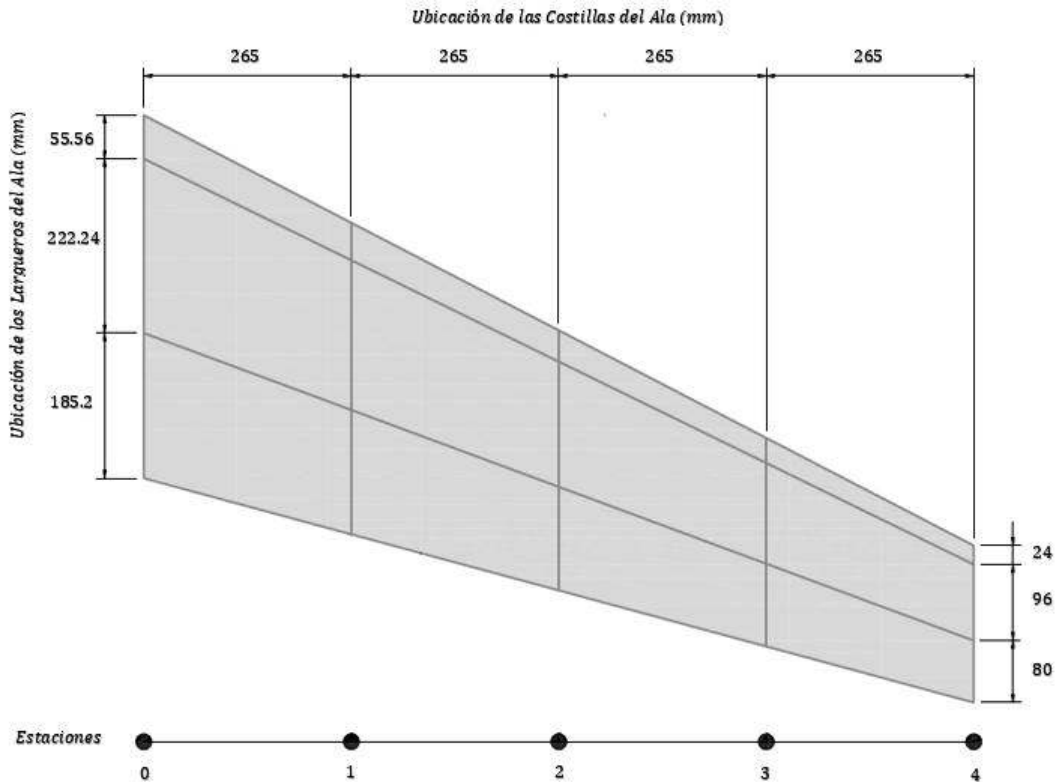


Figura 2.16. Ubicación de los largueros y costillas en el ala.
(Fuente: Propia)

2.1.7.2. Proceso de dimensionamiento la viga de caja del ala

Para el dimensionamiento de la estructura de la viga de caja del ala se parte de algunas suposiciones simplificadoras. Si bien la naturaleza de estos supuestos simplificadores determina la precisión y el grado de complejidad del análisis, para una investigación preliminar la rapidez y la simplicidad son más importantes que la precisión extrema, especialmente cuando se investigan varias alternativas estructurales. [4]

Los patines de los largueros tienen dimensiones de sección transversal pequeñas en comparación con la sección completa. Así que resulta factible suponer que el esfuerzo es constante en las secciones transversales. Este supuesto permite reemplazar los patines del larguero por concentraciones de área conocidas como plumas (booms), sobre los cuales los esfuerzos directos son constantes y se localizan a lo largo de la línea media de la piel (ver puntos 1, 2, 3 y 4 en la Figura 2.17). [4]

En la Figura 2.17, las líneas (34) y (12) representan los paneles de piel superior e inferior del ala, respectivamente, mientras que las líneas (14) y (23) representan el alma de los largueros delantero y posterior.

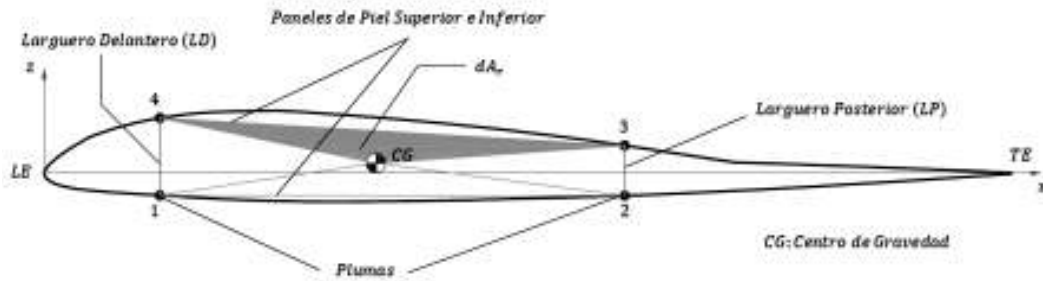


Figura 2.17. Idealización de la sección del ala.
(Fuente: Propia)

Los patines de los larguerillos son efectivos para resistir los esfuerzos directos producidos por la flexión, mientras que el alma de los largueros y la piel son efectivas para resistir los esfuerzos cortantes producidos por torsión y corte.

El dimensionamiento de la viga de caja es un proceso iterativo en el que se considera múltiples casos de análisis y se determina las dimensiones de los componentes estructurales en cada estación del ala. El dimensionamiento de la viga de caja del ala para el presente estudio se realiza en base a lo propuesto en [23]. El proceso de dimensionamiento se describe en detalle a continuación.

Largueros y Piel

El primer paso para el dimensionamiento de la estructura del ala consiste en determinar el área de las plumas que conforma la viga de caja, encargadas de soportar el esfuerzo de flexión. La ecuación (2.43) proporciona la expresión que se utiliza para establecer el área de las plumas.

$$-\frac{M_{N,i}I_{xx,i} - M_{T,i}I_{xz,i}}{I_{xx,i}I_{zz,i} - I_{xz,i}^2}(x_{ji} - x_{CG,i}) - \frac{M_{T,i}I_{zz,i} - M_{N,i}I_{xz,i}}{I_{xx,i}I_{zz,i} - I_{xz,i}^2}(z_{ji} - z_{CG,i}) = \frac{S_y}{n_s} \quad (2.43)$$

Donde, (S_y) es la resistencia de fluencia a la tracción del material, ($M_{N,i}$) es el momento flector en la dirección normal, ($M_{T,i}$) es el momento flector en la dirección tangencial y (n_s) corresponde al factor de seguridad.

Las coordenadas (x_{ji} , z_{ji}) denotan la ubicación de la pluma y la estación que se esté considerando, respecto al origen de coordenadas ubicado en el borde de ataque de perfil aerodinámico, LE (ver Figura 2.16 y 2.17). Mientras las coordenadas del centro de gravedad aproximadas para cada una de las estaciones (i) del ala son ($x_{CG,i}$, $z_{CG,i}$). Los subíndice (j) e (i) indican el número de pluma y el número de estación considerada.

La expresión a la izquierda del igual en la ecuación (2.43) es utilizada para calcular el esfuerzo de flexión en vigas de sección asimétrica en las cuales el material es isotrópico homogéneo y obedece la ley de Hooke [4]. Mientras que la expresión de la derecha corresponde a la ecuación para el diseño a flexión de la viga de caja.

Para hacer tratable a la ecuación (2.43) se supone que el área de las plumas es directamente proporcional a la distancia entre cada pluma y el centro de gravedad (ver ecuación (2.44)). [23]

$$A_{ji} = \phi_i \xi_{ji} \quad (2.44)$$

Las coordenadas de las plumas y el centro de gravedad respecto al borde de ataque del ala se utilizan para calcular la distancia del centro de gravedad (CG) a cada una de las plumas que forman la viga de caja (ξ_i), tal como se indica en la ecuación (2.45).

$$\xi_{ji} = \sqrt{(x_{ji} - x_{CG,i})^2 + (z_{ji} - z_{CG,i})^2} \quad (2.45)$$

Los valores de la inercia de la viga de caja respecto a los ejes x y z que pasan por el centro de gravedad de la sección ($I_{xx,i}$, $I_{zz,i}$, $I_{xz,i}$) se determinan tal cual se muestran en las ecuaciones (2.46), (2.47) y (2.48).

$$I_{xx,i} = \sum_{j=1}^4 A_{ji} (z_{ji} - z_{CG,i})^2 \quad (2.46)$$

$$I_{zz,i} = \sum_{j=1}^4 A_{ji} (x_{ji} - x_{CG,i})^2 \quad (2.47)$$

$$I_{xz,i} = \sum_{j=1}^4 A_{ji} (z_{ji} - z_{CG,i}) (x_{ji} - x_{CG,i}) \quad (2.48)$$

Al sustituir la ecuación (2.45) en las ecuaciones (2.46), (2.47) y (2.48) y estas a su vez en la ecuación (2.43) se obtiene una expresión para determinar el valor de la constante de flexión del material (ϕ_i).

Sustituyendo el valor máximo de la constante de flexión del material para cada estación del ala (ϕ_{ji}) en la ecuación (2.44) se determina el valor correspondiente al área de cada pluma (A_{ji}). Con este valor se vuelve a calcular la nueva posición del centro de gravedad de la viga de caja con las ecuaciones (2.49) y (2.50).

$$x_{CG,i} = \frac{\sum_{j=1}^4 x_{ji} A_{ji}}{\sum_{j=1}^4 A_{ji}} \quad (2.49)$$

$$z_{CG,i} = \frac{\sum_{j=1}^4 z_{ji} A_{ji}}{\sum_{j=1}^4 A_{ji}} \quad (2.50)$$

Con los valores del nuevo centro de gravedad se vuelve a repetir el proceso hasta que la diferencia entre la ubicación de ambos centros de gravedad sea menor que la tolerancia seleccionada (1×10^{-10}).

Una vez que se conoce el valor del área de las plumas y la posición del centro de gravedad de la viga de caja para cada estación del ala, el siguiente paso es determinar el espesor de la piel y el alma de los largueros (paredes de la viga de caja del ala, ver Figura 2.17). Para ello se procede a determinar la distribución del flujo de cortante completo (q_s), como la suma del flujo de cortante debido a las fuerzas de corte (q_s) con el flujo de cortante ocasionado por el par de torsión (q_T) (ver Figura 2.18). La distribución del flujo de cortante total debido a las fuerzas de corte (q_s) se determina tanto para la sección abierta como para la cerrada. [4]

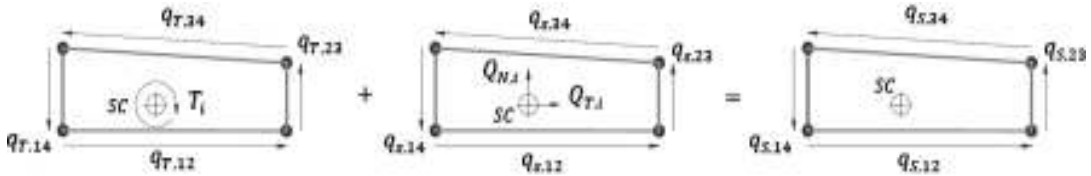


Figura 2.18. Distribución del flujo de cortante sobre la viga de caja del ala.
(Fuente: Propia)

La distribución del flujo de cortante de la sección abierta ($q_{b,ri}$) en cada una de las estaciones del ala se calcula mediante la ecuación (2.51).

$$q_{b,ri} = q_{b,(r-1)i} - \left(\frac{Q_{T,i} I_{xx,i} - Q_{N,i} I_{xz,i}}{I_{xx,i} I_{zz,i} - I_{xz,i}^2} \right) A_{ji} (x_{ji} - x_{CG,i}) - \left(\frac{Q_{N,i} I_{zz,i} - Q_{T,i} I_{xz,i}}{I_{xx,i} I_{zz,i} - I_{xz,i}^2} \right) A_{ji} (z_{ji} - z_{CG,i}) \quad (2.51)$$

Donde, ($Q_{N,i}$) es la fuerza cortante normal, ($Q_{T,i}$) es la fuerza cortante tangencial, para cada una de las estaciones del ala. Los momentos de inercia ($I_{xx,i}$, $I_{zz,i}$, $I_{xz,i}$) se consiguen con las ecuaciones (2.46), (2.47) y (2.48).

El subíndice (r) en las ecuación (2.51) indica el número de pared a la que se hace referencia (12, 23, 34, 41) y el subíndice (j) en este caso es la pluma en la que finaliza

el panel (2, 3, 4, 1). Por ejemplo, si se trata de la pared de la viga de caja (23), la pluma que se utiliza en la ecuación (2.51) es la número (3).

El flujo de cortante de la sección cerrada ($q_{s,0i}$) para cada estación del ala se obtiene de la ecuación (2.52), a partir del flujo de cortante de la sección abierta ($q_{b,ri}$) y de las áreas de los triángulos formados por las plumas con el centro de gravedad (CG). Tomado de [4].

$$q_{s,0i} = - \frac{\sum_{r=1}^4 2q_{b,ri} dA_{ri}}{2 \sum_{r=1}^4 dA_{ri}} \quad (2.52)$$

El subíndice (r) en la ecuación (2.52) representa el número de área del triángulo que forma el centro de gravedad con la respectiva pared de la sección. Por ejemplo, el área de triángulo dA_3 es aquella formada entre la pared (34) de la viga de caja del ala con el centro de gravedad (CG) (ver área sombreada, dA_r , Figura 2.17).

La distribución del flujo de cortante debido al par de torsión ($q_{T,i}$) se obtiene de la ecuación (2.53), donde (T_i) es el par de torsión para cada estación del ala. Tomado de [4].

$$q_{T,i} = \frac{T_i}{2 \sum_{r=1}^4 dA_{ri}} \quad (2.53)$$

Determinados los flujos de cortante con las ecuaciones (2.51), (2.52) y (2.53) se puede proceder a calcular el espesor de la piel y de las paredes de los largueros ($t_{p,ri}$) por medio de la ecuación (2.54).

$$\frac{q_{s,ri}}{t_{p,ri}} = \frac{(q_{b,ri} + q_{s,0i} + q_{T,i})}{t_{p,ri}} = \frac{S_{cy}}{n_s} \quad (2.54)$$

La resistencia al corte (S_{cy}) se consigue de la ecuación (2.55) de acuerdo con la teoría de falla del cortante máximo en [9]. Se hace uso de esta aproximación en vista de que no se dispone del valor del esfuerzo cortante admisible para el material y porque es la teoría más conservadora.

$$S_{cy} = \frac{S_y}{2} \quad (2.55)$$

Pandeo

Determinados los espesores de la piel y de las paredes de la viga de caja (paneles de piel superior e inferior y el alma de los largueros), se procede a calcular el espesor crítico de pandeo de las paredes de la viga de caja para verificar que los esfuerzos de corte no excedan el valor crítico del esfuerzo de pandeo.

Para determinar espesor crítico de pandeo de los paneles de piel superior e inferior y el alma de los largueros (paredes de la caja) se utiliza la ecuación (2.56). [4]

$$t_{p,ri} = \sqrt[3]{\frac{12(1-\nu^2)}{k\pi^2 E} b_p^2 q_{S,ri}} \quad (2.56)$$

Donde, (E) corresponde al módulo de elasticidad, (ν) es la relación de Poisson, (t_p) es el espesor de la placa y (b_p) es el ancho de la placa delgada entre dos estaciones consecutivas del ala. El factor (k) de la ecuación (2.56) corresponde al coeficiente de pandeo de la placa y se obtiene al introducir el valor de la relación longitud/ancho de la placa (a_p/b_p) en la Figura 2.19, para bordes simplemente apoyados.

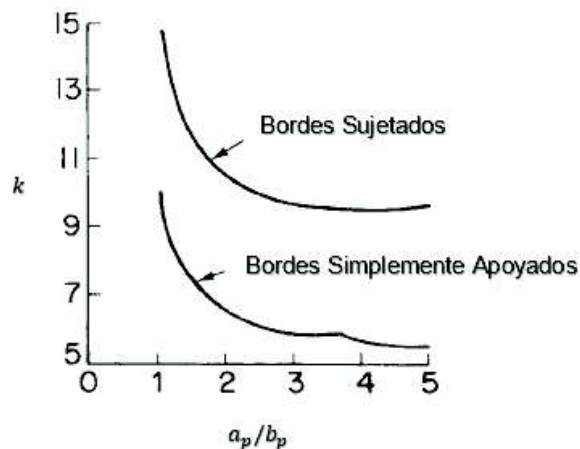


Figura 2.19. Coeficiente de pandeo por cizallamiento para placas planas.
(Fuente: [4])

Si el espesor crítico de pandeo resulta ser mayor que el espesor calculado mediante el esfuerzo admisible al corte, se deberá seleccionar el espesor crítico de pandeo como el espesor mínimo que debe tener la pared de la viga de caja.

En el presente estudio los paneles de piel no son placas rectangulares, por lo que se parte de este supuesto y se considera el ancho promedio de cada panel que forma la viga de caja del ala para los cálculos de la carga crítica de pandeo.

Costillas

El siguiente paso es definir el espesor de las costillas del ala. En este contexto se considera que las costillas están ligeramente cargadas, por lo que el método que se utiliza para el dimensionamiento de las costillas es el de placa de viga resistente al corte. Este método permite seleccionar el espesor de las costillas del ala, de manera que sea resistente a las cargas de corte y al pandeo. [30]

Para el dimensionamiento de las costillas se toma como punto de partida la distribución completa del flujo de cortante que ha sido determinado para cada una de las estaciones, tal como se muestra en la ecuación (2.57).

$$q_{S,r} = q_{b,r} + q_{s,0} + q_{T,i} \quad (2.57)$$

De esta distribución se toma el valor del flujo de cortante máximo, este flujo siempre se localiza en el perímetro de la costilla. El espesor de la costilla ($t_{c,i}$) para cada estación del ala se calcula con la ecuación (2.58).

$$\frac{q_{S,máx,i}}{t_{c,i}} = \frac{S_{cy}}{n_s} \quad (2.58)$$

Posteriormente se verifica que la costilla del ala no pandea por cizallamiento, tal como se describió anteriormente, calculando el espesor crítico de pandeo de la costilla empleando la ecuación (2.56). En este caso el coeficiente de pandeo de la placa, se obtiene al introducir el valor de la relación longitud de la cuerda/altura máxima de la costilla ($a_p/b_p = c_i/h_{i,máx}$) en la Figura 2.19, para bordes simplemente apoyados.

2.2. Estudio numérico

En esta sección del presente estudio se describe la metodología implementada para determinar la distribución de presión, los esfuerzos y las deformaciones en las estructuras de ala sólida y semimonocasco, operando en condición de vuelo crucero mediante el Método de los Elementos Finitos (FEM) con ayuda del paquete informático ANSYS 18.

2.2.1. Estudio numérico CFD

La distribución de presión que actúa sobre la superficie del ala del UAV en condiciones de vuelo crucero se obtienen empleando la Dinámica Computacional de Fluidos (Computational Fluid Dynamics, *CFD*). El estudio numérico CFD expuesto en esta

sección se ha desarrollado en base al trabajo realizado en [13], en el que se aborda en detalle el tema de la simulación CFD para un UAV.

El desarrollo del presente estudio numérico CFD se realiza siguiendo en esquema mostrado en la Figura 2.20, donde se muestra el flujo de trabajo y las tareas que se deben desarrollar en forma secuencial.

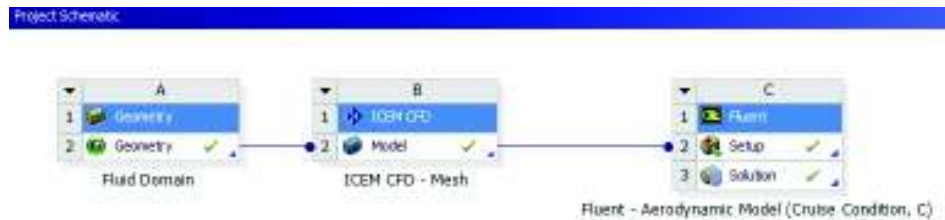


Figura 2.20. Esquema del estudio CFD en ANSYS 18.
(Fuente: Propia)

El primer paso para llevar a cabo la simulación numérica CFD es modelar el dominio del fluido del UAV, utilizando la herramienta Design Modeler de ANSYS 18. En [13] se especifica las dimensiones del dominio del fluido en función de la longitud de la cuerda aerodinámica media (\bar{c}), para un UAV de dimensiones y condiciones de vuelo similares a las que se consideran en este estudio. El dominio del fluido para este estudio se muestra en la Figura 2.21.

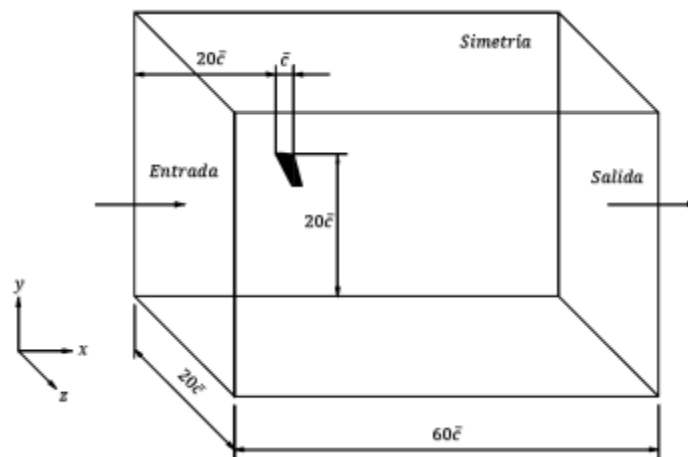


Figura 2.21. Dimensiones y forma del fluido.
(Fuente: Propia)

El mallado del dominio del fluido se realiza por medio de la herramienta de ANSYS ICEM CFD, que permite generar mallas multi-bloque estructuradas, no estructuradas e híbridas. En la Figura 2.22 se muestra la malla generada para el presente estudio,

mientras que la información concerniente a las características de la malla se muestra en la Tabla 2.9.

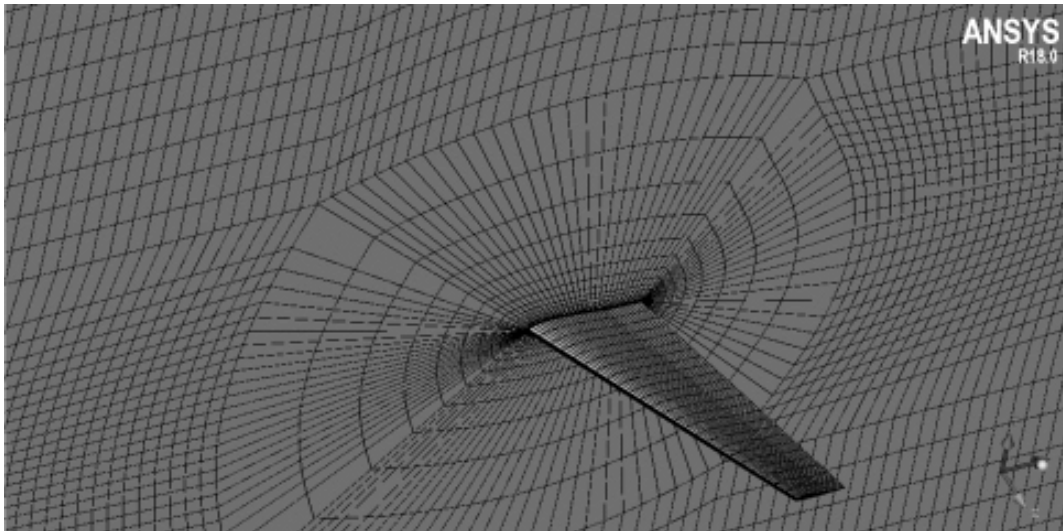


Figura 2.22. Mallado del dominio del fluido.
(Fuente: Propia)

Tabla 2.9. Información de la malla para el estudio numérico CFD.

Información de la Malla		Cantidad
Número Total de Nodos		782 932
Número Total de Elementos		809 520
	<i>NODE</i>	16
Tipo de	<i>LINE_2</i>	212
Elemento	<i>HEXA_8</i>	756 088
	<i>QUAD_4</i>	53 204

(Fuente: Propia)

Durante el mallado se debe tomar en consideración el efecto de la capa límite en un flujo turbulento, ya que este juega un papel dominante en las características de flujo aire sobre el UAV principalmente en la subcapa viscosa, donde el gradiente de velocidad es más severo [2].

Para capturar estos efectos en el flujo sobre la superficie de contacto del ala con el fluido se ha determinado el espesor de la primera capa aplicando la “Ley de la Pared”, en [2]. Un programa para la estimación del espesor de la primera celda de la malla se proporciona en [49] a partir de la velocidad del flujo, propiedades del fluido (densidad y viscosidad) y longitud de la cuerda aerodinámica media. Este programa permite alcanzar un valor deseado para el y^+_{wall} a una cierta distancia de la capa límite ($y^+_{wall} \approx 1$).

Este paso es importante ya que los resultados de la simulación se verán influenciados por el tamaño de la malla en las cercanías de la superficie de contacto del fluido con el ala y por el número de Reynolds. En este caso se ha estimado que el espesor para la primera celda en la interfaz fluido-pared del UAV debe ser de aproximadamente $2.38082 \times 10^{-5} m$, con una tasa de crecimiento de 1.2.

La calidad de la malla generada fue analizada utilizando el criterio del determinante $3 \times 3 \times 3$ para elementos hexaédricos. El determinante calcula la deformación de las celdas en la malla utilizando el Jacobiano para cada hexaedro. Un valor de 1 representa un cubo hexaédrico perfecto, mientras que un valor de 0 o negativo representa un cubo totalmente invertido. En general valores determinantes por encima de 0.3 son recomendables para la mayoría de solucionadores, aunque otros aceptan valores mayores 0.1.

Tabla 2.10. Calidad de la malla de acuerdo con el criterio del determinante 3x3x3.

Rango	Elementos	Porcentaje
0.15 – 0.2	17	0.002 %
0.2 – 0.25	157	0.021 %
0.25 – 0.30	225	0.030 %
0.30 – 0.35	229	0.030 %
0.35 – 0.40	187	0.025 %
0.40 – 0.45	7	0.001 %
0.45 – 0.50	5	0.001 %
0.50 – 0.55	21	0.003 %
0.55 – 0.60	629	0.083 %
0.60 – 0.65	195	0.026 %
0.65 – 0.70	458	0.061 %
0.70 – 0.75	46 236	6.115 %
0.75 – 0.80	26 348	3.485 %
0.80 – 0.85	20 875	2.761 %
0.85 – 0.90	24 673	3.263 %
0.90 – 0.95	47 067	6.225 %
0.95 – 1	588 759	77.869 %

(Fuente: Propia)

Los resultados de este análisis se muestran en la Tabla 2.10, donde se puede observar que la mayoría de elementos se encuentran cerca de 1.

El modelo numérico se resuelve utilizando el solver CFD Fluent de Ansys que permite obtener soluciones aproximadas a las ecuaciones diferenciales asociadas al flujo de un fluido. Dado que el flujo sobre el UAV es turbulento para la condición de vuelo crucero, se hace uso del modelo Sparlat-Allmaras, empleado en general para aplicaciones aeroespaciales, para bajos números de Reynolds. Este modelo se ha hecho insensible en la región afectada por la viscosidad en la capa límite ($y^+_{wall} \approx 1$).

A continuación, se definen las condiciones de frontera en cada cara del dominio computacional del fluido para la condición de vuelo crucero. La velocidad de flujo y el ángulo de ataque para la condición crucero se especifican como entrada en todas las caras del dominio fluido exceptuando la cara de salida, la cara de simetría y la interfaz de contacto del fluido con el UAV. En la cara de salida se especifica un valor de presión manométrica de salida igual a cero, mientras que las caras en la interfaz de contacto del fluido con el UAV se mantienen con la condición de pared (Wall). Los valores de referencia y propiedades del aire atmosférico utilizados para la simulación CFD, se muestran en la Tabla 2.11.

Tabla 2.11. Valores de referencia.

Valor de referencia	Cantidad	Unidades
Área	0.35139	m^2
Longitud	0.34889	m
Densidad	1.225	kg/m^3
Viscosidad	1.7894×10^{-5}	$kg/m \cdot s$
Velocidad	27.5	m/s
Ángulo de ataque	1.38	deg

(Fuente: Propia)

La solución del modelo numérico se obtiene mediante iteraciones sucesivas, en las que los valores residuales que se monitorean van disminuyendo hasta que alcanzan un valor mínimo donde se consigue la convergencia. En este caso la convergencia de la solución se alcanzó después de 188 iteraciones.

Los resultados de la convergencia se muestran en el Anexo VIII, tanto para los coeficientes aerodinámicos (sustentación, arrastre y momento de cabeceo), así como para los residuales.

2.2.2. Estudio numérico de la estructura sólida

El estudio numérico de la estructura de ala sólida del UAV se conduce en el módulo ANSYS Static Structural, que permite analizar los esfuerzos y deformaciones sobre cualquier geometría. El esquema mostrado en la Figura 2.23, ilustra el flujo de trabajo y las tareas que se deben desarrollar en forma secuencial para realizar el estudio.



Figura 2.23. Esquema del estudio de la estructura sólida.
(Fuente: Propia)

La geometría de ala sólida se modela directamente con la herramienta de ANSYS Design Modeler, tomando en consideración las dimensiones especificadas en la Tabla 2.1 y 2.2, mostradas en forma esquemática en el Anexo I.

A continuación, se introducen las propiedades mínimas del material indicadas en la Tabla 2.7 en el Engineering Data de ANSYS y luego se asignan a la estructura sólida. Estas propiedades corresponden a la Espuma de Polímero de Alta Densidad.

El mallado se realiza por medio de la herramienta de ANSYS ICEM CFD con la finalidad de obtener un mallado estructurado, refinado en la raíz y en la punta del ala (ver Figura 2.24). La información de la malla generada se indica en la Tabla 2.12.

Tabla 2.12. Información de la malla para el estudio de la estructura sólida.

Información de la Malla		Cantidad
Número Total de Nodos		138 720
Número Total de Elementos		129 987
	<i>NODE</i>	22
Tipo de	<i>LINE_2</i>	536
Elemento	<i>HEXA_8</i>	129 987
	<i>QUAD_4</i>	17 118

(Fuente: Propia)

La calidad de la malla fue evaluada por medio del criterio Aspect Ratio para elementos cuadriláteros. La Figura 2.25 ilustra los resultados de la evaluación de la calidad de malla. En ella se puede observar que alrededor del 94.88 % de elementos tiene un Aspect Ratio de 1.12. De acuerdo con este criterio de evaluación los elementos que toman valores cercanos a uno se asemejan a un cuadrilátero perfecto.

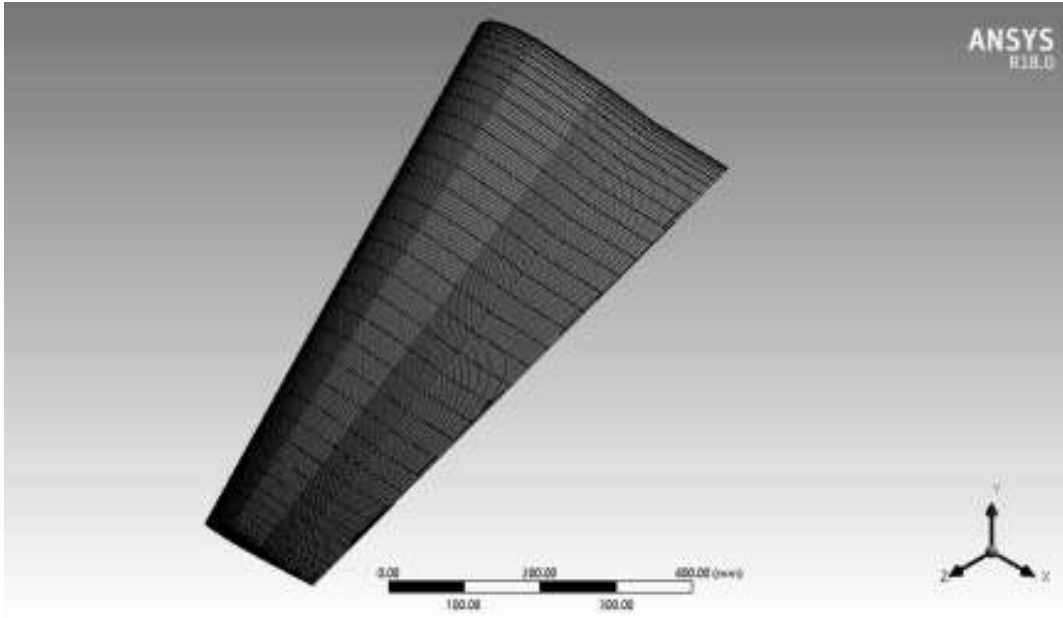


Figura 2.24. Mallado de la estructura sólida del UAV.
(Fuente: Propia)

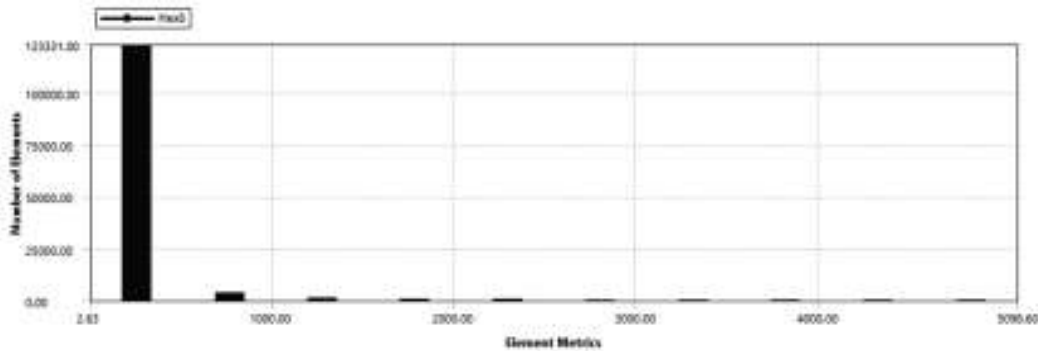


Figura 2.25. Calidad de la malla de acuerdo con la métrica Aspect Ratio.
(Fuente: Propia)

Como se mencionó anteriormente el ala de una aeronave puede modelarse como una viga en voladizo. La condición de frontera Fixed Support modela correctamente este comportamiento, ya que restringe los 6 grados de libertad, en este caso de la cara de la raíz del ala del UAV.

Posteriormente, se introduce las cargas de vuelo y de peso propio que actúan sobre el ala del UAV. Las cargas de vuelo se obtienen importando las presiones directamente del módulo CFD, previamente solucionado para la condición de vuelo crucero (C), a cada una de las superficies de contacto del aire con el ala del UAV. La carga de peso propio se consigue al introducir la condición aceleración de la gravedad (Standard Earth Gravity). Finalmente se resuelve el modelo numérico que proporciona los valores para los esfuerzos y deformaciones de la estructura del ala sólida.

2.2.3. Estudio numérico de la estructura semimonocasco

Este estudio numérico se conduce de manera similar en el módulo de ANSYS Static Structural. La Figura 2.26 muestra del esquema del flujo de trabajo para desarrollar el estudio numérico de la estructura semimonocasco.

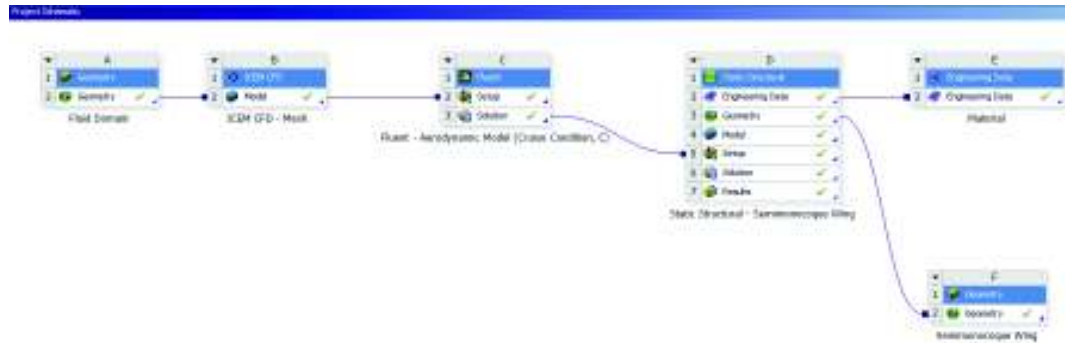


Figura 2.26. Esquema del estudio de la estructura semimonocasco.
(Fuente: Propia)

La geometría de la estructura semimonocasco para el presente estudio ha sido generada en el software CAD Solidworks e importada al módulo de ANSYS Design Modeler en formato IGES o STEP (ver Figura 2.27).

Los miembros estructurales (piel, largueros y costillas) del ala semimonocasco se han modelado como superficies, como es común en estructuras aeroespaciales, a partir de la ubicación de los miembros estructurales y de sus dimensiones finales (ver apartado “3.1.5.5. Dimensiones finales de la estructura semimonocasco”).

Las propiedades mínimas del ABS se obtienen de la Tabla 2.8 y se introducen en el módulo Engineering Data de ANSYS. Luego se asignan las propiedades del ABS a los diferentes miembros estructurales, así como los espesores de las superficies que forman los miembros estructurales. Después se crean las conexiones rígidas (Bonded Connections) entre las superficies en contacto en la estructura semimonocasco.

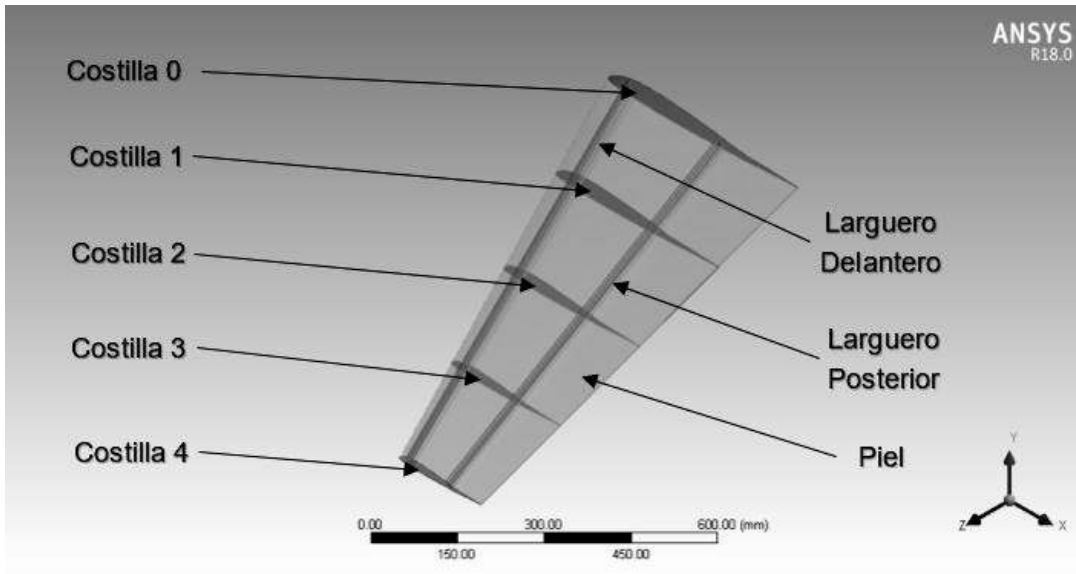


Figura 2.27. Modelo CAD de la estructura semimonocasco del UAV.
(Fuente: Propia)

El mallado se genera en la opción Model dentro del módulo ANSYS Static Structural, con elementos cuadriláteros dominantes, tal como se muestra en la Figura 2.28.

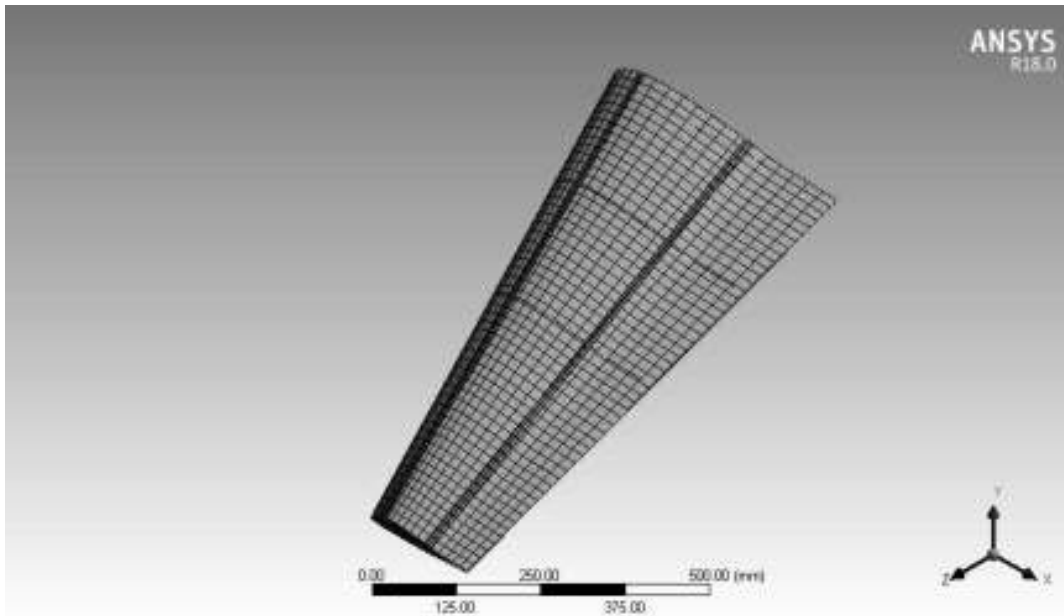


Figura 2.28. Mallado de la estructura semimonocasco del UAV.
(Fuente: Propia)

Las características y el tipo de elemento que se utilizó para generar la malla se muestra a continuación en la Tabla 2.13.

Tabla 2.13. Información de la malla para el estudio numérico de la estructura semimonocasco.

Información de la Malla		Cantidad
Número Total de Nodos		7233
Número Total de Elementos		3779
Tipo de Elemento	<i>TRI6</i>	39
	<i>QUAD8</i>	1290
	<i>QUAD4</i>	2450

(Fuente: Propia)

La calidad del mallado ha sido verificada con el criterio Aspect Ratio. La Figura 2.29 muestra los resultados de la calidad de la malla para la estructura semimonocasco. Como se puede observar la mayoría de elementos se encuentran cerca de 1. Aproximadamente 74.17 % de los elementos tienen un Aspect Ratio en el rango (1 – 2), mientras que 25.83 % se encuentra en el rango (2 – 5.35).

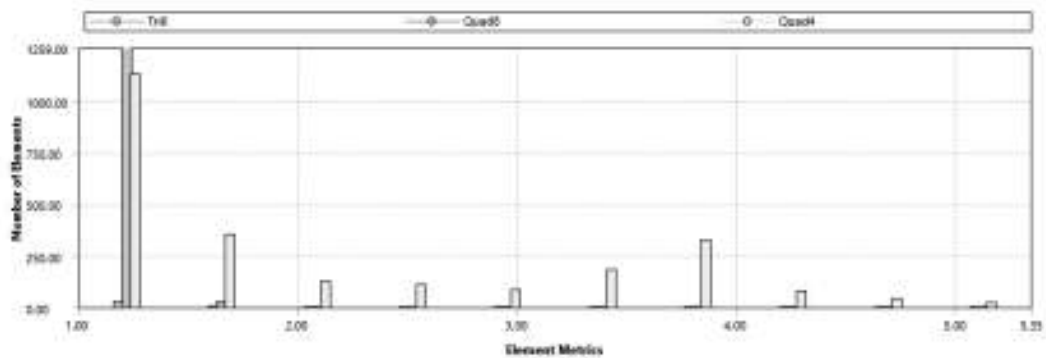


Figura 2.29. Mallado de la estructura semimonocasco del UAV.
(Fuente: Propia)

Las condiciones de frontera son las mismas introducidas en la estructura de ala sólida. De igual manera el proceso para ingresar las cargas de vuelo y de peso propio es similar al descrito para la estructura de ala sólida. Finalmente, el modelo numérico se resuelve para obtener los esfuerzos y deformaciones en la condición de vuelo crucero (C).

3. RESULTADOS Y DISCUSIÓN

En esta sección del presente estudio se exponen y discuten los resultados obtenidos del estudio estructural paramétrico y numérico de un Vehículo Aéreo No Tripulado tipo Fuselaje Integrado operando en condiciones de Vuelo Crucero que ha sido desarrollado en la metodología, para las estructuras de ala sólida y semimonocasco del UAV.

3.1. Estudio paramétrico

En este apartado se incluye los resultados obtenidos del estudio paramétrico para las estructuras sólida y semimonocasco.

3.1.1. Condiciones críticas de vuelo simétrico y ráfaga

A continuación, se muestran las condiciones de carga límite obtenidas a partir de la envolvente de vuelo simétrico y ráfaga para el UAV considerado en este estudio.

3.1.1.1. Envolvente de vuelo simétrico

La envolvente de vuelo se elabora de acuerdo con la información expuesta en el apartado “2.1.2.1. Envolvente de vuelo simétrico del UAV”. Los valores de las velocidades de diseño calculados con las ecuaciones proporcionadas en el Anexo V se muestran en la Tablas 3.1.

Tabla 3.1. Velocidades de diseño para la envolvente de ráfaga y de maniobra.

Velocidades	Símbolo	Cantidad
Velocidad de diseño crucero	V_C	27.50 (m/s)
Velocidad de diseño de picado	V_D	38.51 (m/s)
Velocidad de pérdida (+1g)	V_{S1}	8.89 (m/s)
Velocidad de pérdida (-1g)	V_{S2}	13.65 (m/s)
Velocidad de Incidencia de ala (+)	V_A	17.32 (m/s)
Velocidad de incidencia de ala (-)	V_F	16.71 (m/s)

(Fuente: [16])

En la Tabla 3.2 se proporcionan las coordenadas de los puntos críticos de la envolvente de vuelo simétrico. Estos puntos son de utilidad para estudiar cada una de las condiciones de vuelo límite de la envolvente de vuelo de la Figura 3.1 (A , D_1 , E y F).

Las dos líneas horizontales trazadas en la Figura 3.1 a una distancia de $1.25 \cdot n_1$ y $1.5 \cdot n_1$, corresponden a los factores de carga de prueba y de carga última del UAV. Estas

líneas indican que la estructura del UAV de ser capaz resistir las cargas de prueba sin distorsión perjudicial y no debe fallar hasta que hayan alcanzado el factor de carga última. En ambos casos estos valores se pueden considerar como factores de seguridad. [4]

Tabla 3.2. Velocidades y factores de carga de la envolvente de vuelo simétrico de la Figura 3.1.

Punto	Factor de carga, n	Velocidad, V
S_1	1	8.89 (m/s)
A	3.8	17.32 (m/s)
D_1	3.8	38.51 (m/s)
D_2	0	38.51 (m/s)
E	-1.5	27.50 (m/s)
F	-1.5	16.71 (m/s)
S_2	-1	13.65 (m/s)
C	1	27.50 (m/s)

(Fuente: Propia)

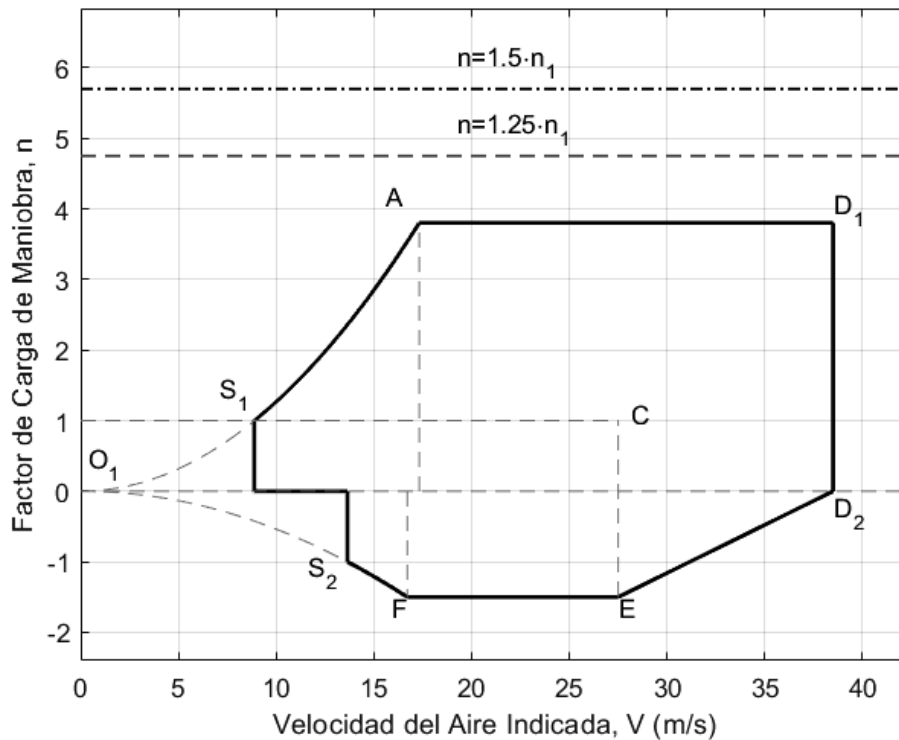


Figura 3.1. Envolvente de vuelo simétrico del UAV.
(Fuente: Propia)

3.1.1.2. Envolverte de ráfaga

La envolverte de ráfaga se elabora siguiendo los lineamientos descritos en la metodología (ver apartado “2.1.2.2. Envolverte de ráfaga del UAV”).

La pendiente de la curva de sustentación del UAV ($C_{L\alpha}$) se obtiene al reemplazar los valores de las Tablas 2.2 y 2.3 en la ecuación (2.9).

$$C_{L\alpha} = \frac{6.6424 \cdot \cos(24.51^\circ)}{\sqrt{1 + \left(\frac{6.6424 \cdot \cos(24.51^\circ)}{\pi(6.3952)}\right)^2 + \frac{6.6424 \cdot \cos(24.51^\circ)}{\pi(6.3952)}}} = 4.4933 \frac{1}{rad}$$

El factor de relación de masa del avión (μ_g) se obtiene reemplazando el valor de cada una de las variables de la ecuación (2.11), que se proporcionan en las Tablas 2.1 y 2.2.

$$\mu_g = \frac{2 \left(\frac{5}{0.70278}\right)}{1.225(0.34889)(4.4933)} = 7.4096$$

El factor de alivio de ráfaga (K_g) se consigue reemplazando el factor (μ_g) en la ecuación (2.10).

$$K_g = \frac{0.88(7.4096)}{5.3 + 7.4096} = 0.5130$$

Una vez calculados los valores anteriores, se determina los factores de carga con la ecuación (2.8). Para el caso de la velocidad de ráfaga media (U_2) la ecuación (2.8) se reduce a la expresión:

$$n = 1 \pm 0.1541V$$

Donde la velocidad del aire indicada (V) toma valores desde cero hasta un valor máximo de velocidad correspondiente a la velocidad crucero de diseño (V_C).

En el caso de la velocidad de ráfaga alta (U_3) la ecuación (2.8) se convierte en:

$$n = 1 \pm 0.3083V$$

Donde la velocidad del aire indicada (V) toma valores que van desde cero hasta un valor máximo de velocidad correspondiente a la velocidad de picado de diseño (V_D).

Las coordenadas de los puntos para graficar la envolverte de ráfaga (ver Figura 3.2) se indican en la Tabla 3.3.

Tabla 3.3. Velocidades y factores de carga de la envolvente de ráfaga de la Figura 3.2.

Punto	Factor de carga, n	Velocidad, V
O_1	1	0 (m/s)
J	9.48	27.50 (m/s)
G	6.94	38.51 (m/s)
K	-4.94	38.51 (m/s)
H	-7.48	27.50 (m/s)
C	1	27.50 (m/s)

(Fuente: Propia)

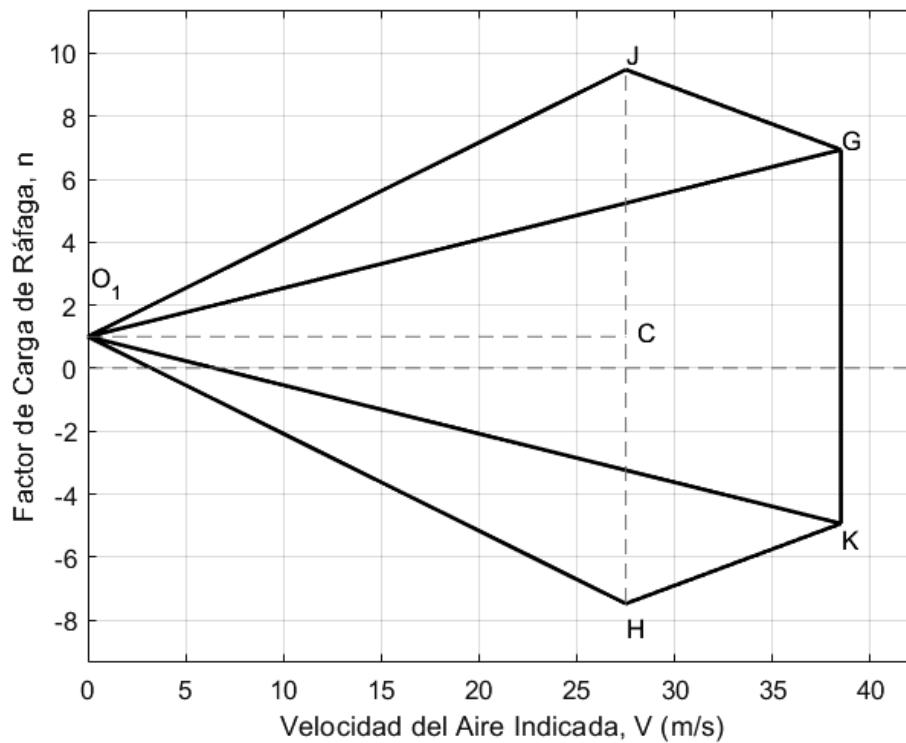


Figura 3.2. Envolvente de ráfaga del UAV.
(Fuente: Propia)

3.1.1.3. Condiciones de carga límite

En la Figura 3.1 y 3.2 se observa que los factores de carga más severo ocurren en los puntos A, D_1 , F, E, J, G, H y K. Sin embargo, en el presente estudio se analizan únicamente los puntos pertenecientes a la envolvente de vuelo simétrico (A, D_1 , F y E), los mismos que representan las condiciones límite de carga del ala (*PHAA*, *PLAA*, *NHAA* y *NLAA*, ver apartados “1.6.1. Condiciones de carga de vuelo básicas” y “2.1.2.3. Condiciones de carga límite”).

3.1.2. Equilibrio de fuerzas del UAV

Las fuerzas que actúan sobre la estructura del UAV se han obtenido de acuerdo con la información expuesta previamente en el apartado “2.1.3.4. Equilibrio de Fuerzas del UAV”. Los resultados obtenidos del cálculo de las fuerzas sobre el UAV para las condiciones de carga límite descritas anteriormente y para la condición de crucero se muestran en la Tabla 3.4. El signo positivo indica que las fuerzas actúan en dirección contraria a la de la gravedad.

Tabla 3.4. Fuerzas resultantes sobre el UAV para las condiciones de carga límite y crucero.

<i>Punto</i>	$L(N)$	$D(N)$	$M_{AC}(N)$	$M_H(Nm)$	$\alpha(deg)$	$\delta_e(deg)$	C_L	C_D
<i>A</i>	186.39	22.56	0.70	2.50	19.57	-5.57	1.4434	0.17468
D_1	186.39	6.95	3.47	-0.21	3.00	0.09	0.29198	0.01089
<i>F</i>	-73.58	6.74	0.65	-1.94	-10.00	4.53	-0.6121	0.05612
<i>E</i>	-73.58	5.89	1.77	-3.06	-4.45	2.64	-0.2260	0.01810
<i>C</i>	49.05	2.56	1.7672	0	1.38	0	0.1507	0.00788

(Fuente: Propia)

La Tabla 3.5 proporciona los valores de los coeficientes y fuerzas de sustentación individuales que contribuyen a la sustentación total en cada una de las condiciones límite de la envolvente de vuelo simétrico y en la condición crucero (ver Figura 3.1).

Tabla 3.5. Fuerzas y coeficientes de sustentación del UAV.

<i>Punto</i>	$C_{L,ala}$	$C_{L,elevon}$	L_{ala}	L_{elevon}
<i>A</i>	1.6907	-0.2473	218.32	-31.93
D_1	0.2881	0.0039	183.91	2.48
<i>F</i>	-0.8132	0.2011	-97.74	24.17
<i>E</i>	-0.3429	0.1169	-111.62	38.05
<i>C</i>	0.1507	0	49.05	0

(Fuente: Propia)

3.1.3. Distribución de cargas sobre el UAV

A partir de las fuerzas obtenidas para las condiciones de carga límite (*A*, D_1 , *F*, *E*) y para la condición crucero (*C*) de la envolvente de vuelo simétrico (ver Figura 3.1) se procede a determinar la distribución de las cargas de vuelo (sustentación, inercia y arrastre) sobre el semispan del ala (ver Figura 3.3, 3.4, 3.5 y 3.6) siguiendo la metodología de cálculo, descrita en el apartado “2.1.4. Distribución de cargas sobre el UAV”.

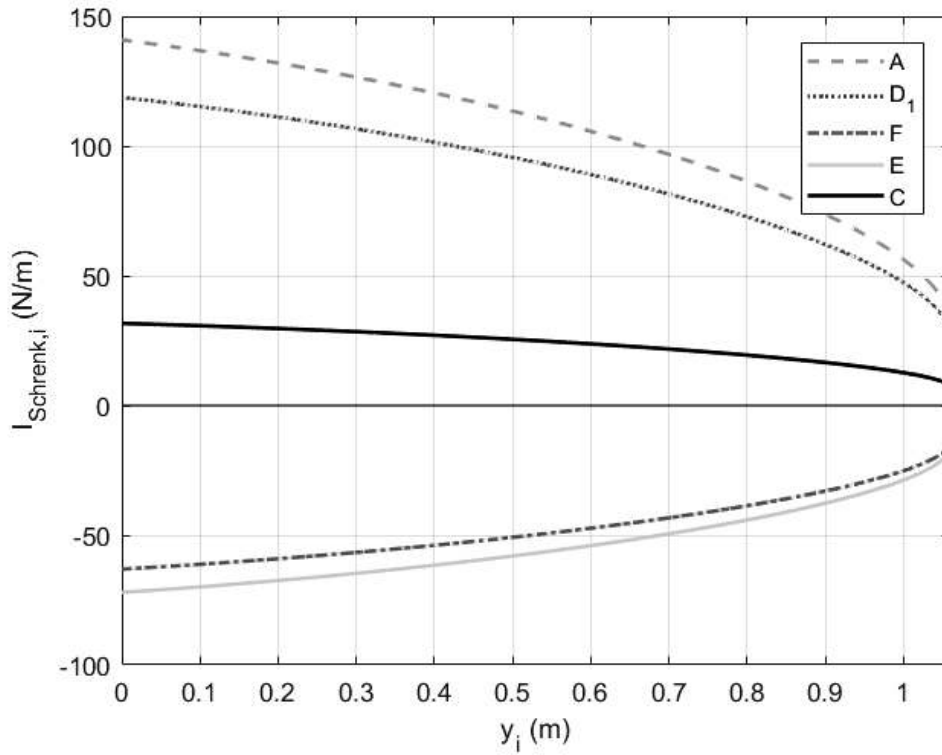


Figura 3.3. Distribución de sustentación de Schrenk sobre el semispan del ala del UAV.
(Fuente: Propia)

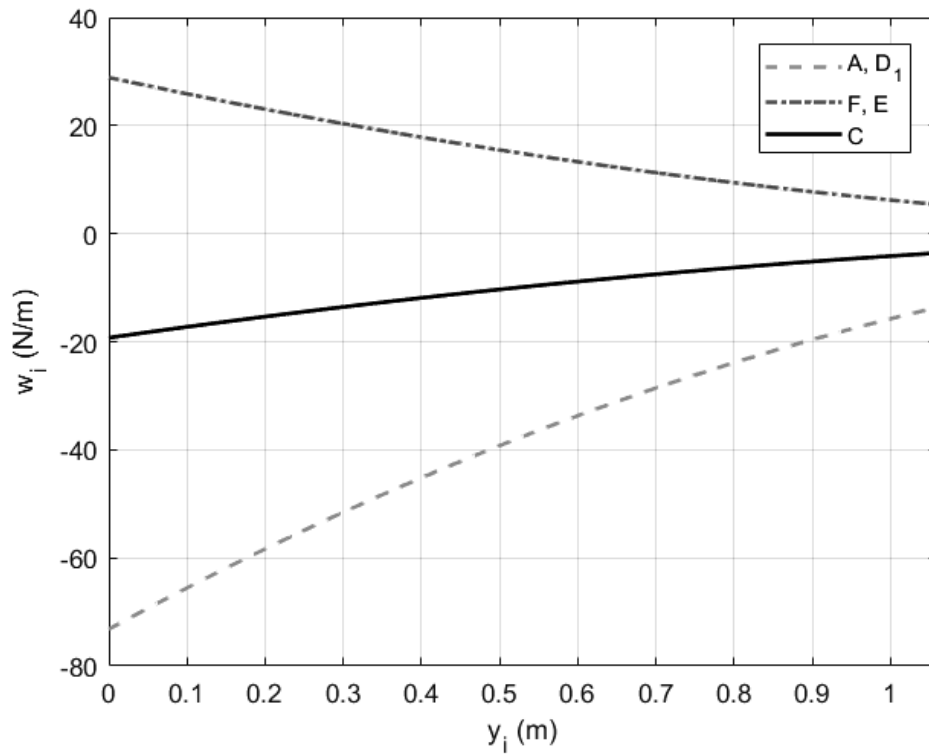


Figura 3.4. Distribución de la carga de inercia sobre el semispan del ala sólida del UAV.
(Fuente: Propia)

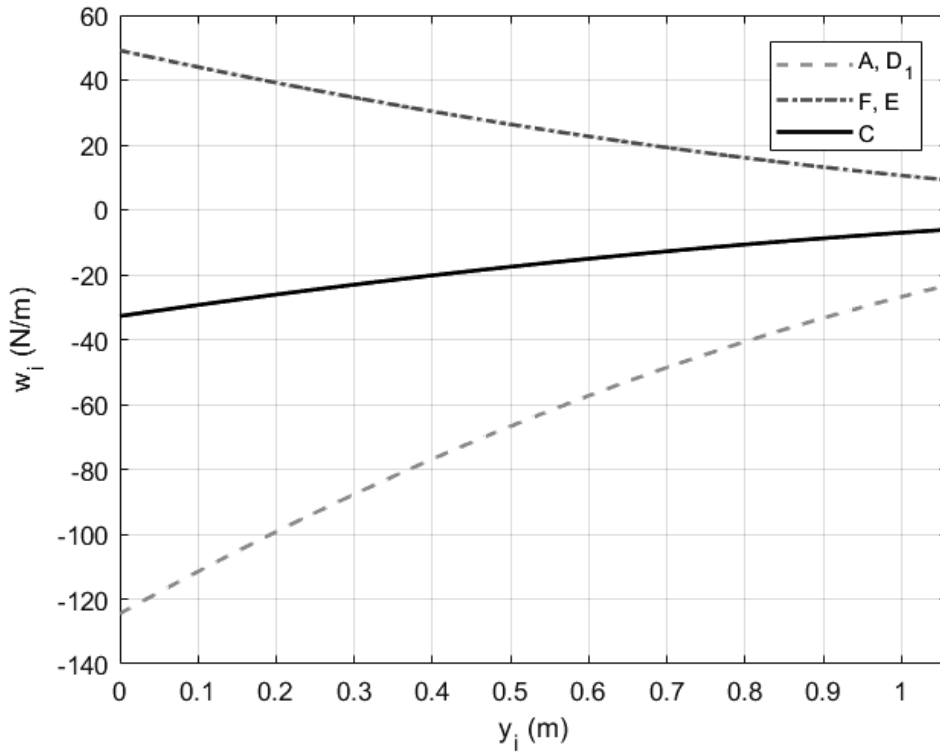


Figura 3.5. Distribución de la carga de inercia sobre el semispan del ala semimonocasco del UAV.
(Fuente: Propia)

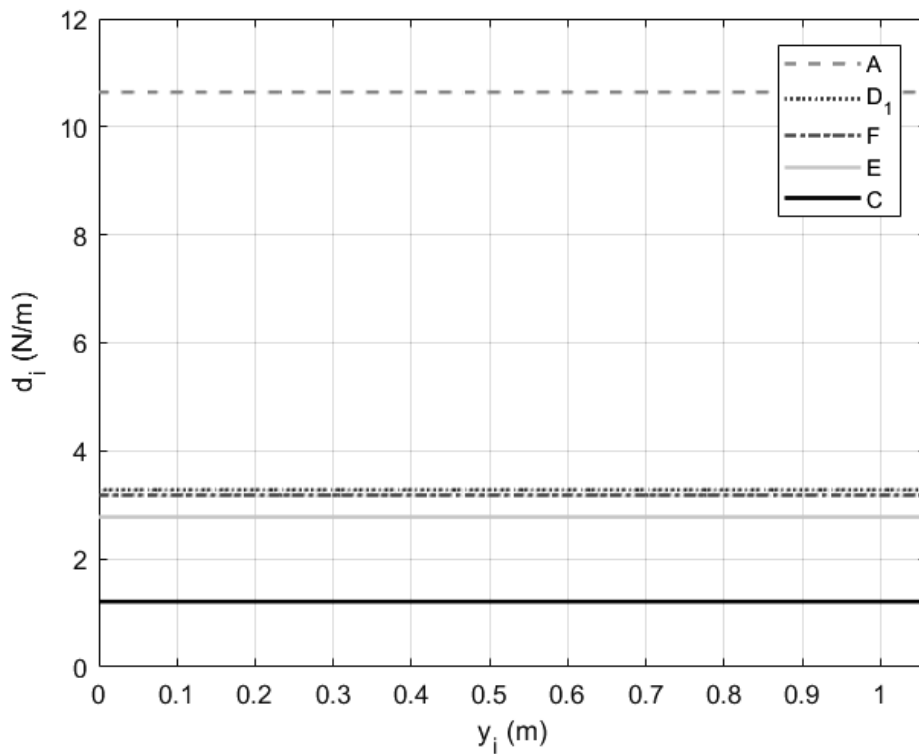


Figura 3.6. Distribución uniforme de la fuerza de arrastre sobre el semispan del ala del UAV.
(Fuente: Propia)

Las curvas de la distribución de la carga de inercia de las Figuras 3.4 y 3.5 para las condiciones de la envolvente de vuelo A y D_1 , se han agrupado convenientemente en una sola curva dado que ambas condiciones están sujetas al mismo factor de carga. De igual manera se hizo con las condiciones F y E .

3.1.4. Diagramas de la fuerza cortante, momento flector y torsión

En esta sección del presente estudio se presentan los diagramas de cortante, momento flector en las direcciones normal y tangencial, así como el diagrama de torsión para la estructura semimonocasco (ver Figuras 3.7, 3.8, 3.9, 3.10 y 3.11), para las condiciones de carga límite (A, D_1, F, E) y la condición de crucero (C) de la envolvente de vuelo de la Figura 3.1.

Los diagramas de cortante y momento flector en las direcciones normal y tangencial para la estructura de ala sólida se muestran en el Anexo VI. El diagrama de torsión para el ala sólido no se ha incluido en el presente estudio (ver subsección “2.1.5.2. Diagrama de torsión”).

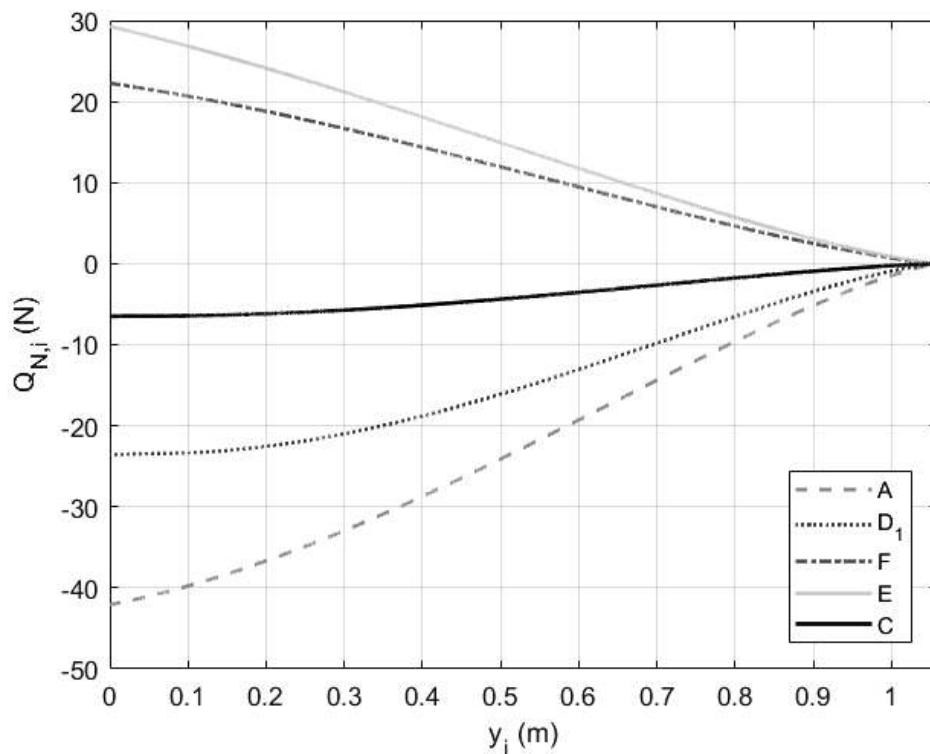


Figura 3.7. Diagrama de la fuerza cortante normal para la estructura del UAV semimonocasco. (Fuente: Propia)

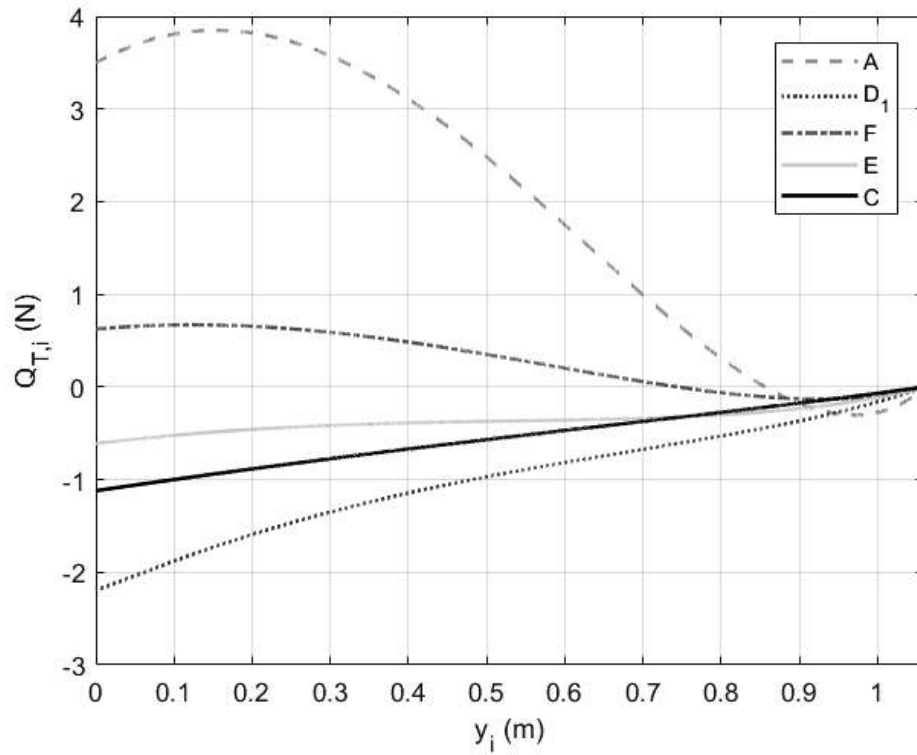


Figura 3.8. Diagrama de la fuerza cortante tangencial para la estructura del UAV semimonocasco.
(Fuente: Propia)

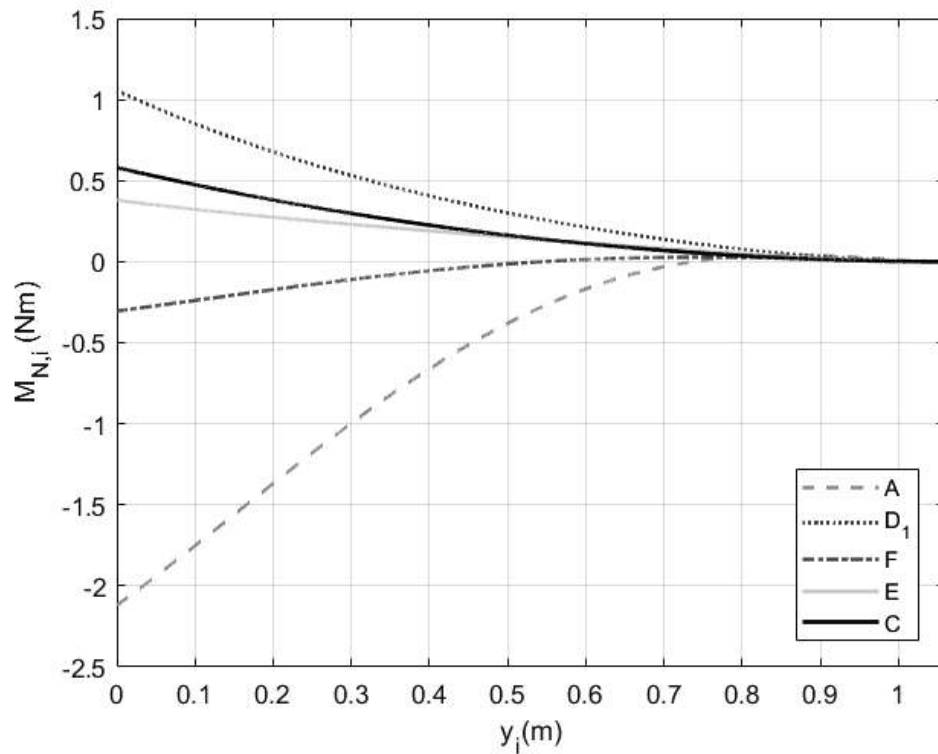


Figura 3.9. Diagrama de momento flexor normal para la estructura del UAV semimonocasco.
(Fuente: Propia)

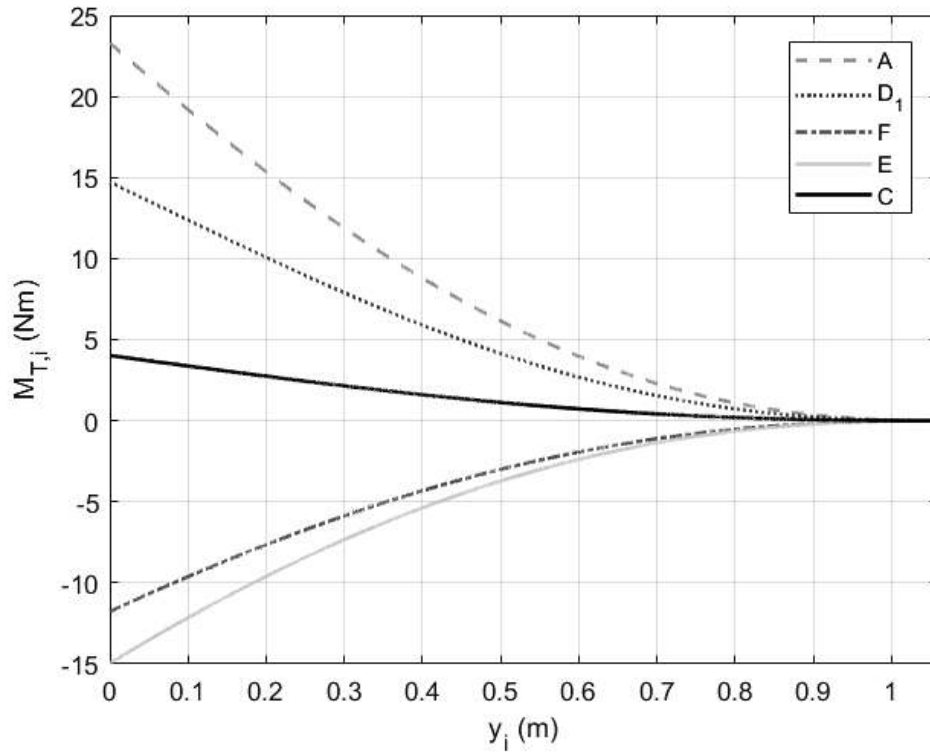


Figura 3.10. Diagrama de momento flector tangencial para la estructura del UAV semimonocasco.
(Fuente: Propia)

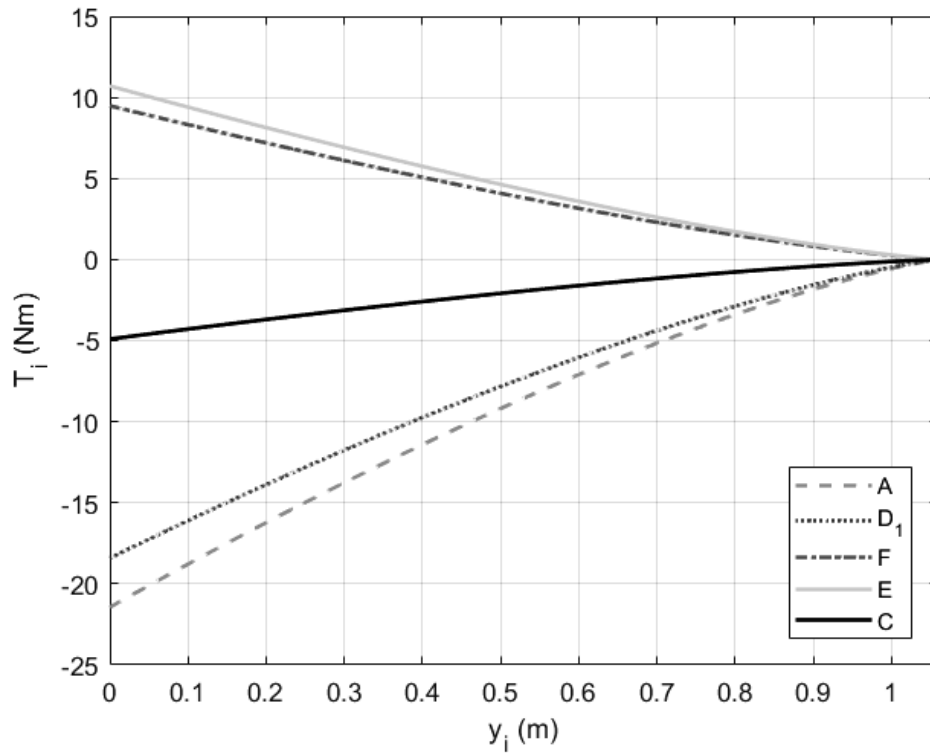


Figura 3.11. Diagrama de torsión para la estructura del UAV semimonocasco.
(Fuente: Propia)

3.1.5. Dimensionamiento de la estructura semimonocasco

En este apartado se ejemplifica la manera en la que se han obtenido las dimensiones de los miembros estructurales en cada una de las estaciones del ala para las condiciones límite de la envolvente de vuelo simétrico. En este caso se ha seleccionado la condición límite (A) de la envolvente de vuelo de la Figura 3.1 y la estación (0) para ilustrar el proceso de dimensionamiento de los largueros, costillas y piel del UAV.

En el Anexo VII se incluyen los resultados obtenidos del proceso de dimensionamiento para los cuatro casos límite de la envolvente de vuelo de la Figura 3.1 (A, D₁, F y E), en cada una de las estaciones del ala (ver Figura 2.16).

3.1.5.1. Área de las plumas

El primer paso es calcular el área de las plumas es encontrar la ubicación aproximada del centro de gravedad de la viga de caja en la estación (0). Para ello, se utiliza las coordenadas genéricas del centro de gravedad del perfil aerodinámico ($x_{CG} = 0.34287$, $z_{CG} = 0.01022$), las misma que han sido determinadas con la ayuda de un software CAD. Estos valores genéricos se multiplican por el valor de la cuerda en la estación (0), es decir la cuerda de la raíz (c_r), que se extrae de la Tabla 2.1 para hallar las coordenadas locales del centro de gravedad, tal como se muestra a continuación.

$$x_{CG,0} = c_r \cdot x_{CG} = 0.463 (m) \cdot 0.34287 = 0.158749 m$$

$$z_{CG,0} = c_r \cdot z_{CG} = 0.463 (m) \cdot 0.01022 = 0.004732 m$$

Las coordenadas de las plumas respecto al borde de ataque (LE) que se muestra en la Figura 2.17, se determinan con las coordenadas del perfil aerodinámico para la estación (0) y con la ubicación de los largueros delantero ($0.12 \cdot c_i$) y posterior ($0.60 \cdot c_i$). (ver Tabla 3.6).

Tabla 3.6. Coordenadas de las plumas de la estación (0).

j	$x_{j0} (m)$	$z_{j0} (m)$
1	0.0556	-0.0106
2	0.2778	-0.0108
3	0.2778	0.0131
4	0.0556	0.0263

(Fuente: Propia)

La distancia de las plumas al centro de gravedad se calcula con la ecuación (2.45). A continuación se muestra un ejemplo de cálculo para la pluma (1).

$$\xi_{10} = \sqrt{(x_{10} - x_{CG,0})^2 + (z_{10} - z_{CG,0})^2}$$

$$\xi_{10} = \sqrt{(0.0556 - 0.158749)^2 + (-0.0106 - 0.004732)^2} = 0.1043 \text{ m}$$

Los valores (ξ_{ji}) para las plumas restantes se muestran en la Tabla 3.7. Los momentos de inercia ($I_{xx,0}$, $I_{zz,0}$, $I_{xz,0}$) se determinan mediante las ecuaciones (2.46), (2.47) y (2.48), sustituyendo el valor del área de las plumas por la ecuación (2.44).

$$I_{xx,0} = \sum_{j=1}^4 A_{j0} (z_{j0} - z_{CG,0})^2 = \sum_{j=1}^4 \phi_0 \xi_{j0} (z_{j0} - z_{CG,0})^2 = 1.1074 \times 10^{-4} \phi_0 \text{ m}^4$$

$$I_{zz,0} = \sum_{j=1}^4 A_{j0} (x_{j0} - x_{CG,0})^2 = \sum_{j=1}^4 \phi_0 \xi_{j0} (x_{j0} - x_{CG,0})^2 = 5.6264 \times 10^{-3} \phi_0 \text{ m}^4$$

$$I_{xz,0} = \sum_{j=1}^4 A_{j0} (x_{j0} - x_{CG,0})(z_{j0} - z_{CG,0}) = \sum_{j=1}^4 \phi_0 \xi_{j0} (x_{j0} - x_{CG,0})(z_{j0} - z_{CG,0})$$

$$I_{xz,0} = -1.7229 \times 10^{-4} \phi_0 \text{ m}^4$$

La constante de flexión de material (ϕ_i) se obtiene de la ecuación (2.43). Los momentos normal ($M_{N,0}$) y tangencial ($M_{T,0}$) para la condición límite (A) de la envolvente de vuelo se obtienen de las Figuras 3.9 y 3.10, respectivamente. El esfuerzo de fluencia (S_y) se obtiene de las propiedades del ABS en la Tabla 2.8 y el factor de seguridad ($n_s = 1.5$) se consigue del reglamento CS-VLA de la EASA. A continuación, se muestra un ejemplo de cálculo para la pluma (1).

$$\frac{S_y}{n_s} = -\frac{M_{N,0} I_{xx,0} - M_{T,0} I_{xz,0}}{I_{xx,0} I_{zz,0} - I_{xz,0}^2} (x_{10} - x_{CG,0}) - \frac{M_{T,0} I_{zz,0} - M_{N,0} I_{xz,0}}{I_{xx,0} I_{zz,0} - I_{xz,0}^2} (z_{10} - z_{CG,0})$$

$$\frac{18.5 \times 10^6}{1.5} = -\frac{(-2.1198)(1.1085 \times 10^{-4} \phi_0) - (23.2907)(-1.7263 \times 10^{-4} \phi_0)}{(1.1085 \times 10^{-4} \phi_0)(5.6239 \times 10^{-3} \phi_0) - (-1.7263 \times 10^{-4} \phi_0)^2} (0.0556 - 0.158749) - \frac{(23.2907)(5.6239 \times 10^{-3} \phi_0) - (-2.1198)(-1.7263 \times 10^{-4} \phi_0)}{(1.1085 \times 10^{-4} \phi_0)(5.6239 \times 10^{-3} \phi_0) - (-1.7263 \times 10^{-4} \phi_0)^2} (-0.0106 - 0.004732)$$

$$\phi_0 = 3.2708 \times 10^{-4} \frac{m^2}{m}$$

El resto de valores de la constante de flexión del material se muestran en la Tabla 3.7.

El valor de las áreas de las plumas se obtiene mediante la ecuación (2.44), considerando el valor máximo de la constante de flexión del material (ver Tabla 3.7).

$$A_{10} = \phi_{max,0} \xi_{10} = 3.3140 \times 10^{-4} (0.1043) = 3.4574 \times 10^{-5} m^2 = 34.57 mm^2$$

El área de las plumas restantes se calcula de forma similar y se muestra en la Tabla 3.7.

Tabla 3.7. Área de las plumas para la estación (0), primera iteración.

j	$\xi_{j0} (m)$	$\phi_0 (m^2/m)$	$A_{j0} (m^2)$
1	0.1043	3.2708×10^{-4}	3.4574×10^{-5}
2	0.1201	2.1557×10^{-4}	3.9787×10^{-5}
3	0.1193	2.1065×10^{-4}	3.9552×10^{-5}
4	0.1054	3.3140×10^{-4}	3.4934×10^{-5}

(Fuente: Propia)

La nueva ubicación del centro de gravedad se vuelve a calcular con las ecuaciones (2.49) y (2.50).

$$x_{CG,0} = \frac{\sum_{j=1}^4 x_{j0} A_{j0}}{\sum_{j=1}^4 A_{j0}} = 0.1740 m$$

$$z_{CG,0} = \frac{\sum_{j=1}^4 z_{j0} A_{j0}}{\sum_{j=1}^4 A_{j0}} = 0.0043 m$$

El proceso para determinar la distribución de área totalmente esforzada en las plumas de la viga de caja es iterativo y se repite hasta que el resultado converge a un valor específico de tolerancia. Esta tolerancia se calcula como la diferencia entre la distancia del nuevo centro de gravedad y el anterior respecto al origen coordenadas ubicado en el borde de ataque (LE). La tolerancia absoluta seleccionada para el presente estudio a partir de la tolerancia absoluta sugerida por [23], es de 1×10^{-10} . Los resultados finales para este ejemplo de cálculo se obtuvieron después de 948 iteraciones. Las coordenadas finales del centro de gravedad se muestran a continuación.

$$x_{CG,0} = 0.166460 m, \quad z_{CG,0} = 0.004527 m$$

El área final de las plumas de la viga de caja en la estación (0) se muestran en la Tabla 3.8.

Tabla 3.8. Área final de las plumas para la estación (0).

j	$A_{j0} (m^2)$
1	3.6051×10^{-5}
2	3.6197×10^{-5}
3	3.5967×10^{-5}
4	3.6399×10^{-5}

(Fuente: Propia)

Con el área de las plumas y las coordenadas del centro de gravedad de la viga de caja del ala en la estación (0) se vuelve a calcular las inercias ($I_{xx,0}$, $I_{zz,0}$, $I_{xz,0}$) con las ecuaciones (2.46), (2.47) y (2.48).

$$I_{xx,0} = \sum_{j=1}^4 A_{j0} (z_{j0} - z_{CG,0})^2 = 3.6607 \times 10^{-8} m^4$$

$$I_{zz,0} = \sum_{j=1}^4 A_{j0} (x_{j0} - x_{CG,0})^2 = 1.7856 \times 10^{-6} m^4$$

$$I_{xz,0} = \sum_{j=1}^4 A_{j0} (x_{j0} - x_{CG,0})(z_{j0} - z_{CG,0}) = -5.4404 \times 10^{-8} m^4$$

3.1.5.2. Espesor de las paredes de la viga de caja

Para determinar los espesores de las paredes de la viga de caja (paneles de piel superior e inferior y alma de los largueros delantero y posterior), se procede a calcular la distribución del flujo de cortante básico o de la sección abierta ($q_{b,ri}$), utilizando la ecuación (2.51). Los valores de las fuerzas de corte normal ($Q_{N,0}$) y tangencial ($Q_{T,0}$) para la estación (0) se extraen de las Figuras 3.7 y 3.8.

Para resolver la ecuación (2.51) se corta alguna de las paredes que forma la viga de caja del ala en la estación (0). En esta pared convenientemente seleccionada el flujo de cortante será cero. En este caso se ha seleccionado la pared (12) por facilidad de cálculo.

$$q_{b,10} = 0$$

$$q_{b,20} = q_{b,10} - \left(\frac{Q_{T,0}I_{xx,0} - Q_{N,0}I_{xz,0}}{I_{xx,0}I_{zz,0} - I_{xz,0}^2} \right) A_{30}(x_{30} - x_{CG,0})$$

$$- \left(\frac{Q_{N,0}I_{zz,0} - Q_{T,0}I_{xz,0}}{I_{xx,0}I_{zz,0} - I_{xz,0}^2} \right) A_{30}(z_{30} - z_{CG,0})$$

$$q_{b,23} = 0 - \frac{(3.4971)(3.6607 \times 10^{-8}) - (-42.0821)(-5.4404 \times 10^{-8})}{(3.6607 \times 10^{-8})(1.7856 \times 10^{-6}) - (-5.4404 \times 10^{-8})^2} (3.5967 \times 10^{-5})$$

$$(0.2778 - 0.166460) - \frac{(-42.0821)(1.7856 \times 10^{-6}) - (3.4971)(-5.4404 \times 10^{-8})}{(3.6607 \times 10^{-8})(1.7856 \times 10^{-6}) - (-5.4404 \times 10^{-8})^2}$$

$$(3.5967 \times 10^{-5})(0.0131 - 0.004527)$$

$$q_{b,23} = 509.65 \text{ N/m}$$

Los cortantes para las paredes restantes de la viga de caja en la estación (0) se determinan de forma similar y se muestran en la Tabla 3.9.

Tabla 3.9. Distribución del flujo de cortante básico.

<i>r</i>	<i>Pared</i>	$q_{b,r0}$ (N/m)
1	12	0
2	23	509.65
3	34	1320.21
4	41	525.39

(Fuente: Propia)

El flujo de cortante de la sección cerrada ($q_{s,0i}$) se determina con la ecuación (2.52), a partir del flujo de cortante básico ($q_{b,ri}$) y de las áreas de los triángulos (dA_{ri}) que forman las plumas con el centro de gravedad (CG). La Tabla 3.10 muestra los valores de las áreas de los triángulos formados con el centro de gravedad (ver Figura 2.17).

Tabla 3.10. Área de los triángulos.

<i>r</i>	<i>Triángulo</i>	dA_{r0} (m ²)
1	CG12	1.6920×10^{-3}
2	CG23	1.3296×10^{-3}
3	CG34	1.6864×10^{-3}
4	CG41	2.0460×10^{-3}

(Fuente: Propia)

$$q_{s,00} = - \frac{\sum_{r=1}^4 2q_{b,r0}dA_{r0}}{2 \sum_{r=1}^4 dA_{r0}}$$

$$q_{s,00} = \frac{-2[0(1.6920) + 509.65(1.3296) + 1320.21(1.6864) + 525.39(2.0460)]}{2(1.6920 + 1.3296 + 1.6864 + 2.0460)}$$

$$q_{s,00} = -589.13 \frac{N}{m}$$

El flujo de cortante debido a la torsión ($q_{T,i}$) se determina con la ecuación (2.53). El par de torsión en la estación (0) se extrae de la Figura 3.11.

$$q_{T,0} = \frac{T_0}{2 \sum_{r=1}^4 dA_{r0}} = \frac{-21.4455}{2(1.6920 + 1.3296 + 1.6864 + 2.0460)(10^{-3})}$$

$$q_{T,0} = -1587.61 \frac{N}{m}$$

La distribución completa del flujo de cortante ($q_{s,ri}$) se determina como la suma de todos los flujos de cortante, tal como se indicó en la Figura 2.18.

$$q_{s,10} = q_{b,10} + q_{s,00} + q_{T,0}$$

$$q_{s,10} = 0 - 589.13 - 1587.61$$

$$q_{s,10} = -2176.74 \text{ N/m}$$

La Tabla 3.11 muestra los valores restantes del flujo completo de cortante, calculados de manera similar.

Tabla 3.11. Distribución completa del flujo de cortante.

r	Pared	$q_{s,r0}$ (N/m)
1	12	-2176.74
2	23	-1667.09
3	34	-856.53
4	41	-1651.35

(Fuente: Propia)

Los espesores de las paredes (ver Figura 2.17) de la viga de caja del ala ($t_{p,ri}$) en la estación (0) se determinan con las ecuaciones (2.54) y (2.55).

$$\frac{q_{s,12}}{t_{p,10}} = \frac{S_{cy}}{n_s} = \frac{S_y}{2n_s}$$

$$\frac{2176.74}{t_{p,10}} = \frac{18.5 \times 10^6}{2(1.5)}$$

$$t_{p,10} = 3.5299 \times 10^{-4} \text{ m} = 0.35299 \text{ mm}$$

El resto de valores para los espesores de las paredes de la viga de caja se calculan de forma similar y se indican en la Tabla 3.12.

Tabla 3.12. Espesor de las paredes de la viga de caja en la estación (0).

<i>r</i>	<i>Pared</i>	$t_{p,r0} \text{ (m)}$
1	12	3.5299×10^{-4}
2	23	2.7034×10^{-4}
3	34	1.3890×10^{-4}
4	41	2.6779×10^{-4}

(Fuente: Propia)

3.1.5.3. Espesores críticos de pandeo para las paredes de la viga de caja

Como se puede observar en la Tabla 3.12 los espesores resultan ser bastante pequeños, por lo que es posible que la falla se produzca por pandeo. Por ello se procede a calcular los espesores críticos de pandeo de la viga de caja con la ecuación (2.56).

El primer paso es determinar el coeficiente de pandeo de la placa (*k*). Las placas no son rectangulares tanto para el alma de los largueros como para los paneles de piel. Así que se ha optado por suponerlo y utilizar el valor promedio de la distancia entre largueros para dos estaciones consecutivas (Estación 0 y 1) para el caso de los paneles de piel y la altura promedio en el caso del alma de los largueros.

La Tabla 3.13 muestra los coeficientes (*k*) obtenidos junto con las relaciones longitud/ancho de la placa (a_p/b_p) que se introducen en la Figura 2.19 para estimar el valor del coeficiente de pandeo.

Tabla 3.13. Coeficiente de pandeo de los paneles de piel y alma de los largueros.

<i>r</i>	<i>Pared</i>	$a_p \text{ (m)}$	$b_p \text{ (m)}$	a_p/b_p	<i>k</i>
1	12	0.265	0.20646	1.28	8.08
2	23	0.265	0.02219	11.94	5.62
3	34	0.265	0.20646	1.28	8.08
4	41	0.265	0.03428	7.73	5.62

(Fuente: Propia)

El valor de cada uno de las variables de la ecuación (2.56) se extrae de las Tablas 2.8, 3.11 y 3.13 y se reemplazan tal como se muestra a continuación.

$$t_{p,10} = \sqrt[3]{\frac{12(1-\nu^2)}{k\pi^2 E} b_p^2 q_{S,10}}$$

$$t_{p,10} = \sqrt[3]{\frac{12(1-0.391^2)}{(8.08)\pi^2(1.1 \times 10^9)} (0.20646)^2 (2176.74)}$$

$$t_{p,10} = 2.2074 \times 10^{-3} \text{ m} = 2.2074 \text{ mm}$$

El resto de espesores de las paredes de la viga de caja se calculan de forma similar y muestran en la Tabla 3.14.

Tabla 3.14. Espesor de las paredes de la viga de caja en la estación (0), calculados mediante el esfuerzo crítico de pandeo.

<i>r</i>	<i>Pared</i>	<i>t_{p,r0}</i> (m)
1	12	2.2074×10^{-3}
2	23	5.1518×10^{-4}
3	34	1.6176×10^{-3}
4	41	6.8631×10^{-4}

(Fuente: Propia)

3.1.5.4. Espesor de las costillas

Finalmente, se procede a calcular el espesor de las costillas empleando la ecuación (2.57) y (2.58), utilizando el flujo de cortante máximo de la Tabla 3.11 que actúa sobre viga de caja del ala en la estación (0).

$$q_{S,m\acute{a}x,0} = 2176.74 \text{ N/m}$$

$$\frac{q_{S,m\acute{a}x,0}}{t_{c,0}} = \frac{S_{cy}}{n_s}$$

$$\frac{2176.74}{t_{c,0}} = \frac{18.5 \times 10^6}{2(1.5)}$$

$$t_{c,0} = 3.5299 \times 10^{-4} \text{ m} = 0.35299 \text{ mm}$$

Como se puede observar el espesor de la costilla en la estación (0) es bastante pequeño. Esto indica que puede ser susceptible a pandeo, así que se procede a determinar el espesor crítico de pandeo con la ecuación (2.56).

Para determinar el coeficiente de pandeo de la costilla (k), se utiliza la longitud de la cuerda local y la altura máxima local del perfil aerodinámico. La relación longitud/ancho ($a_p/b_p = c_i/h_{i,máx}$) se introduce en la Figura 2.19 para obtener el coeficiente de pandeo de la costilla.

$$\frac{c_r}{h_{máx}} = \frac{0.463}{0.0430} = 10.77 \rightarrow k = 5.62$$

$$t_{c,0} = \sqrt[3]{\frac{12(1-\nu^2)}{k\pi^2 E} b_p^2 q_{S,máx,0}}$$

$$t_{c,0} = \sqrt[3]{\frac{12(1-0.391^2)}{(5.62)\pi^2(1.1 \times 10^9)} (0.0430)^2 (2292.80)} = 8.7501 \times 10^{-4} \text{ m} = 0.87501 \text{ mm}$$

3.1.5.5. Dimensiones finales de la estructura semimonocasco

A partir de las dimensiones de los componentes de la estructura semimonocasco para las condiciones límite de la envolvente de vuelo (ver Figura 3.1), se procede a establecer el tamaño apropiado que tendrán los largueros, costillas y piel del UAV.

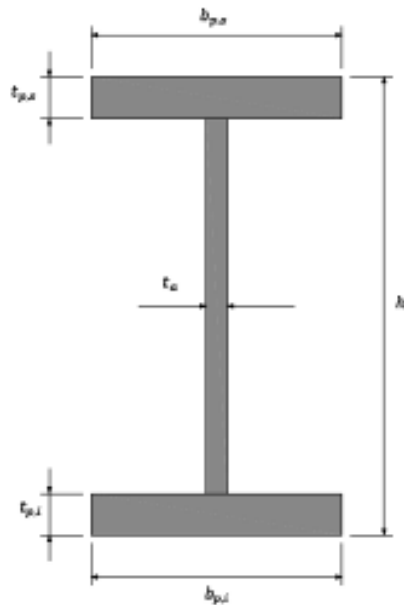


Figura 3.12. Perfil del larguero delantero y posterior del ala.
(Fuente: Propia)

La Figura 3.12 ilustra la forma geométrica que utilizarán los largueros delantero y posterior, además de los parámetros que definen la geometría de la sección transversal del larguero. Los valores de estos parámetros han sido definidos a partir de las áreas máximas de las plumas y de los espesores máximos del alma de los largueros, tomados de las tablas mostrados en el Anexo VII.

Los valores de las dimensiones geométricas de la Figura 3.12 se muestran en la Tabla 3.15 para el larguero delantero y en la Tabla 3.16 para el larguero posterior en las estaciones (0) y (4) de la Figura 2.16. Los valores mostrados en las Tablas 3.15 y 3.16 han sido aproximados a partir de los valores calculados en el Anexo VII.

Tabla 3.15. Dimensiones geométricas del larguero delantero.

Parámetro	Estación 0	Estación 5
h_l	36.90 mm	15.94 mm
$b_{p,s}$	13 mm	13 mm
$b_{p,i}$	13 mm	13 mm
$t_{p,s}$	3 mm	3 mm
$t_{p,i}$	3 mm	3 mm
t_a	1 mm	1 mm

(Fuente: Propia)

Tabla 3.16. Dimensiones geométricas del larguero posterior.

Parámetro	Estación 0	Estación 5
h_l	23.88 mm	10.32 mm
$b_{p,s}$	13 mm	13 mm
$b_{p,i}$	13 mm	13 mm
$t_{p,s}$	3 mm	3 mm
$t_{p,i}$	3 mm	3 mm
t_a	1 mm	1 mm

(Fuente: Propia)

El espesor seleccionado para las 5 costillas es de 1 mm. Este valor ha sido aproximado a partir del valor obtenido de la condición límite (A) de la envolvente de vuelo en la estación (0) que se muestra en la Tabla A7.14 del Anexo VII.

El espesor seleccionado para los paneles de piel superior e inferior (paredes (34) y (12) de la viga de caja del ala) es de 2.3 mm. Este valor es un aproximado establecido a partir del valor máximo del espesor entre ambos paneles. Los valores máximos del espesor

se obtuvieron de las condiciones límite (A) y (D_1) de la envolvente de vuelo en la estación (0). Los resultados se muestran en la Tabla A7.10 y A7.11 del Anexo VII.

La información mostrada en esta subsección se utilizó para elaborar el modelo CAD de la estructura semimonocasco de la Figura 2.27.

3.1.6. Esfuerzos de flexión y factor de seguridad del UAV

El análisis de esfuerzo se realiza a partir de algunas consideraciones que permitan el cálculo analítico de los esfuerzos en algunas posiciones a lo largo del semispan. Estas consideraciones surgen de la dificultad inherente que supone determinar los esfuerzos principales en una viga en voladizo de sección asimétrica variable, sometida a cargas de flexión, corte y torsión, mediante los métodos analíticos convencionales descritos en los textos de mecánica de materiales. En esta sección se procede a determinar los esfuerzos de flexión y factores de seguridad a la flexión para la estructura semimonocasco dimensionada y de la estructura de ala sólido. No se tomará en cuenta en este análisis los esfuerzos de corte producidos por la flexión y la torsión, ni el efecto del barrido del ala. Los resultados obtenidos en esta sección servirán para contrastar con los resultados del estudio por elementos finitos de ambas estructuras. Los esfuerzos de flexión y factores de seguridad se determinarán en los puntos ($P1$, $P2$, $P3$ y $P4$) mostrados en la Figura 3.13. Estos puntos corresponden a la ubicación de las plumas (booms) de la estructura semimonocasco. Las coordenadas genéricas de estos puntos de análisis respecto al borde de ataque (LE) del perfil aerodinámico del UAV, se muestran en la Tabla 3.17.

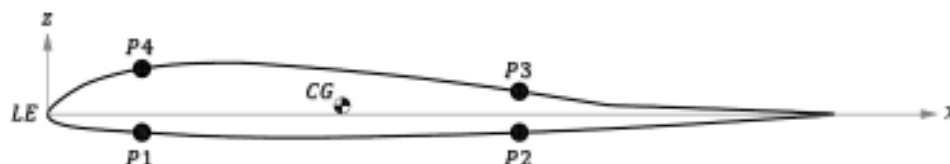


Figura 3.13. Puntos de análisis del esfuerzo de flexión sobre el UAV.
(Fuente: Propia)

Tabla 3.17. Coordenadas de los puntos de análisis de esfuerzo del UAV.

Puntos	Coordenada x_{ji} (m)	Coordenada z_{ji} (m)
$P1$	0.12	-0.02296125
$P2$	0.60	-0.02325772
$P3$	0.60	0.028326016
$P4$	0.12	0.056731671

(Fuente: Propia)

3.1.6.1. Estructura semimonocasco

A partir de las dimensiones finales de los largueros se procederá a recalculer los esfuerzos de flexión y factor de seguridad de las plumas de la viga de caja del ala para la condición de vuelo crucero (C) de la envolvente de vuelo de la Figura 3.1. Los esfuerzos de flexión ($\sigma_{y,ji}$) se pueden determinar con la expresión de la izquierda de la ecuación (2.43).

$$\sigma_{y,ji} = -\frac{M_{N,i}I_{xx,i} - M_{T,i}I_{xz,i}}{I_{xx,i}I_{zz,i} - I_{xz,i}^2}(x_{ji} - x_{CG,i}) - \frac{M_{T,i}I_{zz,i} - M_{N,i}I_{xz,i}}{I_{xx,i}I_{zz,i} - I_{xz,i}^2}(z_{ji} - z_{CG,i})$$

Mientras que el factor de seguridad de la estructura (n_s) se puede calcular con la expresión de la derecha de la ecuación (2.43).

$$\sigma_{y,ji} = \frac{S_y}{n_s}$$

Los momentos normales ($M_{N,i}$), los momentos tangenciales ($M_{T,i}$) se obtiene de las Figuras 3.9 y Figura 3.10 respectivamente. La resistencia de fluencia a la tracción (S_y) del material se obtiene de la Tabla 2.8.

La Tabla 3.18 muestra las coordenadas del centro de gravedad ($x_{CG,i}$, $z_{CG,i}$), las coordenadas de las plumas (x_{ji} , z_{ji}), y las inercias ($I_{xx,i}$, $I_{zz,i}$, $I_{xz,i}$), del perfil aerodinámico genérico para la estructura semimonocasco. Los valores de la inercia y del centro de gravedad en cada estación (i) del ala se obtienen multiplicando el valor genérico por el valor de la cuerda elevado a la potencia correspondiente.

Tabla 3.18. Coordenadas del centro de gravedad y las inercias del perfil aerodinámico genérico para la estructura semimonocasco.

Parámetro	Cantidad
$x_{CG,i}$	0.35952579
$z_{CG,i}$	0.00977858
$I_{xx,i}$	2.7130×10^{-5}
$I_{zz,i}$	6.8189×10^{-5}
$I_{xz,i}$	0.00260104

(Fuente: Propia)

Los resultados para los esfuerzos normales debidos a la flexión en el plano normal y tangencial del ala junto con los factores de seguridad, calculados para los puntos ($P1$,

$P2$, $P3$ y $P4$) de la Figura 3.13 en cada una de las estaciones del ala de la Figura 2.16, para la condición crucero (C) de la envolvente de vuelo de la Figura 3.1, se ilustran en las Tablas 3.19 y 3.20, respectivamente.

Tabla 3.19. Esfuerzo de flexión en (MPa) para la estructura semimonocasco.

Punto	Estación (i)				
	0	1	2	3	4
$P1$	0.0427	0.0395	0.0289	0.0116	0
$P2$	0.0622	0.0575	0.0420	0.0168	0
$P3$	-0.0201	-0.0185	-0.0136	-0.0055	0
$P4$	-0.0843	-0.0780	-0.0570	-0.0229	0

(Fuente: Propia)

El signo negativo en los esfuerzos de flexión de los puntos $P3$ y $P4$ en cada una de las estaciones del ala, indica que estos puntos ubicados en la superficie superior del ala se encuentran sometidos a esfuerzos de compresión, mientras que los puntos $P1$ y $P2$ ubicados en la superficie inferior del ala se encuentran sometidos a esfuerzos de tracción.

Tabla 3.20. Factores de seguridad para la estructura semimonocasco.

No. de Pluma (j)	Estación (i)				
	0	1	2	3	4
1	432.96	468.35	640.47	1589.2	-
2	297.51	321.54	440.26	1098.6	-
3	922.11	998.08	1363.7	3371.0	-
4	219.36	237.11	324.61	809.48	-

(Fuente: Propia)

3.1.6.2. Esfuerzos de flexión en la estructura sólida

En vista de que la estructura sólida no puede ser dimensionada, puesto que no se puede definir ni modificar ninguna de las características geométricas del ala. Esta sección se enfoca en determinar los esfuerzos normales y factores de seguridad ocasionados por las cargas de vuelo en crucero para la sección del ala sólida hecha de espuma de polímero de alta densidad. Los esfuerzos normales debido a la flexión y los factores de seguridad se determinan de la misma manera que se hizo para la estructura de ala semimonocasco. Los valores de las inercias ($I_{xx,i}$, $I_{zz,i}$, $I_{xz,i}$) y las coordenadas del centro

de gravedad ($x_{CG,i}$, $z_{CG,i}$) del perfil aerodinámico genérico obtenidos de un software CAD se muestran en la Tabla 3.21.

Tabla 3.21. Coordenadas del centro de gravedad y las inercias del perfil aerodinámico genérico para la estructura sólida.

Parámetro	Cantidad
$x_{CG,i}$	0.3745
$z_{CG,i}$	0.0106
$I_{xx,i}$	2.7130×10^{-5}
$I_{zz,i}$	6.8189×10^{-5}
$I_{xz,i}$	0.00260104

(Fuente: Propia)

Los momentos normal ($M_{N,i}$) y tangencial ($M_{T,i}$) para cada estación del ala en la ecuación (2.43) se obtienen de las Figuras A6.3 y A6.4, respectivamente. La resistencia de fluencia a la tracción del material (S_y), se obtiene de la Tabla 2.7. Los esfuerzos normales debidos a la flexión del ala en los planos normal y tangencial y los factores de seguridad se han calculado para la condición crucero (C) de la envolvente de vuelo de la Figura 3.1 en las mismas estaciones de la Figura 2.16 (ver Tabla 3.22 y Tabla 3.23).

Tabla 3.22. Esfuerzos de flexión en (MPa) para la estructura sólida.

Punto	Estación				
	0	1	2	3	4
$P1$	0.0762	0.0647	0.0450	0.0180	0
$P2$	0.1115	0.0946	0.0656	0.0262	0
$P3$	-0.0337	-0.0286	-0.0199	-0.0080	0
$P4$	0.1481	-0.1257	-0.0872	-0.0348	0

(Fuente: Propia)

Tabla 3.23. Factores de seguridad para la estructura sólida.

Punto	Estación				
	0	1	2	3	4
$P1$	10.50	12.36	17.80	44.36	—
$P2$	7.17	83.83	12.19	30.51	—
$P3$	23.75	27.96	40.20	99.97	—
$P4$	5.40	6.37	9.18	22.96	—

(Fuente: Propia)

3.2. Estudio numérico

En esta sección del presente documento se exponen los resultados obtenidos del estudio numérico mediante el método de los elementos finitos de las estructuras sólida y semimonocasco del UAV, llevado a cabo utilizando el software de ANSYS 18.

3.2.1. Estudio numérico CFD del UAV

En este apartado se proporcionan los resultados de la distribución de presión sobre el UAV conseguidos del estudio CFD que serán de utilidad para investigar el comportamiento de las estructuras sólida y semimonocasco.

3.2.1.1. Estudio de independencia de malla

Una vez que se ha desarrollado el estudio numérico CFD, el siguiente paso es realizar un análisis de independencia de malla con la finalidad de determinar el tamaño mínimo de la malla a partir del cual los coeficientes aerodinámicos (sustentación, arrastre y momento de cabeceo) ya no son sensibles al refinamiento de la malla.

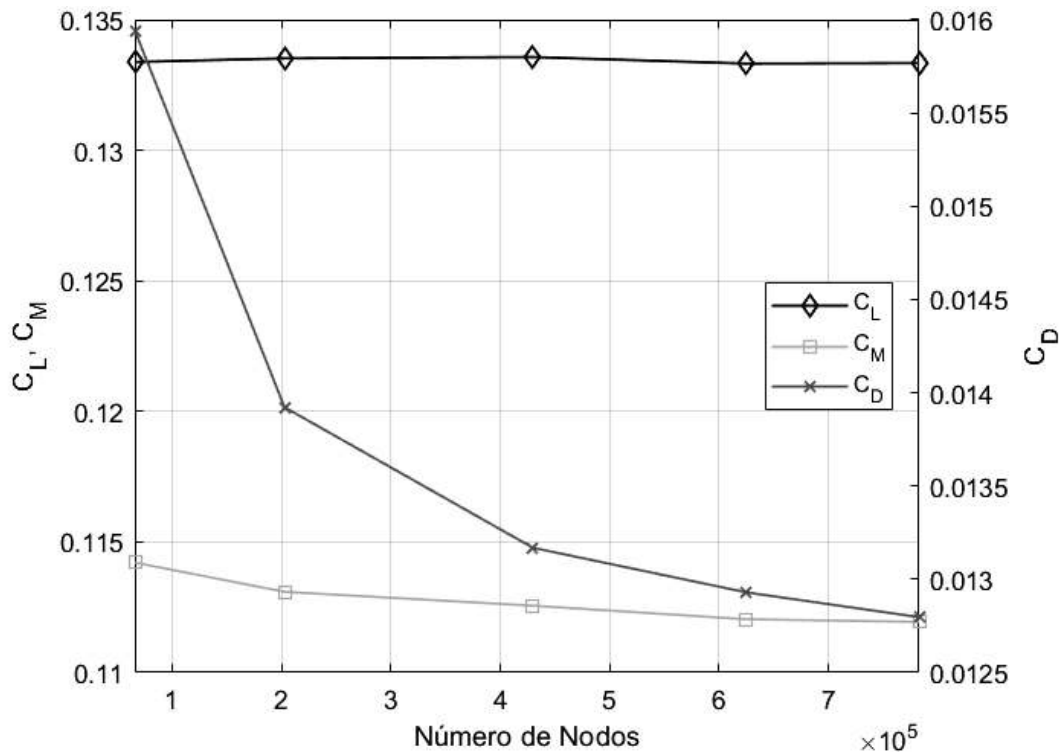


Figura 3.14. Estudio de la independencia de Malla de la simulación CFD del UAV.
(Fuente: Propia)

En este caso se experimentó con 5 tamaños de malla diferentes. En el Anexo IX se muestra una tabla con los resultados del estudio de independencia de malla de todos los coeficientes aerodinámicos. En ella se ha calculado el error relativo entre dos mallas consecutivas. Mientras que la Figura 3.14 ilustra la gráfica del estudio de independencia de malla, la misma que se ha logrado con aproximadamente 782 932 nodos.

3.2.1.2. Distribución de presión

En esta subsección se presenta la distribución de presión sobre la superficie de contacto entre el aire y el UAV para la condición de vuelo crucero (*C*). De esta distribución surgen las cargas de vuelo que se introducen en el módulo estructural estático para las estructuras de ala sólida y semimonocasco. La distribución de presión resultante se ilustra en la Figura 3.15, para la superficie superior e inferior del UAV.

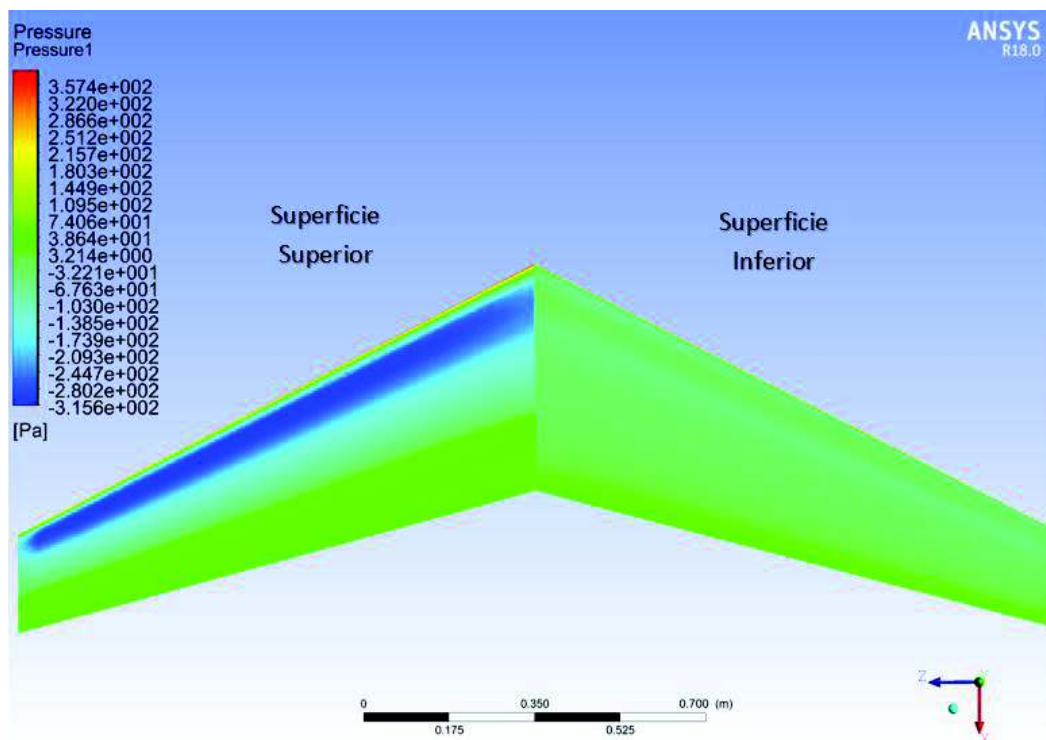


Figura 3.15. Distribución de presión sobre la cara superior e inferior del UAV.
(Fuente: Propia)

3.2.1.3. Coeficientes aerodinámicos

Los coeficientes y fuerzas aerodinámicas de sustentación y arrastre obtenidos de la simulación CFD en ANSYS, se presentan en la Tabla 3.24. Junto a estos se ha incluido los valores obtenidos del software XFLR5 y del análisis de regresión para fines comparativos.

Tabla 3.24. Coeficientes y fuerzas aerodinámicas sobre el UAV.

Parámetro	CFD	XFLR5	Análisis de Regresión
Ángulo de ataque, $\alpha(deg)$	1.38	1.38	1.38
Coefficiente de sustentación, C_L	0.13334	0.161	0.1507
Coefficiente de arrastre, C_D	0.012797	0.008	0.00788
Fuerza de sustentación, $L(N)$	43.41	52.41	49.05
Fuerza de arrastre, $D(N)$	4.17	2.60	2.56

(Fuente: Propia)

3.2.2. Estudio numérico estructura sólida

En este apartado se incluye los resultados del estudio de independencia de malla de la estructura sólida, las reacciones en el extremo empotrado y la distribución de esfuerzos y deformación a través de toda la estructura del UAV.

3.2.2.1. Estudio de independencia de malla

Una vez que se desarrolló la simulación se procede a realizar el análisis de independencia de malla para el estudio estructural estático del UAV de ala sólida.

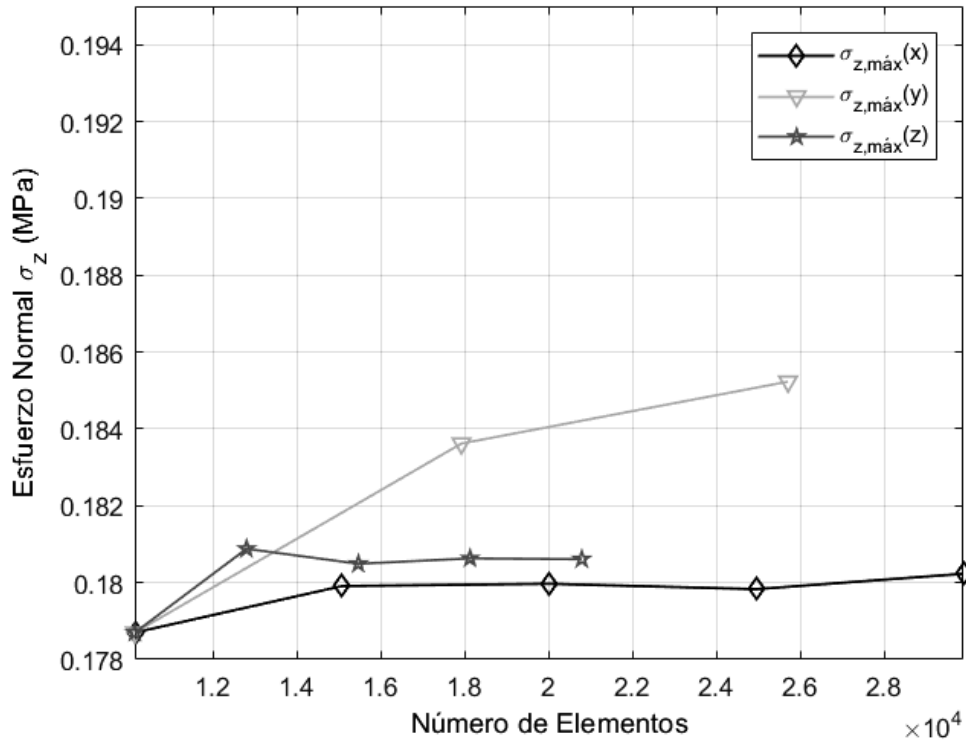


Figura 3.16. Estudio de independencia de malla para la estructura sólida (esfuerzos máximos).
(Fuente: Propia)

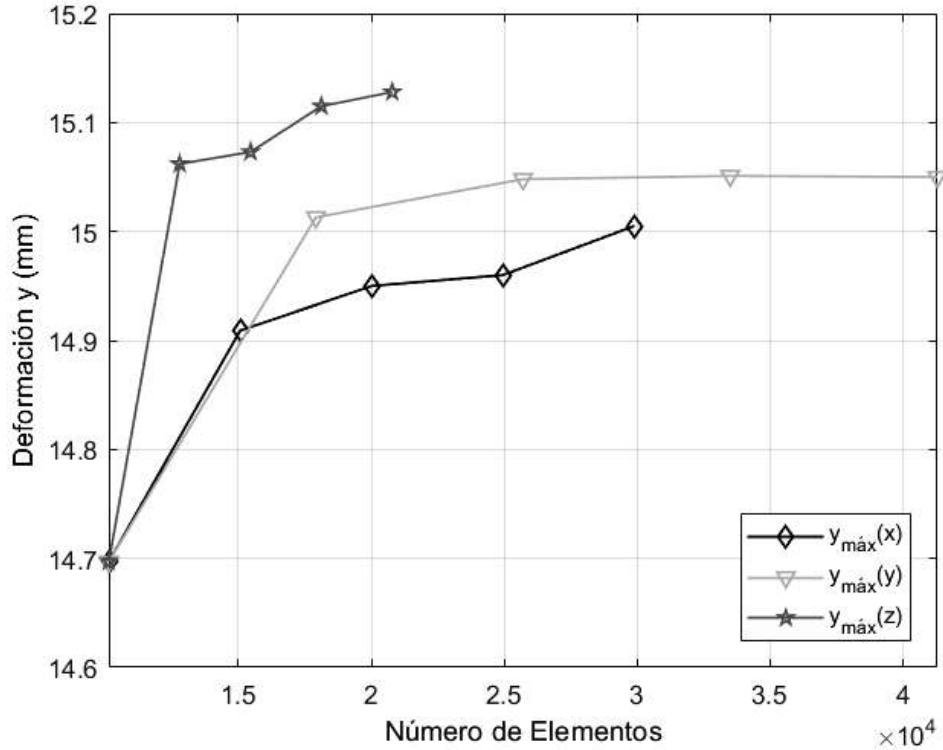


Figura 3.17. Estudio de independencia de malla para la estructura sólida (deformaciones máximas).
(Fuente: Propia)

En este caso se monitorea el esfuerzo normal en la dirección z y la deformación en la dirección y . El análisis de independencia de malla se ha realizado disminuyendo el tamaño de los elementos finitos en las direcciones x , y y z , de manera que se pueda observar el efecto de refinamiento de la malla en los resultados de esfuerzo y deformación máximas.

Los resultados del estudio de independencia de malla se presentan en forma gráfica en las Figuras 3.16 y 3.17 para los esfuerzos y deformaciones, respectivamente. En estos resultados se observa que la convergencia para el esfuerzo máximo se alcanza con un error relativo del 0.86% entre las últimas iteraciones, mientras que para la deformación máxima el error relativo resulta menor al 0.23% (ver Anexo IX).

3.2.2.2. Reacciones en la estructura de ala sólida

En esta subsección se presentan los valores obtenidos para las reacciones en el extremo empotrado ubicado en la raíz del ala. La Tabla 3.25 muestra el valor de las reacciones calculadas a partir de las cargas de vuelo y de peso propio provenientes del módulo ANSYS FLUENT y de las propiedades del material, respectivamente.

Adicionalmente, en esta tabla se ha incluido las reacciones a las cargas de vuelo y de peso propio estimadas previamente (ver Figuras A6.1, A6.2, A6.3 y A6.4).

Tabla 3.25. Reacciones en la raíz de la estructura sólida del UAV.

Reacción	FEM	Estimado
F_x (N)	-1.5883	-0.9268
F_y (N)	-10.222	-14.1708
F_z (N)	-0.5457	-
M_x (Nm)	5.6384	7.0851
M_y (Nm)	-0.50598	-0.5039
M_z (Nm)	-0.67403	-

(Fuente: Propia)

En la Tabla 3.25 se observa una diferencia entre los resultados. La razón principal de esta diferencia es que las cargas de vuelo no son iguales, esto se puede ver con claridad en la Tabla 3.24 donde se muestra el valor de las fuerzas aerodinámicas que actúan sobre el UAV.

3.2.2.3. Esfuerzos y deformaciones en la estructura sólida

En la Figura 3.18, 3.19, 3.20, 3.21, 3.22 y 3.23 se muestran la distribución del esfuerzo normal (eje z), esfuerzo de corte (plano xz) y esfuerzos equivalentes (Von Mises). En cada una de estas figuras se indica la ubicación del esfuerzo máximo y mínimo.

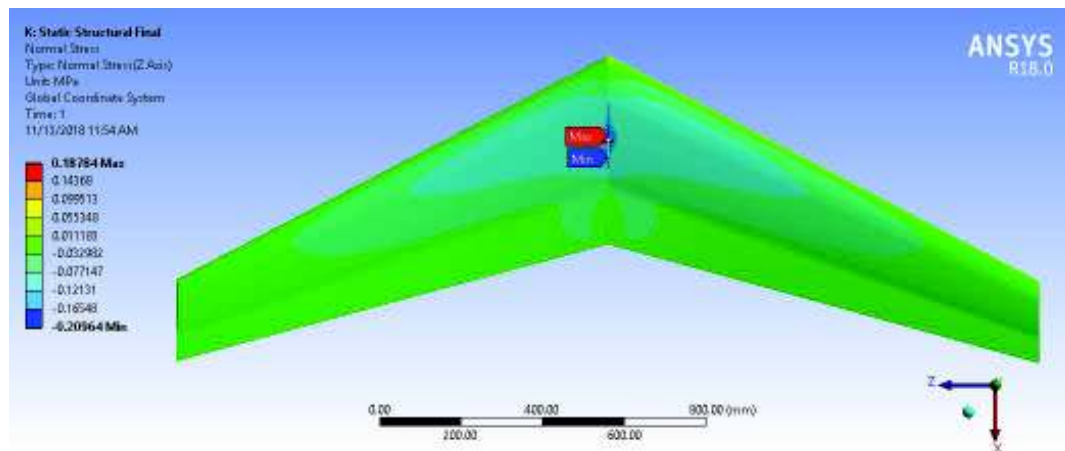


Figura 3.18. Esfuerzo normal de la estructura sólida (superficie superior).
(Fuente: Propia)

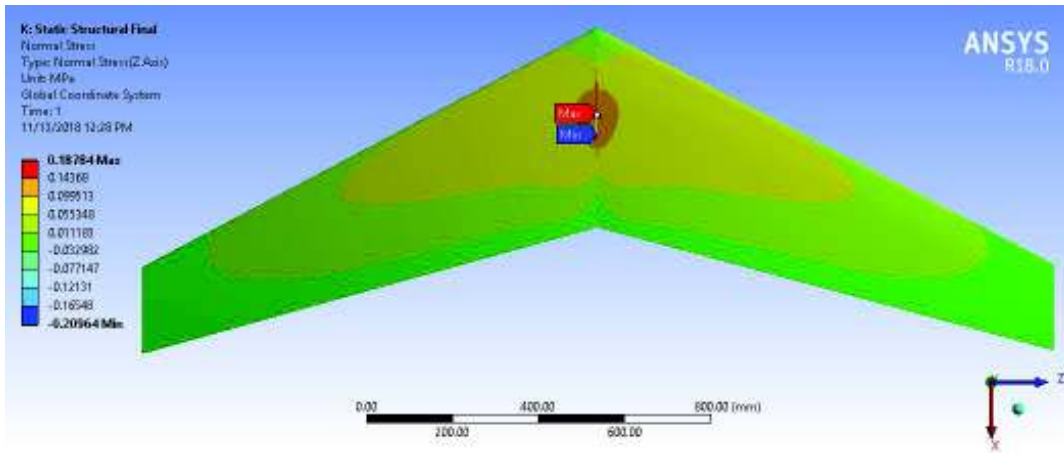


Figura 3.19. Esfuerzo normal de la estructura sólida (superficie inferior).
 (Fuente: Propia)

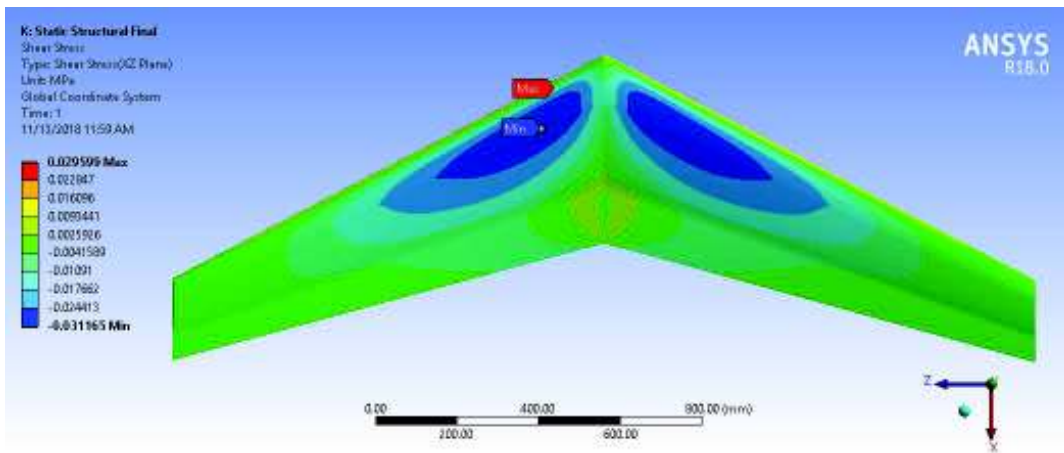


Figura 3.20. Esfuerzo de corte de la estructura sólida (superficie superior).
 (Fuente: Propia)

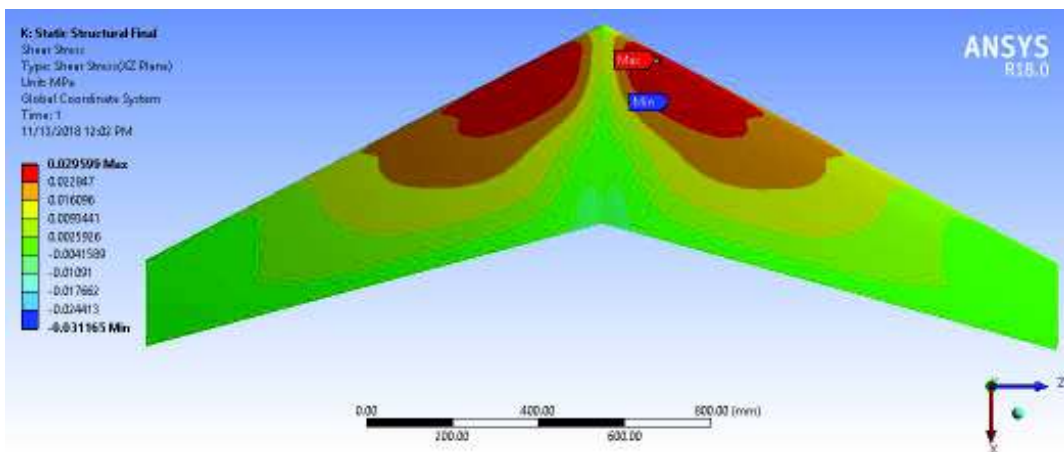


Figura 3.21. Esfuerzo de corte en la estructura sólida (superficie inferior).
 (Fuente: Propia)

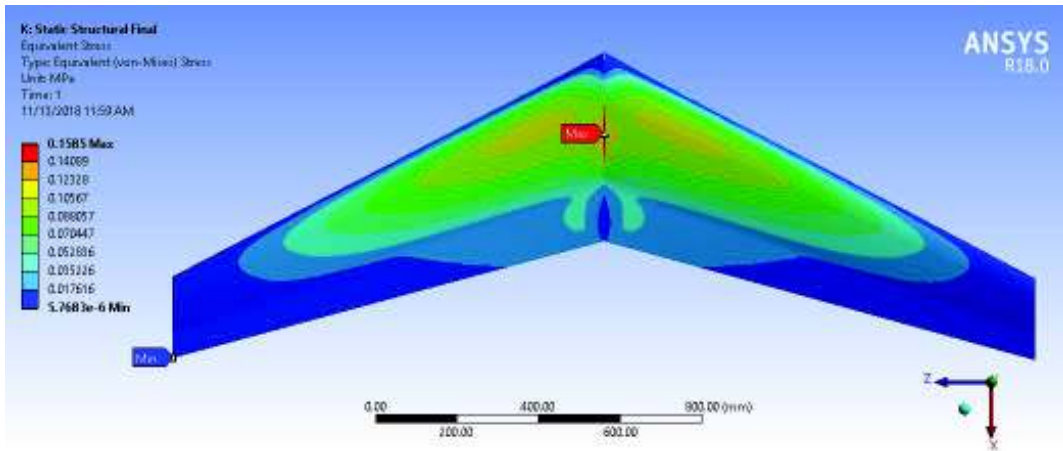


Figura 3.22. Esfuerzo Von Mises en la estructura sólida (superficie superior).
(Fuente: Propia)

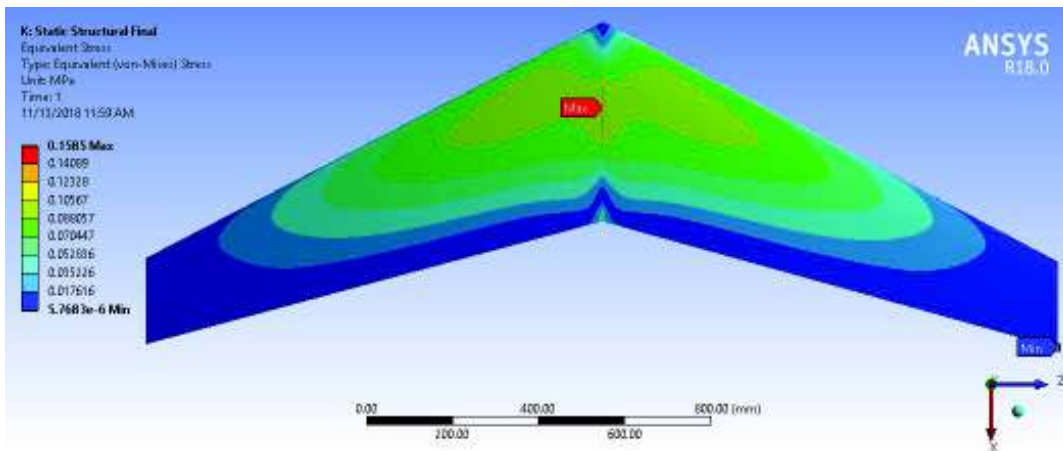


Figura 3.23. Esfuerzo Von Mises en la estructura sólida (superficie inferior).
(Fuente: Propia)

Los esfuerzos normales máximos (tracción y compresión) ocurren en la superficie del ala sólida del UAV, específicamente en la raíz del ala (ver Figuras 3.18 y 3.19). El valor más bajo para el esfuerzo normal se origina en el plano xz que pasa por el centroide de la sección transversal del ala y disminuye a medida que se aleja de la raíz del ala. De manera similar ocurre con el esfuerzo Von Mises (ver Figura 3.22 y 3.23).

El comportamiento del esfuerzo cortante en el plano xz es un tanto diferente, no obstante los esfuerzos máximos ocurren también en las superficie del ala (ver Figuras 3.20 y 3.21).

En la Figura 3.24 se muestra la deformación total de la estructura sólida del UAV, junto con la ubicación de las deformaciones máximas y mínimas.

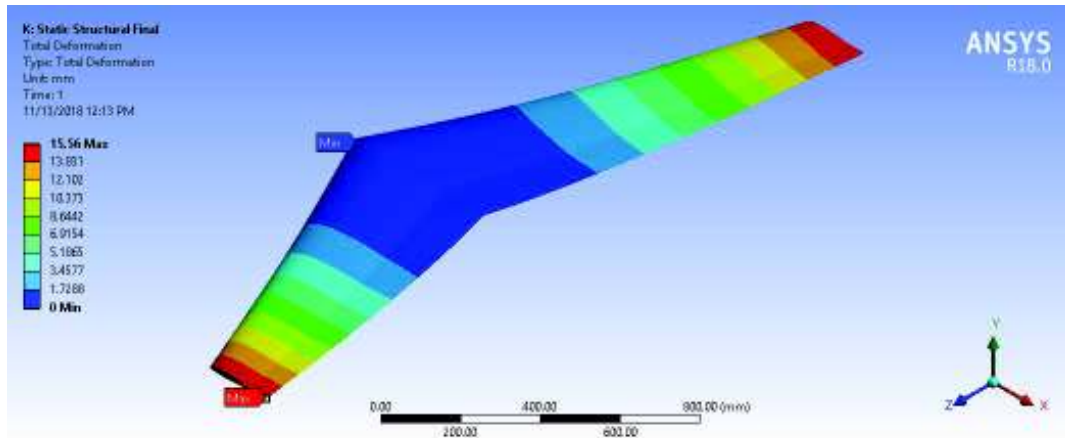


Figura 3.24. Deformación total de la estructura sólida.
(Fuente: Propia)

La deformación total máxima del ala se presenta en el borde de fuga en la punta del ala, mientras que la deformación total mínima se ubica en el borde de ataque de la raíz del ala.

3.2.3. Estudio numérico estructura semimonocasco

En esta subsección se presentan los resultados del estudio de independencia de malla de la estructura semimonocasco, así como las reacciones en el extremo empotrado y la distribución del esfuerzo y deformación a través de toda la estructura del UAV.

3.2.3.1. Estudio independencia de malla

En las Figuras 3.25 y 3.26 se muestra los resultados del estudio de independencia de malla. El estudio se inició con un tamaño malla de 25 mm para los elementos finitos de las costillas, largueros y piel. Este tamaño se fue refinando en cada uno de los miembros estructurales por separado y se monitoreo el cambio en el valor de los esfuerzos normales y deformaciones estructurales máximos.

La independencia de malla para la estructura semimonocasco se consigue rápidamente para las costillas y los largueros, no siendo así para la piel cuyo valor máximo y mínimo de esfuerzo y deformación continúa incrementándose ligeramente al ir reduciendo el tamaño de la malla (ver Figuras 3.25 y 3.26). Sin embargo, el incremento resulta pequeño.

El error de convergencia para el esfuerzo normal máximo es de aproximadamente 1.86%, mientras que para la deformación total máxima es del 1.51% (ver Anexo IX).

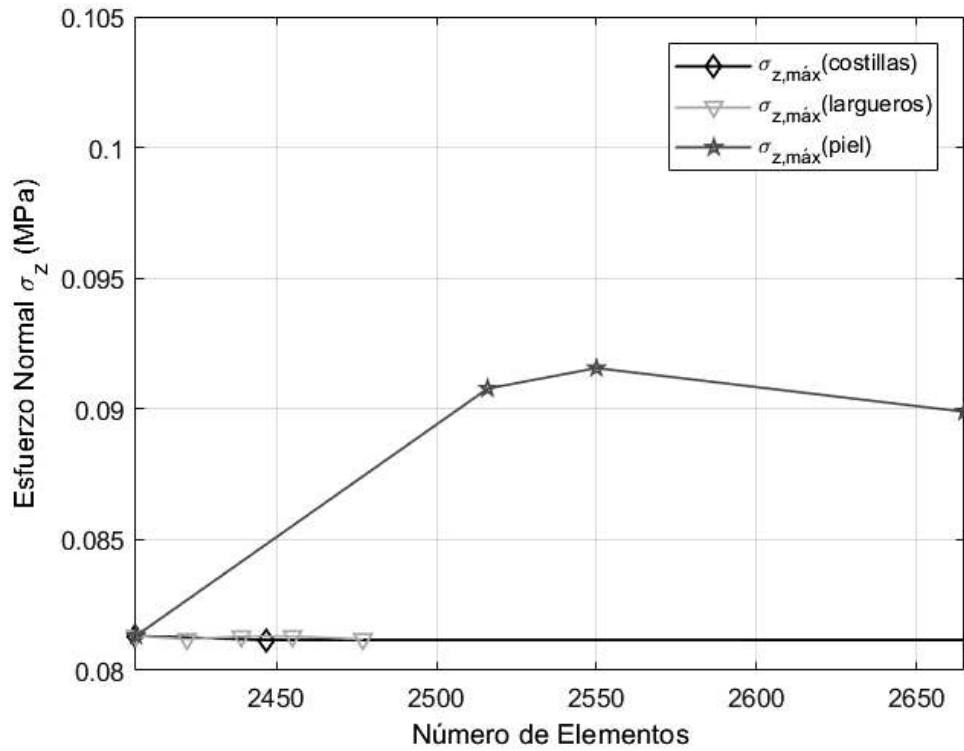


Figura 3.25. Estudio de independencia de malla para la estructura semimonocasco (esfuerzos máximos).
(Fuente: Propia)

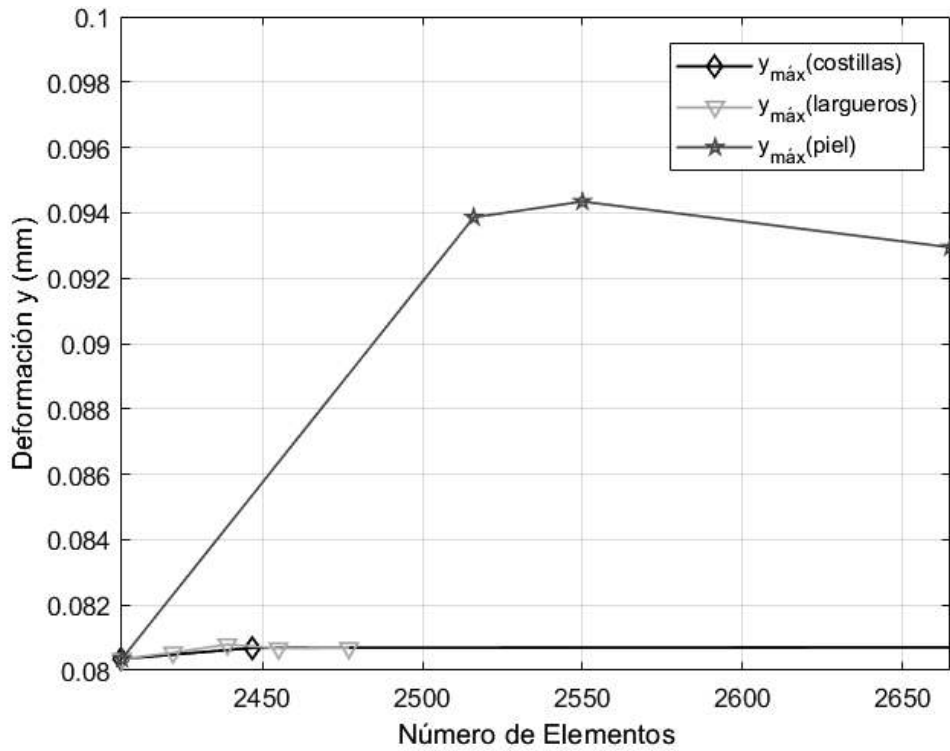


Figura 3.26. Estudio de independencia de malla para la estructura semimonocasco (deformaciones máximas).
(Fuente: Propia)

3.2.3.2. Reacciones en la estructura semimonocasco

Las reacciones en la raíz del ala del UAV mediante el estudio por el método de los elementos finitos para la estructura de ala semimonocasco se muestra en la Tabla 3.26. Además, se incluye las reacciones obtenidas a partir de la distribución de las cargas de vuelo y de peso propio sobre el UAV (ver Figuras 3.7, 3.8, 3.9 y 3.10).

Tabla 3.26. Reacciones en la raíz de la estructura semimonocasco del UAV.

Reacción	FEM	Estimado
$F_x (N)$	-0.86568	-1.1193
$F_y (N)$	-2.7587	-6.4649
$F_z (N)$	-0.93624	-
$M_x (Nm)$	0.49274	0.5804
$M_y (Nm)$	-0.27047	-4.0202
$M_z (Nm)$	0.86982	4.9046

(Fuente: Propia)

3.2.3.3. Esfuerzos y deformaciones en la estructura semimonocasco

Los esfuerzos normales (eje z), esfuerzos cortantes (plano xz) y esfuerzos equivalentes (Von Mises), obtenidos a partir del análisis por elementos finitos se muestran en las Figuras 3.27, 3.28, 3.29, 3.30, 3.31 y 3.32. La deformación total de la estructura de ala semimonocasco se muestra en las Figura 3.33 y 3.34. En todas estas figuras los resultados para la estructura interna (costillas y largueros) y externas (piel) se muestran por separado.

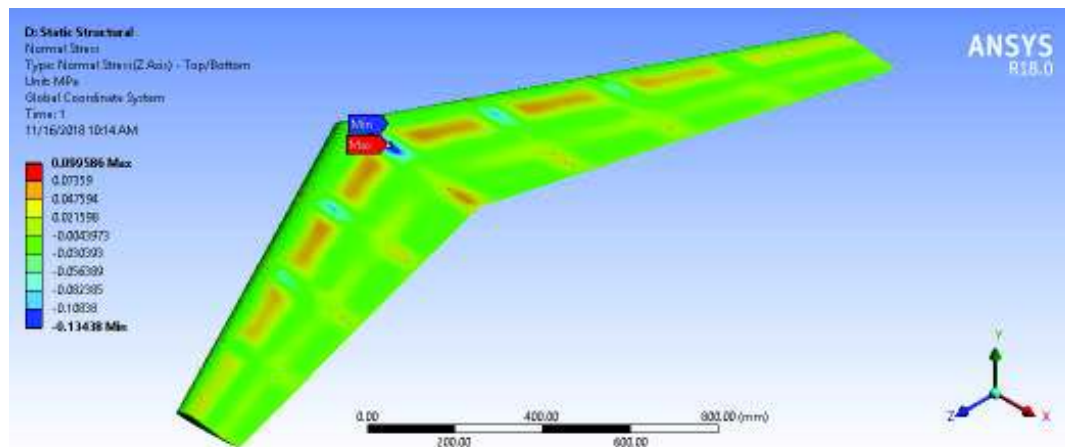


Figura 3.27. Esfuerzo normal en la estructura semimonocasco (piel).
(Fuente: Propia)

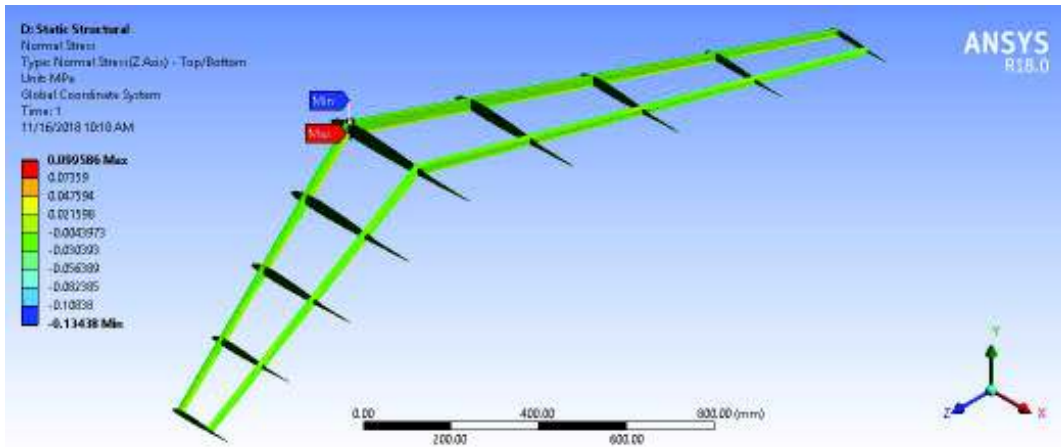


Figura 3.28. Esfuerzo normal en la estructura semimonocasco (costillas y largueros).
(Fuente: Propia)

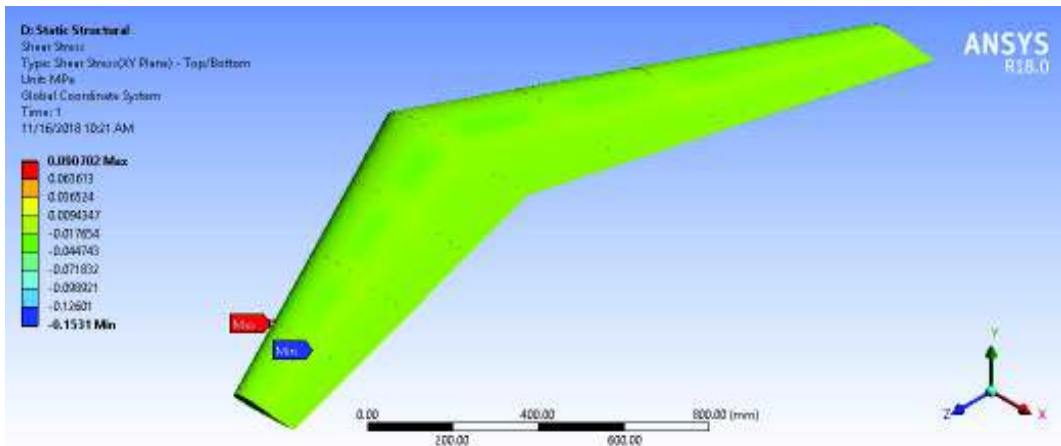


Figura 3.29. Esfuerzo de corte en la estructura semimonocasco (piel).
(Fuente: Propia)

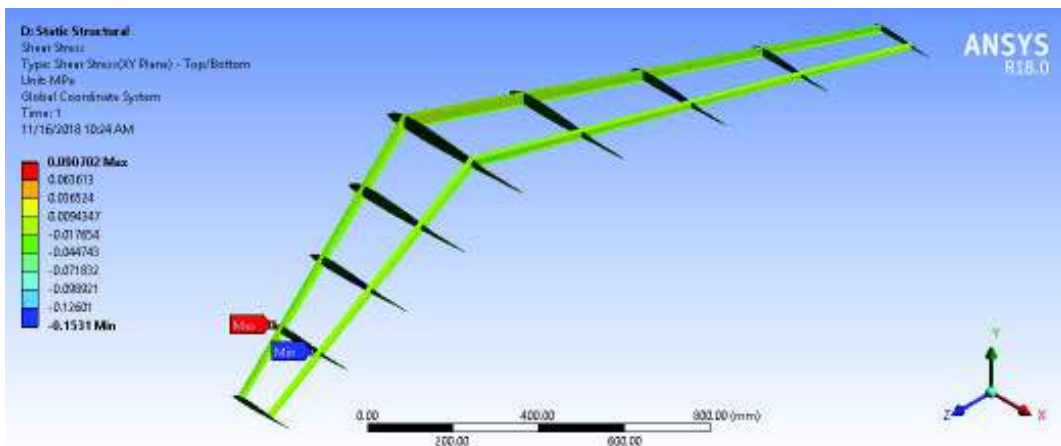


Figura 3.30. Esfuerzo de corte en la estructura semimonocasco (costillas y largueros).
(Fuente: Propia)

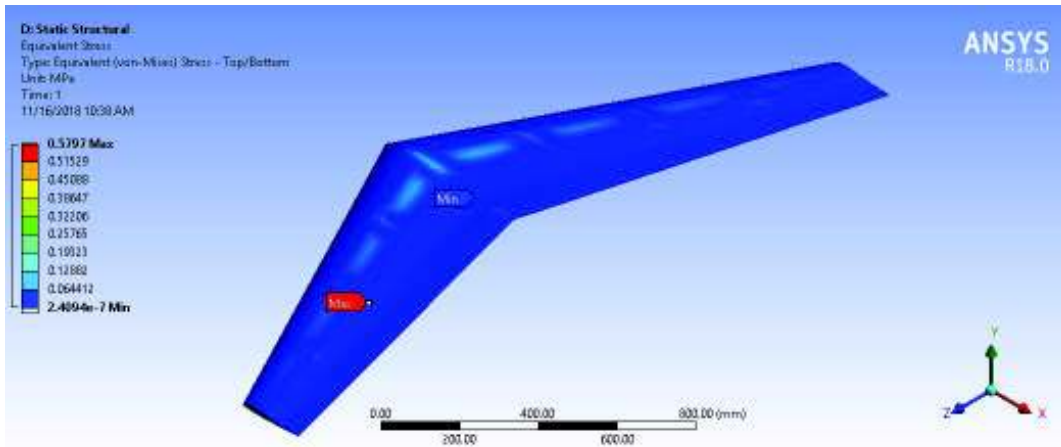


Figura 3.31. Esfuerzo Von Mises en la estructura semimonocasco (piel).
(Fuente: Propia)

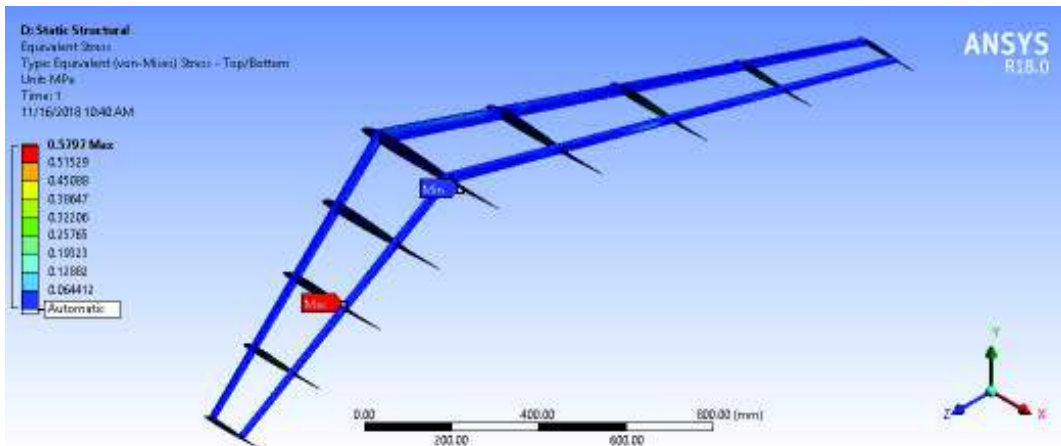


Figura 3.32. Esfuerzo Von Mises en la estructura semimonocasco (costillas y largueros).
(Fuente: Propia)

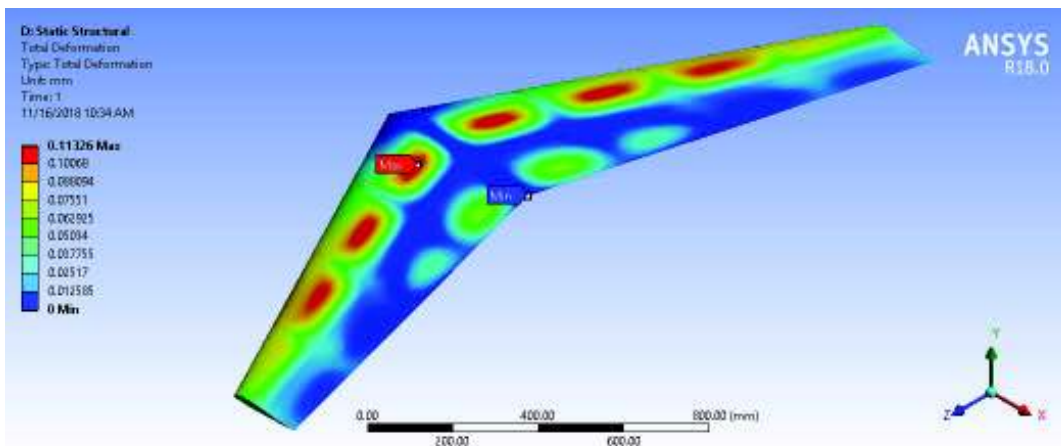


Figura 3.33. Deformación total en la estructura semimonocasco (piel).
(Fuente: Propia)

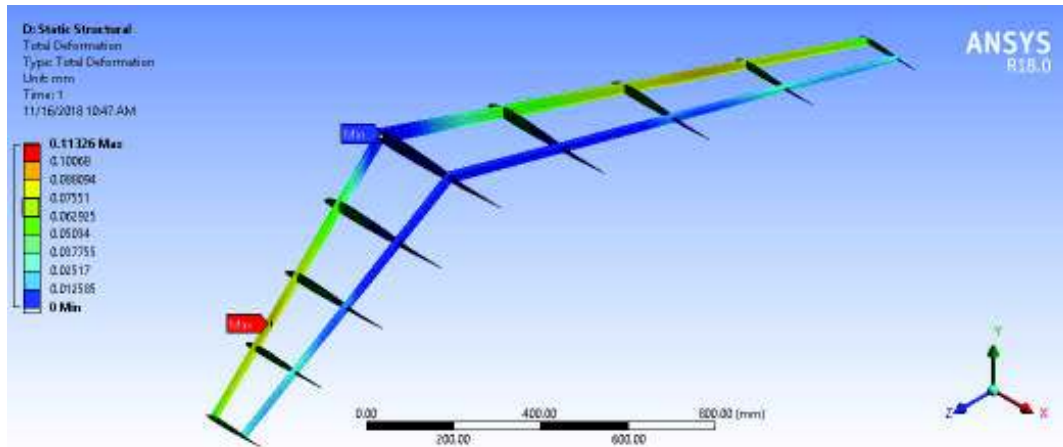


Figura 3.34. Deformación total en la estructura semimonocasco (costillas y largueros).
(Fuente: Propia)

3.3. Verificación de resultados

En este apartado se procede a verificar la validez de los resultados obtenidos del estudio paramétrico y numérico del UAV operando en condiciones de crucero. Los resultados de ambos estudios se comparan entre sí y adicionalmente se contrastan con resultados proporcionados en artículos del dominio público, referentes al tema.

3.3.1. Verificación de la simulación CFD

Una vez que se ha concluido la simulación, el paso siguiente es verificar que los resultados obtenidos del estudio CFD sean los correctos. Dado que no existe un estudio numérico o experimental para la geometría con la que se ha desarrollado este trabajo, se procederá a comparar los resultados de la simulación CFD con los valores obtenidos mediante el método “Lifting Line Theory, LLT” empleado por el software XFLR5. El error relativo calculado a partir de los datos proporcionados en la Tabla 3.24 se indican en la Tabla 3.27, considerando el resultado de la simulación CFD como el valor más próximo al real (ver Tabla 3.1).

Tabla 3.27. Error relativo entre los coeficientes y fuerzas aerodinámicas sobre el UAV.

Parámetro	Error
Coeficiente de Sustentación, C_L	20.74%
Coeficiente de Arrastre, C_D	37.48%

(Fuente: Propia)

En [14] se presenta una comparación de la curva de sustentación obtenida en algunos trabajos previos realizados sobre el modelo real del Skywalker X-8, como una forma de

validación del estudio. En la Tabla 3.28 se muestra el valor del coeficiente de sustentación calculado para la condición de vuelo crucero y el error relativo respecto a la simulación CFD del presente estudio.

Tabla 3.28. Diferencia con el coeficiente de sustentación del Skywalker X-8.

Estudio	C_L	Diferencia
Arteaga	0.15125	13.43%
Gryte	0.12220	8.35%
Yalama	0.129141	3.15%
CFD Yalama	0.187572	40.67%

(Fuente: [14])

Los resultados de estudios previos mostrados en la Tabla 3.28 se encuentran próximos respecto al valor predicho en este estudio por la simulación CFD. Sin embargo, en el estudio CFD de Yalama la diferencia es considerable, debido en gran parte a las condiciones de vuelo y a las simplificaciones en la geometría del Skywalker X-8 consideradas en este estudio. Cada una de ellas cobra relevancia en una simulación CFD. Por ejemplo, en este estudio la geometría no considera el fuselaje, los winglets, ángulo diedro, entre otros. Estas resultan ser fuentes importantes de variabilidad para el estudio CFD. Por tanto, los resultados obtenidos en el presente estudio son válidos y comparables a los obtenidos en estudios anteriores para el Skywalker X-8.

3.3.2. Verificación de la simulación estructural

Los resultados de simulación de estructura sólida y semimonocasco se contrastan con los resultados de los cálculos analíticos realizados en el apartado “3.1.6. Análisis del esfuerzo de flexión y factor de seguridad del UAV”, y con las distribuciones de esfuerzo en estudios previos similares de dominio público.

Al comprobar los esfuerzos normales de las Tablas 3.20 y 3.21, se observa que las magnitudes del esfuerzo normal están dentro del rango y orden de magnitud (esto es decenas de mega-pascales) que predicen las Figuras 3.18, 3.19, 3.27 y 3.28. Esto resulta aceptable y de alguna manera ofrece una idea de la magnitud de los esfuerzos máximos y mínimos, aunque no predice la ubicación exacta donde ocurren.

A continuación, se verifica que los contornos graficados del esfuerzo Von Mises y deformación total mostrados en las Figuras 3.35 y 3.36 correspondan verdaderamente al comportamiento esperado para una estructura de ala semimonocasco y sólida.

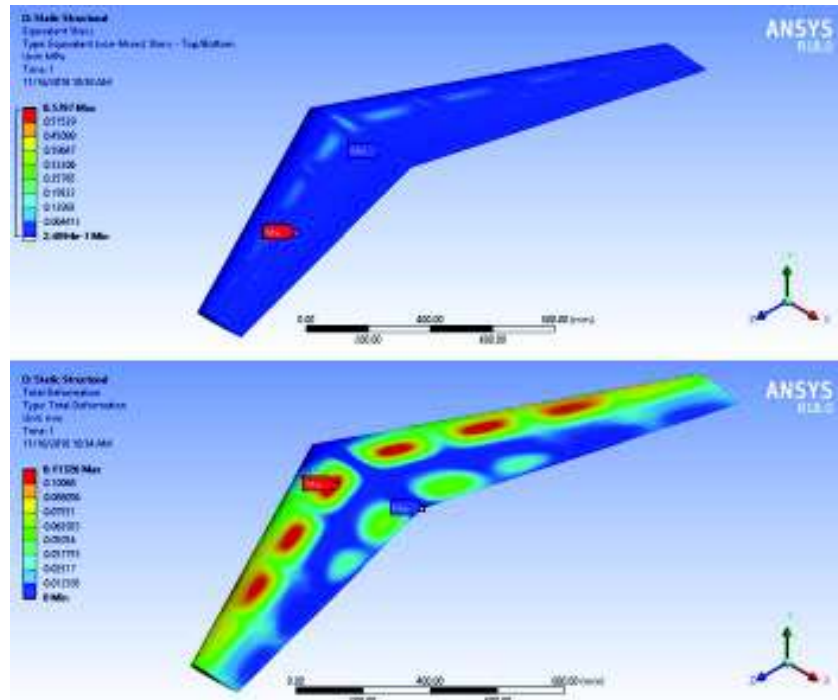


Figura 3.35. Esfuerzo Von Mises y deformación total de la estructura semimonocasco del UAV.
(Fuente: Propia)

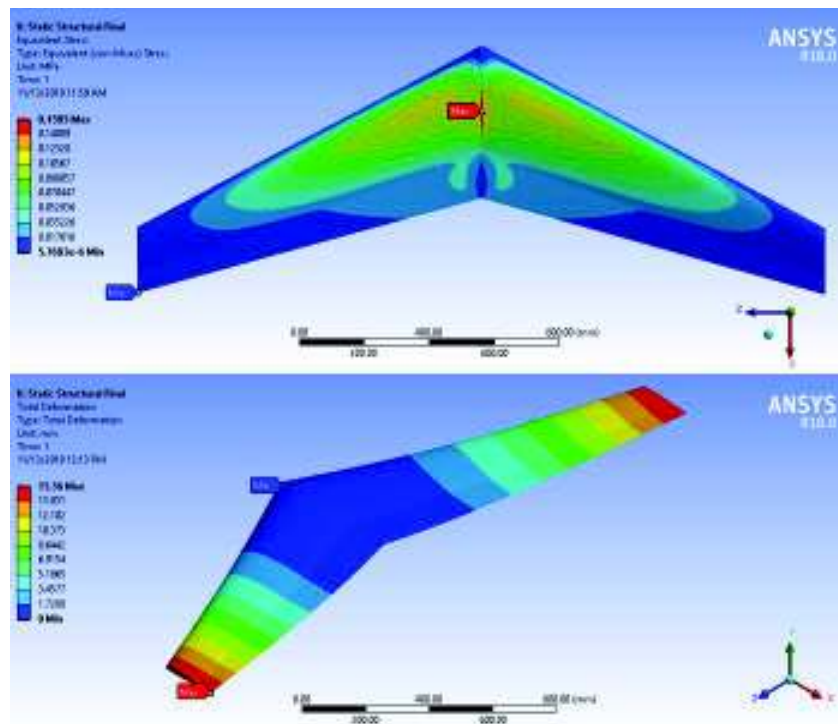


Figura 3.36. Esfuerzo Von Mises y deformación total de la estructura sólida del UAV.
(Fuente: Propia)

En [27], se muestra los resultados de un estudio desarrollado en ANSYS Workbench sobre las características de inestabilidad aeroelástica de un ala de avión. Entre los

resultados presentados en este artículo se muestra una gráfica para el esfuerzo Von Mises y la deformación total, (ver Figura 3.37).

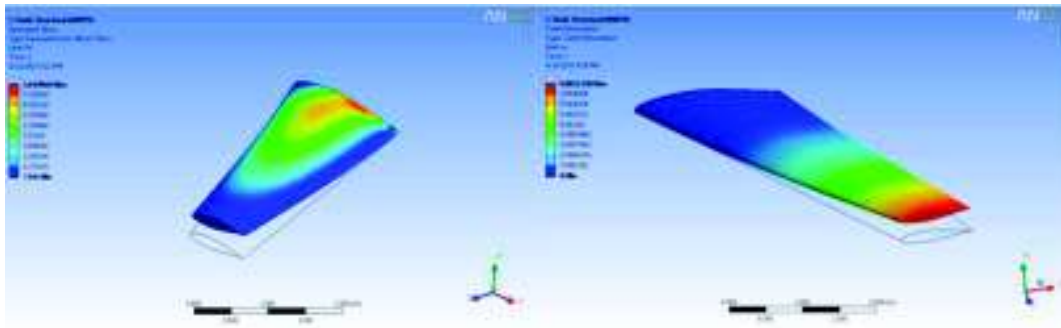


Figura 3.37. Esfuerzo Von Mises y deformación total de una estructura sólida.
(Fuente: [27])

Al comprobar la forma de los contornos de la Figura 3.36 con los mostrados en las Figura 3.37, se puede ver claramente que la distribución de esfuerzos y deformaciones sobre la estructura del UAV son similares. Lo que indica que el modelamiento fue realizado adecuadamente.

También se puede observar que los esfuerzos máximos y mínimos se presentan en la raíz del ala, aunque ligeramente desplazados hacia atrás, mientras que la deformación máxima se halla en la punta y la deformación mínima se halla en la raíz del ala. Este comportamiento concuerda totalmente con lo que predice este estudio.

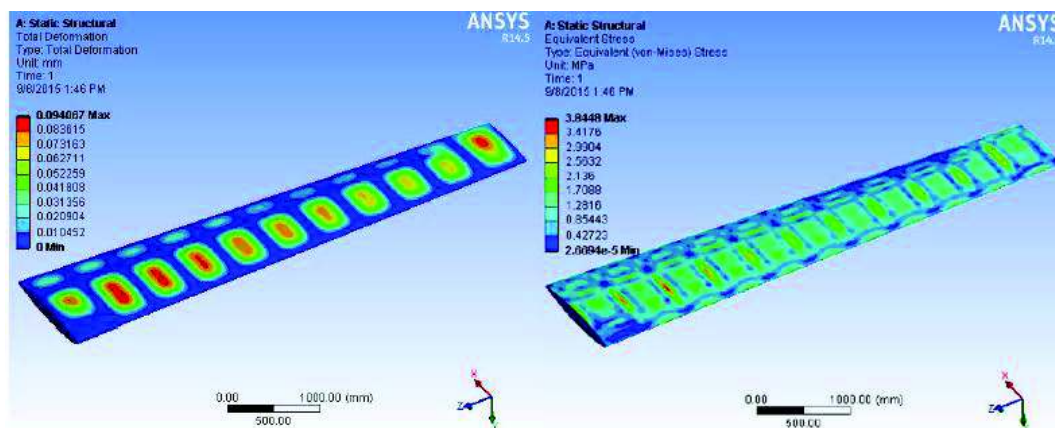


Figura 3.38. Deformación total y esfuerzo Von Mises de una estructura semimonocasco.
(Fuente: [26])

En [26], se ha desarrollado el diseño de un ala trapezoidal semimonocasco de avión, mediante el método de los elementos finitos. Entre los resultados de este artículo se muestra una gráfica para el esfuerzo Von Mises y la deformación total del ala. Los contornos resultantes del esfuerzo y la deformación se muestran en la Figura 3.38. De

igual manera que para el ala sólida la magnitud de los esfuerzos y deformaciones no son de interés en este caso.

El comportamiento del esfuerzo Von Mises es más severo en la Figura 3.38 que el mostrado en la Figura 3.35, esto se debe principalmente a la intensidad de la carga. Por otro lado, la deformación total de la Figura 3.35 manifiesta un comportamiento bastante similar, aunque influenciado en parte por el barrido del ala. Así mismo se puede afirmar que los resultados mostrados en las Figura 3.35 concuerdan con lo que predice la Figura 3.38.

3.4. Discusión de resultados

En esta sección del presente documento se discuten los resultados obtenidos para los esfuerzos y deformaciones de la estructura sólida y semimonocasco provenientes del estudio estructural estático mediante el método de los elementos finitos, para la condición de vuelo crucero. En la Tabla 3.29 se muestra un resumen de los resultados más relevantes para ambas estructuras que será discutido a continuación.

En la Tabla 3.29 se observa claramente que el peso de la estructura semimonocasco es mayor al de la estructura sólida en un factor de 1.7. Esta diferencia está regida por la clara diferencia que existe en la densidad de ambos materiales (ver Tablas 2.7 y 2.8). No obstante, la diferencia en el peso de ambas estructuras se puede disminuir si se optimiza el peso de la estructura semimonocasco. Pues como sugieren las Figuras 3.31 y 3.32 existen zonas de la estructura que no están sujetas a condiciones esfuerzo bastante severas, así que reducir el peso en estas zonas posiblemente no afecte de manera significativa la resistencia de la estructura. Este aspecto confiere a la estructura semimonocasco una ventaja considerable respecto a la sólida, puesto que, como se observa en las Figuras 3.22 y 3.23 retirar material en la estructura sólida disminuye considerablemente la capacidad de resistencia de toda la estructura y la hace susceptible a la rotura. Por otro lado, reducir la densidad del material podría ayudar a optimizar el peso, sin embargo, no se debe olvidar que esto tiene un efecto adverso en la resistencia propia del material.

La principal desventaja de la estructura semimonocasco, para que resulte viable en términos de masa, es que la carga útil debe ser lo suficientemente grande y las condiciones de operación bastante adversas para que se justifique la ganancia en masa de la estructura, a costa del incremento en la resistencia.

Tabla 3.29. Comparación de los resultados de las estructuras de ala sólida y semimonocasco.

Característica	Caso 1	Caso 2
Estructura	Sólida	Semimonocasco
Material	Espuma de Polímero de Alta Densidad (<i>HDPF</i>)	Acrilonitrilo Butadieno Estireno (<i>ABS</i>)
Masa de la estructura	$Masa = 1.1244 \text{ kg}$	$Masa = 1.9117 \text{ kg}$
Volumen de la estructura	$Vol. = 6.6143 \times 10^{-3} \text{ m}^3$	$Vol. = 1.8928 \times 10^{-3} \text{ m}^3$
Esfuerzo normal (eje z)	$\sigma_{z,m\acute{a}x} = 0.18784 \text{ MPa}$ $\sigma_{z,m\acute{i}n} = -0.20964 \text{ MPa}$	$\sigma_{z,m\acute{a}x} = 0.099586 \text{ MPa}$ $\sigma_{z,m\acute{i}n} = -0.13438 \text{ MPa}$
Esfuerzo cortante (plano xz)	$\tau_{xz,m\acute{a}x} = 0.0295999 \text{ MPa}$ $\tau_{xz,m\acute{i}n} = -0.031165 \text{ MPa}$	$\tau_{xz,m\acute{a}x} = 0.090702 \text{ MPa}$ $\tau_{xz,m\acute{i}n} = -0.1531 \text{ MPa}$
Esfuerzo Von Mises	$\sigma_{m\acute{a}x} = 0.1585 \text{ MPa}$ $\sigma_{m\acute{i}n} = 5.7683 \times 10^{-3} \text{ MPa}$	$\sigma_{m\acute{a}x} = 0.5797 \text{ MPa}$ $\sigma_{m\acute{i}n} = 2.4094 \times 10^{-7} \text{ MPa}$
Deformación (eje y)	$\delta_{y,m\acute{a}x} = 15.552 \text{ mm}$ $\delta_{y,m\acute{i}n} = -0.042573 \text{ mm}$	$\delta_{y,m\acute{a}x} = 0.11272 \text{ mm}$ $\delta_{y,m\acute{i}n} = -0.076548 \text{ mm}$
Deformación total	$\delta_{m\acute{a}x} = 15.56 \text{ mm}$ $\delta_{m\acute{i}n} = 0 \text{ mm}$	$\delta_{m\acute{a}x} = 0.11326 \text{ mm}$ $\delta_{m\acute{i}n} = 0 \text{ mm}$
Factor de seguridad mínimo	$FS = 5.0474$	$FS \gg 15$

(Fuente: Propia)

El esfuerzo Von Mises máximo en la estructura semimonocasco resulta mayor en un factor de 3.66 al esfuerzo máximo en la estructura sólida, mientras que el esfuerzo Von Mises mínimo es bastante pequeño en relación con la estructura sólida.

En las Figuras 3.31 y 3.32 se observa que gran parte de los elementos de la estructura semimonocasco están sujetos a esfuerzos de Von Mises considerablemente pequeños. Mientras que en la alternativa sólida estos esfuerzos son considerablemente grandes en varias zonas del ala (ver Figura 3.22, 3.23). Los esfuerzos de Von Mises máximos del ala semimonocasco se localizan en las uniones entre costillas y largueros, con un área de influencia bastante pequeña (ver Figura 3.39). Mientras que en el ala sólida estos se ubican en la superficie del ala y su área de influencia es considerablemente mayor (Figura 3.40).

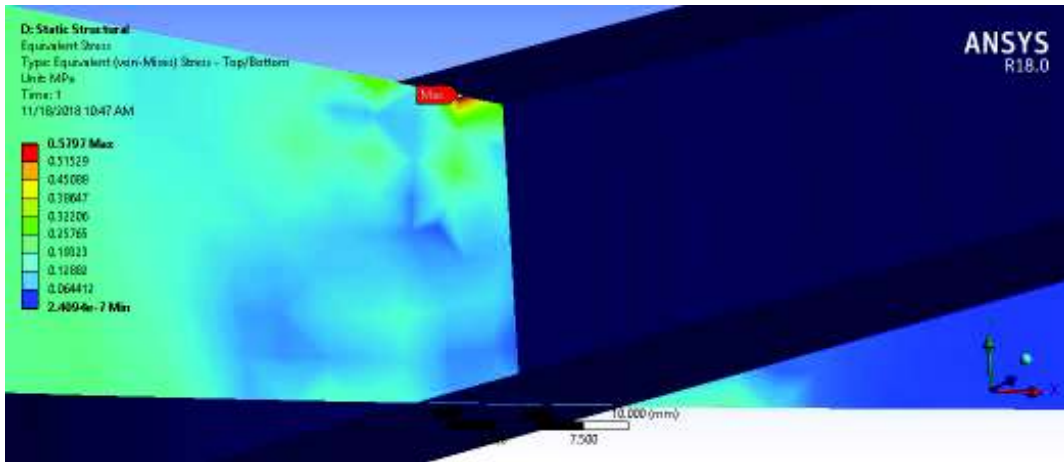


Figura 3.39. Esfuerzo Von Mises máximo en la estructura semimonocasco.
 (Fuente: Propia)

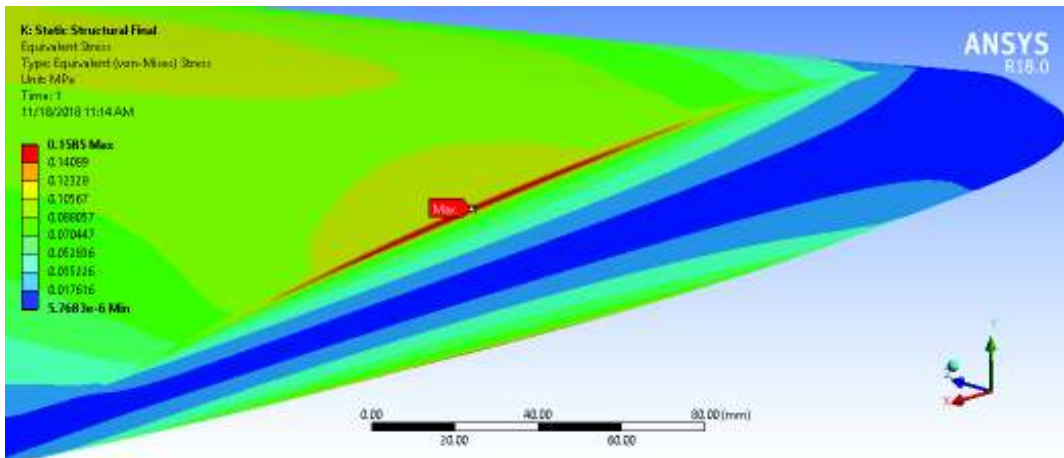


Figura 3.40. Esfuerzo Von Mises máximo en la estructura sólida.
 (Fuente: Propia)

En la Figura 3.40 también se observa que el valor más pequeño del esfuerzo Von Mises se ubica sobre el plano xz cerca del centroide del ala. Este comportamiento era de esperarse puesto que el plano xz separa la zona de tracción y de compresión del ala, en una viga en voladizo.

La Figura 3.24 muestra que la deformación total máxima que se produce en la estructura de ala sólida, ocurre en el borde de fuga de la punta del ala, y esta disminuye a medida que se acerca a la raíz del ala.

Por otro lado, la Figuras 3.33 muestra que la deformación total máxima ocurre en el panel superior de la viga de caja de la estructura semimonocasco más cercano a la raíz del ala y cuyo valor disminuye hasta alcanzar la punta del ala. De igual manera la Figura 3.34 muestra que la deformación total de los miembros internos de la estructura

semimonocasco (costilla y largueros). En ella se observa que el larguero delantero es el más afectado pues las deformaciones son mayores que en el larguero posterior (ver Figura 3.41). Por otra parte, las costillas son afectadas parcialmente por los esfuerzos, siendo que las deformaciones más grandes ocurren cerca del borde ataque y disminuyen en dirección al borde de fuga. También se observa que las deformaciones aumentan en dirección a la punta del ala, siendo más severa en las costillas (2) y (3) (ver Figura 3.41).

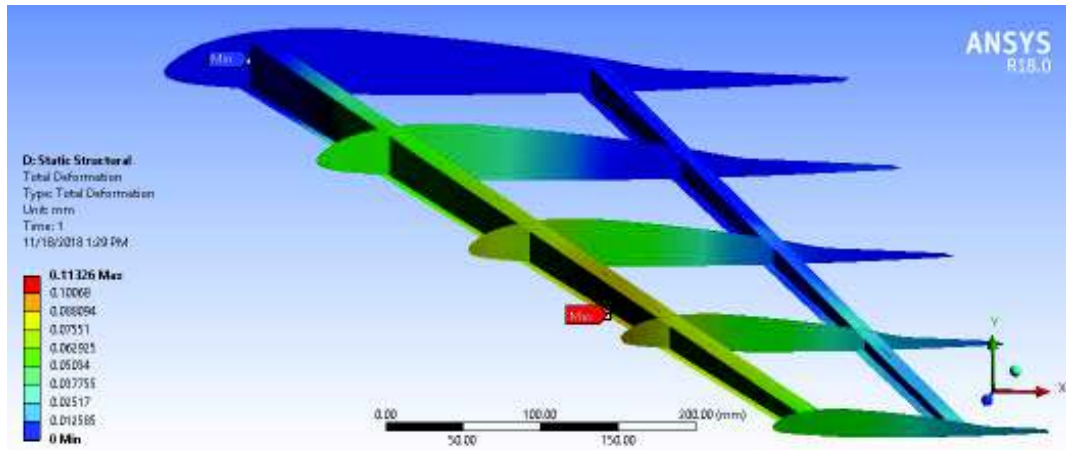


Figura 3.41. Deformación total en las costillas y largueros de la estructura semimonocasco.
(Fuente: Propia)

La magnitud de deformación total en la estructura de ala sólida es considerablemente mayor que la observada en el ala semimonocasco (ver Figuras 3.24, 3.33 y 3.34). Como se puede observar la estructura semimonocasco es capaz de soportar mayores esfuerzos sin presentar una deformación apreciable dentro de la zona elástica, no siendo así la estructura de ala sólida. Esto da una idea de cuan rígida resulta ser la estructura semimonocasco en comparación con la estructura de ala sólida (ver Tabla 3.29).

4. CONCLUSIONES

4.1. Conclusiones

En este documento se desarrolló el estudio estructural de un vehículo aéreo no tripulado tipo fuselaje integrado, operando en crucero mediante el método de los elementos finitos. Las dos alternativas estructurales (semimonocasco y sólida) analizadas en este estudio fueron planteadas sobre la base de la información bibliográfica recopilada respecto a los tipos de estructuras comúnmente empleadas en Aeronaves No Tripuladas (UAV). Las propiedades mecánicas de los materiales para cada estructura se obtuvieron del software CESedupack. El estudio mediante el método de los elementos finitos se condujo en el software ANSYS 18 y resultados fueron contrastados con estudios previos y cálculos aproximados.

La estimación de las cargas de vuelo para el dimensionamiento y análisis de la estructura semimonocasco y sólida se realizó bajo el supuesto de que Vehículo Aéreo No Tripulado (UAV) se ha diseñado para soportar los factores de carga mostrados en la Tabla 2.5, tomada del código de aeronavegabilidad CS-VLA. Los resultados fueron conservadores puesto que la diferencia entre las cargas obtenidas mediante la dinámica computacional de fluidos (CFD) y la aproximación realiza en este estudio es de 20%. Esta diferencia es aceptable y abre la posibilidad de optimizar el peso de la estructura a partir de las dimensiones preliminares de los componentes estructurales, ya que lo ideal en el diseño estructural de aeronaves es maximizar la resistencia y minimizar el peso de la estructura.

El dimensionamiento de la estructura semimonocasco del UAV Skywalker X-8 Flying Wing se desarrolló siguiendo los lineamientos especificamos en la normativa CS-VLA de la EASA y con la información bibliográfica disponible del diseño estructural de aeronaves mediante un enfoque clásico. Este enfoque parte de algunas suposiciones simplificadoras para el diseño preliminar de la estructura, sin embargo, la metodología empleada y los resultados conseguidos en este estudio resultan satisfactorios, y conducen a una primera aproximación de la forma geométrica, esfuerzos y deformaciones a los que estarán sujetos cada uno de los miembros de la estructura (costillas, largueros y piel).

El software XFLR5 ha sido una parte fundamental para el desarrollo de este estudio, puesto que a partir de la información arrojada respecto a los coeficientes aerodinámicos de sustentación, arrastre y momento de cabeceo para la geometría considerada (ver

Tabla 2.1, 2.2 y Anexo I), se pudo establecer las fuerzas en las condiciones de equilibrio de la envolvente de vuelo mostrada en la Figura 3.1. Los coeficientes aerodinámicos de sustentación y arrastre provenientes del software XFLR5, obtenidos mediante el método LLT, resultan un tanto conservadores a la hora de dimensionar la estructura semimonocasco.

En la Figuras 2.11 se muestra que la flexión ocurre en dos planos perpendiculares rotados un cierto ángulo respecto al eje vertical (ángulo de ataque de la aeronave). En esta figura se puede ver claramente que el efecto de la fuerza de sustentación es considerablemente mayor que el que produce la fuerza de arrastre, aun cuando se incrementa el ángulo de ataque. La Tabla 3.4 da una idea clara de la magnitud de las fuerzas de arrastre y sustentación para la envolvente de vuelo de la Figura 3.1.

La estructura semimonocasco presenta algunas ventajas sobre una estructura de ala sólida. Una estructura semimonocasco es susceptible a modificaciones, cambios en la configuración de los elementos, entre otros. En ella se puede variar la ubicación de los componentes estructurales (costillas, largueros, larguerillos y piel). Se pueden quitar o añadir elementos de manera que está estructura puede adaptarse fácilmente a las necesidades de quien diseña, sin que esto afecte en gran medida a la resistencia. Por otro lado, una estructura de ala sólida también se puede adaptar a las necesidades del diseñador, sin embargo, está condicionada en gran medida por la resistencia del material. El hecho de remover una porción de material en una sección crítica induce concentraciones de esfuerzo que disminuyen considerablemente la resistencia. Las Figuras 3.22 y 3.23 muestran con claridad que remover material cerca de la raíz debilitaría considerablemente la estructura.

La estructura de ala sólida es factible de utilizar, cuando las cargas de vuelo y útil son relativamente bajas, por ejemplo menor a 5 *kg*. Es ahí cuando las estructuras de ala sólida fabricadas de materiales ligeros (espumas de polímero) cobran importancia, puesto que las estructuras semimonocasco, hechas de materiales más rígidos (ABS), no pueden satisfacer con éxito la relación resistencia-peso como lo hacen las alas sólidas hechas de espumas de polímero.

En las Figura 3.24, 3.33 y 3.34 se muestran la deformación total del ala sólida y semimonocasco, respectivamente. En ellas se puede ver cuán rígida es la estructura de ala semimonocasco respecto a la sólida. La deformación máxima de la estructura semimonocasco es aproximadamente 0.11326 *mm*, sin embargo, este valor puede modificarse si se cambia la configuración y número de los elementos estructurales, es

decir se puede hacer que sea más o menos rígida dependiendo de las necesidades. Por otro lado, el ala sólida tiene una deformación máxima de 15.56 mm y resulta muy difícil aumentar la rigidez, puesto que la única opción en este caso es utilizar un material más rígido.

4.2. Trabajos Futuros

En esta sección se sugiere posibles temas de investigación que se desprenden de este estudio. El presente trabajo ha tenido por objeto comparar dos alternativas para el diseño de la estructura de un UAV, desde el punto de vista de la resistencia de materiales. Sin embargo, esto resulta insuficiente para definir qué tan bien se comporta una estructura respecto a la otra. Un fenómeno ampliamente estudiado es la aeroelasticidad, en el que se analiza la respuesta de la estructura ante cargas dinámicas, dado que las deformaciones inducen cambios en las cargas dinámicas. En este contexto, resulta importante estudiar el comportamiento de ambas estructuras ante cargas dinámicas, a un nivel de detalle debido a la gran cantidad de fenómenos involucrados en el vuelo de una aeronave.

Por otro lado, una de las etapas de este trabajo ha sido dimensionar una estructura de ala semimonocasco en base a las condiciones de carga que se generan por el movimiento de cabeceo a condiciones de vuelo crucero, sin embargo, se ha dejado de lado otras condiciones de vuelo que pueden ser de gran interés como las cargas de vuelo debidas al movimiento de alabeo, así como las cargas producto de las ráfagas, maniobras en vuelo o de aterrizaje y despegue. Todas estas condiciones deben ser estudiadas a detalle considerando las variaciones en el peso y ubicación del centro de gravedad de la aeronave.

La manufactura de la estructura del UAV es otro de los aspectos que se ha dejado de lado y es el que determina los pasos a través de los cuales la materia prima se transformara en los elementos estructurales. Además, da un indicativo de que tan factible es construir una u otra alternativa, incluyendo el punto de vista económico.

Este estudio ha partido de las propiedades mecánicas de los materiales obtenidas del software CESedupack y se ha supuesto que ambos materiales son isotrópicos y obedecen la ley de Hooke. Sin embargo, se recomienda estudiar el comportamiento real de los materiales mediante ensayos mecánicos.

Referencias Bibliográficas

- [1] J. D. Anderson, *Fundamentals of Aerodynamics*, 5th ed. New York: McGraw-Hill Series in Aeronautical and Aerospace Engineering, 2010.
- [2] Y. Çengel & J. Cimbala, *Mecánica de Fluidos*, 1ra ed. México: McGraw Hill, 2006.
- [3] D. Howe, *Aircraft Loading and Structural Layout*. London: Professional Engineering Publishing Limited, 2004.
- [4] T. Megson, *Aircraft Structures for Engineering Students*, 4th ed. Oxford: Butterworth-Heinemann, 2007.
- [5] D. Peery, *Aircraft Structures*, 1st ed. New York: Dover Publications, 2011.
- [6] M. Chung-Yung Niu, *Airframe Structural Design*. Burbank: Conmilit Press Limited, 1995.
- [7] E. Torenbeek & H. Wittenberg, *Flight physics: Essentials of Aeronautical Disciplines and Technology, with Historical Notes*. Delft: Springer, 2002.
- [8] B. Etkin & L. Reid, *Dynamics of Flight: Stability and Control*. New York: John Wiley & Sons, 1996.
- [9] R. Budynas & J. Nisbett, *Diseño en Ingeniería Mecánica*, 8va ed. México: McGraw-Hill, 2012.
- [10] D. Logan, *A First Course in the Finite Element Method*. Toronto: Thomson, 2007.
- [11] S. Brandt, R. Stiles, J. Bertin & R. Whitford, *Introduction to Aeronautics: A Design Perspective*. Virginia: AIAA Education Series, 2004.
- [12] T. Yechout, *Introduction to Aircraft Flight Mechanics: Performance Static Stability, Dynamic Stability, and classical Feedback Control*. Reston: AIAA Education Series, 2003.
- [13] D. Rodríguez, "Estudio Aerodinámico mediante Herramientas Paramétricas de una Aeronave No Tripulada para ser implementada en el Sector Agrícola de la Región Andina", Tesis de Pregrado, Escuela Politécnica Nacional, Quito, Ecuador, 2017.

- [14] C. Yalama, “Estudio Paramétrico y Simulación Dinámica de Fluidos Computacionales (CFD) de los Efectos de Integración Aerodinámicos entre el Sistema de Propulsión y el Fuselaje para un Vehículo Aéreo No Tripulado (UAV) utilizado en Agricultura”, Tesis de Pregrado, Quito, Ecuador, 2017.
- [15] European Aviation Safety Agency (EASA), E.Y013-01 Policy Statement Airworthiness Certification of Unmanned Aircraft Systems, 2009.
- [16] European Aviation Safety Agency (EASA), CS-VLA Certification Specifications for Very Light Aeroplanes, 2009.
- [17] European Aviation Safety Agency (EASA), Wing Load Calculation, 2016.
- [18] Federal Aviation Administration (FAA), Aviation Maintenance Technician Handbook – Airframe, Vol. 1. Oklahoma: US Department of Transportation, 2012.
- [19] K. Valavanis & G. Vachtsevanos, Handbook of Unmanned Aerial Vehicles. London: Springer, 2015.
- [20] A. Majka, “Flight Loads of Mini UAV”, *Solid State Phenomena*, Vol. 198, pp. 194-199, 2013.
- [21] A. R. Soemaryanto & N. H. Rosid, “Verification of Schrenk Method for Wing Loading Analysis of Small Unmanned Aircraft using Navier-Stokes based CFD Simulation”, *Jurnal Teknologi Dirgantara*, Vol. 15, pp. 161-166, 2017.
- [22] G. Chiozzotto, “Conceptual Design Method for the Wing Weight”, presented at *5th CEAS Air & Space Conference*, Delft, Netherlands, 2015.
- [23] S. Andrews, R. Perez, D. Wowk, “Wing Weight Model for Conceptual Design of Nonplanar Configurations”, *Aerospace Science and Technology* 43, pp. 51-62, 2015.
- [24] W. Phillips, D. Hunsaker & R. Niewoehner, “Estimating the Subsonic Aerodynamic Centre and Moment Components for Swept Wing, presented at *46th AIAA Aerospace Science Meeting and Exhibit*, Reno, Nevada, 2008.
- [25] J. Gere, *Mecánica de Materiales*, 3ra ed. México: Thomson, 2006.

- [26] G. Kavya, B. C. Raghukumar, Design and Finite Element Analysis of Aircraft Wing using Ribs and Spars, International Journal & Magazine of Engineering, Technology, Management and Research, Vol. 2, pp. 1443-1455, 2015.
- [27] B. Nagaraj Goud, G. Sai Sathyanarayana, S. Shailesh Babu & T. B. S. Rao, Dynamic Aero Elastic (Flutter) Instability Characteristics of an Aircraft Wing, International Journal of Engineering and Innovative Technology (IJEIT), Vol. 4, pp. 114-120, 2015.
- [28] J. Williams, "UAV Characterization and Controller Design". [En línea]. Disponible en: <http://johnjswilliams.weebly.com/projects.html>. [Consultado: 18-jul-2018].
- [29] PFA Ulair Ltd., "The Light Aircraft Association". [En línea]. Disponible en: <https://www.lightaircraftassociation.co.uk/2010/Engineering/Design/schrenk%20a%20approximation.pdf>. [Consultado: 20-ago-2018].
- [30] M. Elsayed, "Wing-Box Structural Design Optimization". [En línea]. Disponible en: http://users.encs.concordia.ca/~sedagha/researchgroup_website/mostafa_sa_elsayed/Wing%20Rib%20Stress%20Analysis%20and%20Design%20Optimization.pdf. [Consultado: 22-agosto-2018].
- [31] GPS World Web Site, "UAV Industry Demonstrates Innovative". [En línea]. Disponible en: <https://www.gpsworld.com/uav-industry-demonstrates-innovation/>. [Consultado: 25-abr-2018].
- [32] NASA Web Site, "Blended Wing Body: A Potential New Aircraft Design". [En línea]. Disponible en: <https://www.nasa.gov/centers/langley/news/factsheets/FS-2003-11-81-LaRC.html>. [Consultado: 25-abr-2018].
- [33] Mike James Media Web Site, "Cessna T-50 Bobcat". [En línea]. Disponible en: http://www.mikejamesmedia.com/cessna_t50_03.html. [Consultado 25-abr-2018].
- [34] Nature & Tech, "Blog Archives: DHC – 1 Chipmunk". [En línea]. Disponible en: <http://www.natureandtech.com/?author=1&paged=4>. [Consultado: 26-abr-2018].
- [35] Department of Mechanical Engineering & Aeronautics - Laboratory of Technology and Strength of Materials, "Optimization of Composite Aerostructures". [En línea]. Disponible en: http://ltsm.mead.upatras.gr/lab/lang_en/researchareas/view/9. [Consultado: 27-abr-2018].

- [36] Sandvik Coromant, Inc., "Industry Solutions – Aerospace Composite - Central Wing Box". [En línea]. Disponible en: <https://www.sandvik.coromant.com/en-gb/industrysolutions/aerospace/composite/pages/wing-box.aspx>. [Consultado: 28 abr-2018].
- [37] CFI notebook Web Site, "Aircraft Components and Structures". [En línea]. Disponible en: <https://www.cfinotebook.net/notebook/aerodynamics-and-performance/aircraft-components-and-structure>. [Consultado 30-abr-2018].
- [38] Blog de Meteorología Aeronáutica y conocimientos generales de aviación, "Factores de Carga y Virajes". [En línea]. Disponible en: <https://aerocomando.blogspot.com/2015/08/factor-de-carga-y-virajes.html>. [Consultado: 30-abr-2018].
- [39] R/C Sailplanes Web Site, "An R/C Sailplane Glossary". [En línea]. Disponible en: <http://www.fatlion.com/sailplanes/index.html>. [Consultado: 01-may-2018].
- [40] Universidad Tecnológica Nacional – Facultad Regional Bahía Blanca, "El método de los Elementos Finitos en la Ingeniería Práctica". [En línea]. Disponible en: <https://www.frbb.utn.edu.ar/utec/utec/9/n03.html>. [Consultado: 03-may-2018].
- [41] Mercer Engineering Research Center, "Finite Element Modeling". [En línea]. Disponible en: <http://www.merc-merc.org/aerospace-engineering/finite-element-modeling/>. [Consultado: 04-may-2018].
- [42] AliExpress Web Site, "Skywalker X-8". [En línea]. Disponible en: <https://es.aliexpress.com/item/Skywalker-x8-white-UAV-Flying-Wing-2-meters-epo-large-flying-wing-Best-FPV-airplane-kit/32816269857.html>. [Consultado: 06 may-2018].
- [43] Skywalker X-8 Web Site, "X-8 Technical Data". [En línea]. Disponible en: <http://skywalkermodel.com/en/76.html>. [Consultado: 07-may-2018].
- [44] Dymore Solutions – Simulations Tools for Flexible Multibody Systems Web Site, "User's Manual: Aerodynamic Properties". [En línea]. Disponible en: <http://www.dymoresolutions.com/AerodynamicProperties/AirTable.html>. [Consultado: 08-may-2018].

- [45] G.S. Sandesh, Comparison of Optimization Methodologies for Robust Feed - Forward Controller for Gust Load Allevation System, MSc thesis, Nanyang Technological University, Munich, Germany, 2013.
- [46] Alibaba Web Site, "White Skywalker X-8". [En línea]. Disponible en: https://www.alibaba.com/product-detail/White-Skywalker-X8-FPV-Flying-Wing_60537367972.html. [Consultado 10-may-2018].
- [47] Ixtitute Web Site, "Crea tu Propio Drone con Impresión 3D ya es una Realidad". [En línea]. Disponible en: <http://ixtitute.com/crear-tu-propio-drone-con-impresion-3d-ya-es-una-realidad/>. [Consultado: 11-may-2018].
- [48] Granta Material Intelligence, Software CES edupack 2011.
- [49] Leap Australia Computational Fluid Dynamics Blog (CFD), "Tip & Tricks: Estimating the First Cell Height for Correct Y+". [En línea]. Disponible en: <https://www.computationalfluidynamics.com.au/tips-tricks-cfd-estimate-first-cell-height/>. [Consultado: 15-ago-2018].
- [50] Cornell University, "Chapter 2 - Aerodynamic Background". [En Línea]. Disponible en: <https://courses.cit.cornell.edu/mae5070/AeroBackground.pdf>. [Consultado: 8-may-2018].

Anexos