

RAE

1. **TIPO DE DOCUMENTO:** Trabajo de grado para optar por el título de Ingeniero Aeronáutico
2. **TÍTULO:** Diseño preliminar de la estructura de la aeronave HyVProp en materiales compuestos avanzados.
3. **AUTORES:** Juan Felipe Garzón Gómez, Andrea Nataly Gualteros Acero
4. **LUGAR:** Bogotá, D.C
5. **FECHA:** abril 2022
6. **PALABRAS CLAVES:** Diseño preliminar, Estructura, UAV, HyVProp, Materiales compuestos avanzados, VTOL, FEA, Factor de seguridad.
7. **DESCRIPCIÓN DEL TRABAJO:** El objetivo principal es el diseño preliminar de los componentes de la estructura de la aeronave HyVprop utilizando materiales compuestos avanzados. Inicialmente, estableciendo las cargas críticas del diseño de la aeronave, diseñando el modelo de la configuración estructural y evaluando se resistencia mediante análisis de elementos finitos.
8. **LÍNEA DE INVESTIGACIÓN:** Diseño estructural, análisis de elementos finitos, materiales
9. **METODOLOGÍA:** El proyecto es de carácter empírico-analítico, con un enfoque basado en el diseño preliminar de la estructura de una aeronave VTOL de alta resistencia y bajo peso.
10. **CONCLUSIONES:** Se diseñó la estructura preliminar en materiales compuestos para la aeronave HyVProp, la cual cumplió con el factor de seguridad establecido por la regulación. El peso de los materiales definidos para la estructura de la aeronave se encuentra en el rango de peso determinado por el diseño conceptual con un 27,565% y 15% menor al peso máximo. Se seleccionó como materiales el hitex 33 6k/e7k8 unidireccional, fibra de carbono T300 3k/934 Plain Weave, Celion 3000/E7K8 plain weave fabric, fibra de carbono IM6 12k/APC-2 unidireccional y fibra de vidrio E-Glass. Se obtuvo las magnitudes de las deformaciones y esfuerzos normales y cortantes mediante el análisis de elementos finitos y teoría de pandeo. Ningún componente falló según lo establecido en la teoría de máximo esfuerzo ni pandeo lineal.

Diseño preliminar de la estructura de la aeronave HyVprop en materiales compuestos avanzados ii

Garzón Gómez Juan Felipe
Gualteros Acero Andrea Nataly

Trabajo de Grado presentado para optar al título de Ingeniero Aeronáutico

Asesor: Pedro Luis Jiménez Soler Magíster (MSc)



UNIVERSIDAD DE
SAN BUENAVENTURA
COLOMBIA

Universidad de San Buenaventura, Sede Bogotá.
Facultad de Ingeniería.
Programa de Ingeniería Aeronáutica
Bogotá, Colombia
2022

Citar/How to cite	Garzón Gómez <i>et al.</i> [1]
Referencia/Reference	[1] J. Garzón Gómez <i>et al.</i> , “Diseño preliminar de la estructura de la aeronave HyVProp en materiales compuestos avanzados”, Trabajo de grado profesional, Ingeniería Aeronáutica, Universidad de San Buenaventura Bogotá (Cundinamarca), 2022.
Estilo/Style: IEEE (2020)	



Biblioteca Digital (Repositorio)
www.bibliotecadigital.usb.edu.co

Bibliotecas Universidad de San Buenaventura

Biblioteca Fray Alberto Montealegre O.F.M. - Bogotá.

Biblioteca Fray Arturo Calle Restrepo O.F.M. - Medellín, Bello, Armenia, Ibagué.

Departamento de Biblioteca - Cali.

Biblioteca Central Fray Antonio de Marchena – Cartagena.

Universidad de San Buenaventura Colombia - www.usb.edu.co

Bogotá - www.usbbog.edu.co

Medellín - www.usbmed.edu.co

Cali - www.usbcali.edu.co

Cartagena - www.usbctg.edu.co

Editorial Bonaventuriana - www.editorialbonaventuriana.usb.edu.co

Revistas científicas – www.revistas.usb.edu.co

DEDICATORIA

Quiero comenzar dedicando este proyecto a mis padres Guillermo y Angela, que me han dado las herramientas durante toda mi vida para convertirme en profesional, además de la fuente de sabiduría y enseñanzas para ser un buen ser humano. Son mi modelo a seguir por su fortaleza y resiliencia.

A Nataly por la inmensa dedicación puesta en este proyecto, eres una mujer fuerte e inteligente y tienes un gran futuro por delante en tu carrera, doy fe de ello. También por ser la persona que ha estado en los mejores y los peores momentos, escuchando y siendo la voz de la razón que siempre he necesitado.

A Pedro Jiménez, un tutor y persona de gran visión ingenieril, que con su ayuda se logró el desarrollo del proyecto.

Finalmente, a mis amigos Laura, Mateo, Sonia, Daniel, Camilo y David que, aunque el tiempo y las condiciones no han permitido que nos reunamos, sé que puedo contar con ustedes.

Juan Felipe Garzón Gómez

DEDICATORIA

Dedico primeramente este proyecto a mis padres Luis y Alcira por acompañarme y apoyarme durante todo el proceso de mi carrera, a mis hermanos Karen y Giovanni, por la compañía y palabras de apoyo cuando lo necesite.

A Juan Felipe por su pacencia, esfuerzo y dedicación en este proyecto y todos los demás en los que hemos estado juntos, también por apoyarme y siempre haber estado ahí, siendo mi fortaleza en los momentos más difíciles. Gracias por tu cariño, alegría y comprensión.

A Madeline, Julieth y Camila, por animarme y apoyarme en cada momento de nuestra amistad.

Al ingeniero Pedro Jiménez, por brindarme su ayuda y tiempo en este proyecto.

Andrea Nataly Gualteros Acero

AGRADECIMIENTOS

Agradecemos a la Universidad de San Buenaventura por brindarnos los recursos necesarios para realizar este proyecto.

Agradecemos a nuestro tutor, el ingeniero Pedro Jiménez por su guía, acompañamiento y disposición durante este proceso, además de la paciencia y conocimiento que nos brindó.

Agradecemos a Don Nelson y Erick, los técnicos del hangar por su cordialidad y colaboración en la fabricación de los elementos y las pruebas hechas.

Agradecemos a los docentes por la formación que recibimos a lo largo de la carrera, también la confianza y apoyo que depositaron en nosotros.

Agradecemos a nuestros amigos por ser parte de nuestro proceso, les deseamos éxitos en su vida personal y profesional.

Por último, agradecemos a nuestras Madres y Padres por apoyarnos en cada momento de nuestra carrera, los amamos.

Tabla De Contenido

vii

INTRODUCCIÓN	4
Capítulo 1.....	1
Antecedentes	1
Diseño estructural del fuselaje, ala central y unión ala-fuselaje para la aeronave no tripulada (UAV) Skycruiser X1	1
Diseño preliminar de la aeronave Atmosfera I para la adquisición de datos atmosféricos	3
Diseño estructural de un ala para el UAV URCUNINA	4
Diseño estructural de la aeronave no tripulada KADET en materiales compuestos	5
Diseño estructural del ala de un UAV usando el método de elementos finitos.....	7
Diseño estructural de un ala semimonocasco de un UAV en materiales compuestos.....	9
Análisis Estructural y puesta a prueba de un ala de carbono para un UAV ultraliviano	10
Planteamiento del problema.....	11
Justificación y pregunta de Investigación	13
Objetivo General	15
Objetivos Específicos.....	15
Alcances y Limitaciones	15
Alcances	15
Limitaciones.....	16
Marco Conceptual	19
Diseño preliminar.....	19
Cargas aerodinámicas	20
Aproximación de Schrenk.....	21
Estructura	22
Esfuerzos.....	23
Materiales compuestos.....	23
Propiedades mecánicas de materiales compuestos	25
Fibras.....	25
Resinas	27
Material de nucleo.....	27
Teoría de elementos finitos	28
Pandeo.....	28
Reglamentación.....	29
Metodología	31
Capítulo 2.....	34
Desarrollo de Ingeniería.....	34
2.1 Descripción aeronave.....	34
2.2 Cargas Máximas en la aeronave	34
2.2.1 Envoltente de vuelo.....	35
2.2.2 Cargas en el ala	36
2.2.2.1 Cargas de sustentación	36
2.2.2.2 Cargas de arrastre.....	39
2.2.2.3 Momento aerodinámico	40
2.2.3 Cargas en la cola	41

2.2.3.1 Cola Horizontal	vii
2.2.3.2 Cola vertical	45
2.2.3.3 Cargas de arrastre.....	45
2.2.4 Cargas en los tailbooms	46
2.2.4.1 Cargas producidas por los motores eléctricos.....	46
2.2.5 Cargas en el fuselaje	47
2.2.5.1 Cargas producidas por el motor reciproco	48
2.2.6 Cargas en el skidpad	49
2.3 Selección de la configuración estructural	50
2.3.1 Configuración del Ala.....	51
2.3.1.1 Configuración Ala interna o central.....	52
2.3.1.2 Configuración Ala externa.....	53
2.3.2 Configuración Fuselaje	54
2.3.3 Configuración Tailboom.....	54
2.3.4 Configuración Tren de Aterrizaje	55
2.3.5 Configuración del empenaje	56
2.3.6 Configuración de uniones	57
2.3.6.1 Ala externa y Ala interna	57
2.3.6.2 Unión Ala-Tailboom.....	58
2.3.6.3 Unión Ala Interna- Fuselaje.....	59
2.3.6.4 Unión Empenaje-Tailboom.....	61
2.4 Selección y configuración de materiales.....	62
2.4.1 Selección de materiales.....	63
2.4.1.1 Ala.....	64
2.4.1.2 Fuselaje	64
2.4.1.3 Tailboom.....	65
2.4.1.4 Cola.....	65
2.4.1.5 Skidpad	66
2.4.2 Configuración de materiales Ala	67
2.4.2.1 Ala externa.....	67
2.4.2.2 Ala interna.....	68
2.4.2.3 Fitting.....	68
2.4.3 Configuración de materiales Fuselaje.....	68
2.4.4 Configuración de materiales Tailboom.....	69
2.4.5 Cola.....	69
2.4.6 Skidpad	70
2.4.7 Características materiales seleccionados	71
2.4.7.1 HITEX 33 6k/E7K8 unidireccional tape.....	71
2.4.7.2 Fibra de Carbono T300 3k/934 Plain Weave.....	71
2.4.4.3 Celion 3000/E7K8 plain weave fabric.....	71
2.4.4.4 Fibra de carbono IM6 12k/APC-2 unidireccional tape.....	72
2.5 Configuración geométrica del modelo de elementos finitos (Simplificación estructural) .	72
2.5.1 Simplificación ala interna	72
2.5.2 Simplificación ala externa.....	73
2.5.3 Simplificación fuselaje.....	73

2.5.4 Simplificación Tailboom	74
2.5.5 Simplificación empenaje.....	74
2.5.6 Simplificación Skid.....	75
2.6 Análisis estático de elementos finitos	76
2.6.1 Ala externa.....	76
2.6.2 Ala interna.....	79
2.6.3 Tailboom	82
2.6.4 Fuselaje	85
2.6.5 Skidpad	88
2.6.6 Cola.....	91
2.7 Análisis de elementos finitos debido al pandeo.....	95
Capítulo 3.....	97
Resultados	97
3.1 Caracterización unión ala interna – ala externa	97
3.2 Análisis de pesos.....	104
3.3 Análisis del criterio de falla	108
3.3.1 Ala interna.....	109
3.3.2 Ala externa.....	109
3.3.3 Fuselaje	110
3.3.4 Tailboom	111
3.3.5 Cola.....	111
3.3.6 Skidpad	112
3.4 Análisis de falla por pandeo.....	112
3.4.1 Ala externa.....	112
3.4.2 Ala interna.....	113
3.4.3 Fuselaje	113
3.4.4 Tailboom	114
3.4.5 Cola.....	114
3.4.6 Skidpad	114
3.5 Catálogo Ilustrado de Partes (IPC)	115
3.6 Planos.....	115
CONCLUSIONES	116
RECOMENDACIONES.....	118
Referencias.....	119
ANEXOS	122

Lista de Tablas

x

Tabla 1. Características E-Glass	25
Tabla 2. Características Kevlar 49	26
Tabla 3. Características de la fibra de carbono	27
Tabla 4. Características espuma PVC	28
Tabla 5. Pesos HyVProp	34
Tabla 6. Datos envolvente de vuelo	35
Tabla 7. Datos cola vertical y horizontal	43
Tabla 8. Matriz de decisión Ala	64
Tabla 9. Matriz de decisión Fuselaje	65
Tabla 10. Matriz de decisión Tailboom	65
Tabla 11. Matriz de decisión Cola	66
Tabla 12. Matriz de decisión Skidpad	66
Tabla 13. Materiales ala externa	67
Tabla 14. Materiales ala interna	68
Tabla 15. Materiales fuselaje	69
Tabla 16. Materiales Tailboom	69
Tabla 17. Materiales cola	70
Tabla 18. Materiales skidpad	71
Tabla 19. Características HITEX 33 6k/E7K8 unidireccional tape	71
Tabla 20. Características Fibra de Carbono T300 3k/934 Plain Weave	71
Tabla 21. Características Celion 3000/E7K8 plain weave fabric	71
Tabla 22. Características IM6 12K/APC-2 unidireccional tape	72
Tabla 23. Datos Fitting	102
Tabla 24. Pesos y espesores componentes del ala interior y exterior	105
Tabla 25. Pesos y espesores componentes del fuselaje	106
Tabla 26. Pesos y espesores componentes de la cola	106
Tabla 27. Pesos y espesores componentes del tailboom	107
Tabla 28. Pesos y espesores componentes del skidpad	107
Tabla 29. Peso total de la estructura	107
Tabla 30. Factores de seguridad del ala interna	109
Tabla 31. Factores de seguridad del ala externa	110
Tabla 32. Factores de seguridad del fuselaje	110
Tabla 33. Factores de seguridad del tailboom	111
Tabla 34. Factores de seguridad del empenaje	111
Tabla 35. Factores de seguridad del skidpad	112
Tabla 36. Pandeo ala externa	113
Tabla 37. Pandeo ala interna	113
Tabla 38. Pandeo fuselaje	113
Tabla 39. Pandeo Tailboom	114
Tabla 40. Pandeo Cola	114
Tabla 41. Pandeo Skidpad	114

Figura 1. Configuración y selección de materiales compuestos para la estructura (Castro, Coronado, & Luis, 2013)	2
Figura 2. Aeronave no tripulada URCUNINA (Pinto & Ceron, 2019)	4
Figura 3. Aeronave no tripulada Kadet (Ballesteros, Bello, & Cárdenas, 2013).....	5
Figura 4. Disposición de materiales para la aeronave Kadet (Ballesteros, Bello, & Cárdenas, 2013)	6
Figura 5. Contorno de presión estática a 10 AoA (Mazhar & Khan, 2010)	7
Figura 6. Configuración y deflexión máxima de la estructura (M. R. A., A. A., & Israr, 2016)..	10
Figura 7. Componentes estructurales del ala (R. Warsi, Hwang, Rais-Rohani, & Lacy, 2009)...	11
Figura 8. Proceso diseño de una aeronave	19
Figura 9. Fuerzas externas del ala (Jimenez Soler, 2013).....	20
Figura 10. Configuración larguerillo-piel (Jimenez Soler, 2013).....	23
Figura 11. Geometrías de refuerzo (Kaw, 2006)	25
Figura 12. Diagrama V-n	36
Figura 13. Distribución de sustentación vs posición envergadura.....	37
Figura 14. Distribución fuerza cortante vs media envergadura	38
Figura 15. Distribución momento cortante vs media envergadura	38
Figura 16. Análisis en XFLR5	39
Figura 17. Arrastre vs. Posición envergadura	40
Figura 18. Cola HyVprop	42
Figura 19. Representación cola horizontal en vista superior	42
Figura 20. Representación cola vertical en vista lateral	43
Figura 21. Secciones fuselaje HyVProp	47
Figura 22. Variables fuselaje teoría de Munk (Pamadi, 2004)	47
Figura 23. Configuración estructural del ala.....	51
Figura 24. Promedio número de costillas del ala.....	52
Figura 25. Configuración estructural del ala interna	53
Figura 26. Configuración estructural del ala externa.....	53
Figura 27. Configuración estructural del fuselaje.....	54
Figura 28. Configuración estructural del Tailboom.....	55
Figura 29. Configuración estructural del Skid.....	55
Figura 30. Promedio número costillas del empenaje	56
Figura 31. Configuración estructural del empenaje	57
Figura 32. Unión del ala central y ala externa	58
Figura 33. Unión de ala externa-interna por medio de un gancho.....	58
Figura 34. Unión Tailboom-ala de la aeronave Mugin.....	59
Figura 35. Unión Tailboom-ala.....	59
Figura 36. Configuración Dowell de la aeronave Kadet.....	60
Figura 37. Unión ala-fuselaje por medio del dowell.....	60
Figura 38. Unión ala-fuselaje en el soporte posterior	61
Figura 39. Unión Tailboom-Cola.....	62
Figura 40. Superficies ala interna	73
Figura 41. Superficies ala externa.....	73

Figura 42. Superficies fuselaje.....	xiv
Figura 43. Figura Tailboom	74
Figura 44. Superficies empenaje.....	75
Figura 45. Superficies Skid.....	75
Figura 46. Enmallado exterior ala externa.....	77
Figura 47. Enmallado interior ala externa.....	77
Figura 48. Cargas distribuidas ala externa.....	78
Figura 49. Deformación total ala externa	78
Figura 50. Esfuerzo normal ala externa	79
Figura 51. Enmallado exterior ala interna.....	80
Figura 52. Enmallado exterior ala interna.....	80
Figura 53. Cargas distribuidas del ala interna.....	81
Figura 54. Deformación total ala interna	81
Figura 55. Esfuerzo axial dowell	82
Figura 56. Esfuerzo cortante viga frontal del ala interna.....	82
Figura 57. Enmallado tailboom.....	83
Figura 58. Cargas Tailboom	84
Figura 59. Deformación total tailboom.....	84
Figura 60. Máximo esfuerzo cortante tailboom.....	84
Figura 61. Esfuerzo cortante tailboom.....	85
Figura 62. Enmallado exterior fuselaje.....	86
Figura 63. Enmallado interior fuselaje.....	86
Figura 64. Cargas fuselaje.....	87
Figura 65. Deformación total fuselaje	87
Figura 66. Esfuerzo axial en cuadernas	88
Figura 67. Esfuerzo cortante piel inferior del fuselaje.....	88
Figura 68. Enmallado Skidpad.....	89
Figura 69. Cargas skidpad.....	89
Figura 70. Deformación total skidpad	90
Figura 71. Esfuerzo axial máximo	90
Figura 72. Esfuerzo máximo cortante sección curva skidpad.....	91
Figura 73. Enmallado exterior cola.....	92
Figura 74. Enmallado interior cola	92
Figura 75. Cargas cola	93
Figura 76. Deformación total empenaje.....	93
Figura 77. Esfuerzo axial viga frontal cola.....	94
Figura 78. Esfuerzo cortante unión cola-tailboom.....	94
Figura 79. Pandeo en el fuselaje	95
Figura 80. Pandeo en el ala externa	96
Figura 81. Pandeo en ala interna.....	96
Figura 82. Prueba de flexión de 3 puntos (ASTM International, 2008)	97
Figura 83. Pieza diseñada para prueba de flexión.....	98
Figura 84. Pieza en acero AISI1020	99
Figura 85. Prueba de flexión con aditamento de soporte de acero	99
Figura 86. Deformación a flexión con aditamento de soporte de acero	99

Figura 87. Soporte de aditamento de impresión 3D	100
Figura 88. Prueba de flexión con piezas de impresión 3D	101
Figura 89. Deformación a flexión con piezas de impresión 3D	101
Figura 90. Falla a flexión con piezas de impresión 3D.....	101
Figura 91. Grafica Fuerza vs. Distancia.....	102
Figura 92. Fractura elemento impreso en 3D.....	104

Nomenclatura

A: Relación de aspecto
 ACM: Materiales Compuestos Avanzados
 ASTM: Sociedad Americana para Pruebas y Materiales
a: Pendiente de sustentación
b: Envergadura
b_{f_i}: Diámetro del fuselaje
 \bar{c} : Cuerda media aerodinámica
 CAD: Computer Aided Design
C_D: Coeficiente de arrastre
C_{Di}: Coeficiente de arrastre inducido
C_{Do}: Coeficiente de arrastre parasito
C_f: Coeficiente de fricción
 CFD: Computational fluid dynamics
C_m: Coeficiente de momento
C_{m_f}: Coeficiente de momento del fuselaje
C_{mo,f}: Coeficiente del momento del fuselaje con sustentación cero
 CNC: Control numérico por computadora
C_r: Cuerda de la raíz
C_t: Cuerda de la punta
D: Arrastre
d: Distancia de deformación
e: Factor de eficiencia de la envergadura
E_c: Energía cinética
 FEA: Finite Element Analysis
 FRP: Fiberglass Reinforced Plastics
 FS: Factor de seguridad
 GPa: Giga pascales
g: Gravedad
 gr: Gramos
h: Altura
i_{C_{L,B}}:
 IPC: Catalogo de partes ilustrado
i_t: Ángulo de incidencia de la cola
i_w: Ángulo de incidencia del ala
I_x: Momento de inercia
k: Parámetro empírico de la cola vertical
(k₂ – k₁): Masa aparente
L: Longitud entre puntos
L: Sustentación
L_e: Sustentación de la sección elíptica del ala
L_T: Sustentación de la sección trapezoidal del ala
L_t: Sustentación del componente vertical de la cola
L_v: Sustentación del componente vertical de la cola
M: Momento
m: Masa

M_p : Momento flector
 mm: Milímetros
 MPa: Mega Pascales
 MTOW: Peso máximo de despegue en kilogramos
 N: Newtons
 n: Factor de carga
 P: Fuerza aplicada
 q : Presión dinámica
 r_A : Diámetro del fuselaje en el borde de ataque de la cola vertical
 r_b : Diámetro del fuselaje en el borde de fuga de la cola vertical
 Re : Numero de Reynolds
 R: Radio externo
 r: Radio interno
 S: Area
 S_t : Área del componente horizontal de la cola
 S_v : Área del componente vertical de la cola
 S_{wet} : Área mojada
 UAV: Unmanned-Aerial-Vehicle
 V_c : Velocidad en crucero
 V_d : Velocidad máxima de la aeronave
 V_s : Velocidad de perdida
 VTOL: Vertical Take-off Landing
 W/S : Carga alar
 $W_{ESTRUCTURA}$: Peso de la estructura
 W_{MTOW} : Peso máximo de despegue en Newtons
 y : Posición a lo largo de la envergadura
 α : Ángulo de ataque
 α_t : Ángulo de ataque de la cola
 α_w : Ángulo de ataque del ala
 β : Ángulo de sidewash
 ΔX_i : Longitud en la sección del fuselaje
 $\frac{d\epsilon}{d\alpha}$: Cambio del downwash respecto al ángulo de ataque
 ϵ : Ángulo de downwash
 $\Lambda_{c/4}$: Ángulo de barrido en un cuarto de la cuerda
 $\Lambda_{c/2}$: Ángulo de barrido en un medio de la cuerda
 λ : Relación de taperado
 ρ : Densidad
 σ_1 : Esfuerzo axial en el eje x
 σ_2 : Esfuerzo axial en el eje y
 σ^c : Esfuerzo de compresión
 σ_f : Esfuerzo flector
 σ_{max} : Esfuerzo máximo
 σ^T : Esfuerzo de tensión
 σ_{ult} : Esfuerzo ultimo
 σ_{xx} : Esfuerzo axial en el eje x
 σ_{yy} : Esfuerzo axial en el eje y

σ_{zz} : Esfuerzo axial en el eje z

τ_{12} : Esfuerzo cortante

τ_{xy} : Esfuerzo cortante

INTRODUCCIÓN

La fabricación y diseño de aeronaves no tripuladas en la industria aeronáutica ha traído diferentes beneficios consigo, como reducción de tamaño, costos y/o peso, posibilitando su uso en áreas con necesidades específicas como el sector agropecuario, donde es indispensable un tamaño menor, un bajo costo y facilidad de operación en zonas de difícil acceso. Por lo tanto, los UAV requieren una estructura capaz de soportar las cargas de una operación normal e inusual sin afectar la operación de la aeronave, por ende, cuando se trata de este tipo de condiciones los materiales compuestos presentan mejores propiedades que los materiales comúnmente empleados, como metal o madera. Así pues, dos ejemplos de UAV integrados por materiales compuestos son el Mugin EV350 (Mugin UAV, 2022) y el ALTI Transition (PX4 Autopilot, 2021), además de diseños estructurales de componentes de la aeronave SkyCruiser (Castro, Coronado, & Luis, 2013) y atmosfera I (Barona, Farías, Osma, & Osorio, 2017).

En relación con las necesidades expuestas, se diseña la aeronave HyVProp que es de transición con una configuración híbrida, que carece de una estructura. En este sentido, este proyecto tiene como objetivo el diseño preliminar de la estructura de la aeronave HyVProp en materiales compuestos avanzados, para cumplir este objetivo se planteó una metodología empírico-analítica que inicia con la estimación de cargas críticas de la aeronave, el diseño de la configuración estructural, la selección de los materiales y su configuración, para posteriormente realizar el análisis de elementos finitos en el que se evalúan los esfuerzos, deformaciones, pandeo y factores de seguridad; seguido de la verificación del peso total de la estructura. Es importante destacar que el diseño se regirá por la normativa australiana sobre aeronaves no tripuladas (Australian government- Civil aviation safety authority, 2002) y no incluirá la evaluación de

uniones pernadas o pegadas, además de no comprender la construcción del avión, ya que se trata de un diseño preliminar. Igualmente, este proyecto incluye la elaboración de un catálogo ilustrado de partes (IPC).

En conclusión, el análisis realizado comprobó que la aeronave HyVProp cuenta con una estructura y materiales adecuados para todas las cargas experimentadas durante la operación normal y condiciones críticas, obedeciendo la normativa actual y los pesos estipulados en el diseño conceptual (Castillo, Galeano, & Sanchez, 2021).

Capítulo 1

Antecedentes

Diseño estructural del fuselaje, ala central y unión ala-fuselaje para la aeronave no tripulada (UAV) Skycruiser X1

Este trabajo de grado presentado por Nicolás José Castro Latorre, William David Coronado y Luis Eduardo Pérez, ingenieros aeronáuticos egresados de la universidad de San Buenaventura sede Bogotá propone y diseña la configuración del fuselaje, ala central y unión ala-fuselaje para la aeronave no tripulada experimental Skycruiser X-1 (Castro, Coronado, & Luis, 2013), la cual es una aeronave de mediano alcance que cumple misiones de despegue rápido, vigilancia y fotografía aérea. De esta manera, mediante el análisis por elementos finitos en ANSYS e investigación, el diseño estructural y materiales establecidos son capaces de soportar las cargas y esfuerzos para las condiciones de diseño, además de cumplir los estándares de aeronavegabilidad australianos para UAV.

Inicialmente para el desarrollo del diseño se establecieron las configuraciones estructurales de aeronaves, análisis de materiales compuestos, tipos de uniones y regulaciones de aeronaves similares al Skycruiser-X1. Consecuentemente se definió la configuración estructural, conforme a la distribución de cargas, diagramas de operación, fuerzas a las que se somete la aeronave y cada uno de sus componentes, estabilidad y diseño conceptual de la aeronave, asimismo se seleccionan los materiales compuestos de acuerdo con la disponibilidad y regularidad en el mercado, y los aspectos definidos anteriormente, el cual fue fibra de carbono

T300 bidireccional, aglomerada con resina epoxy (Castro, Coronado, & Luis, 2013) que redujo el peso en 15.9% del valor inicial.

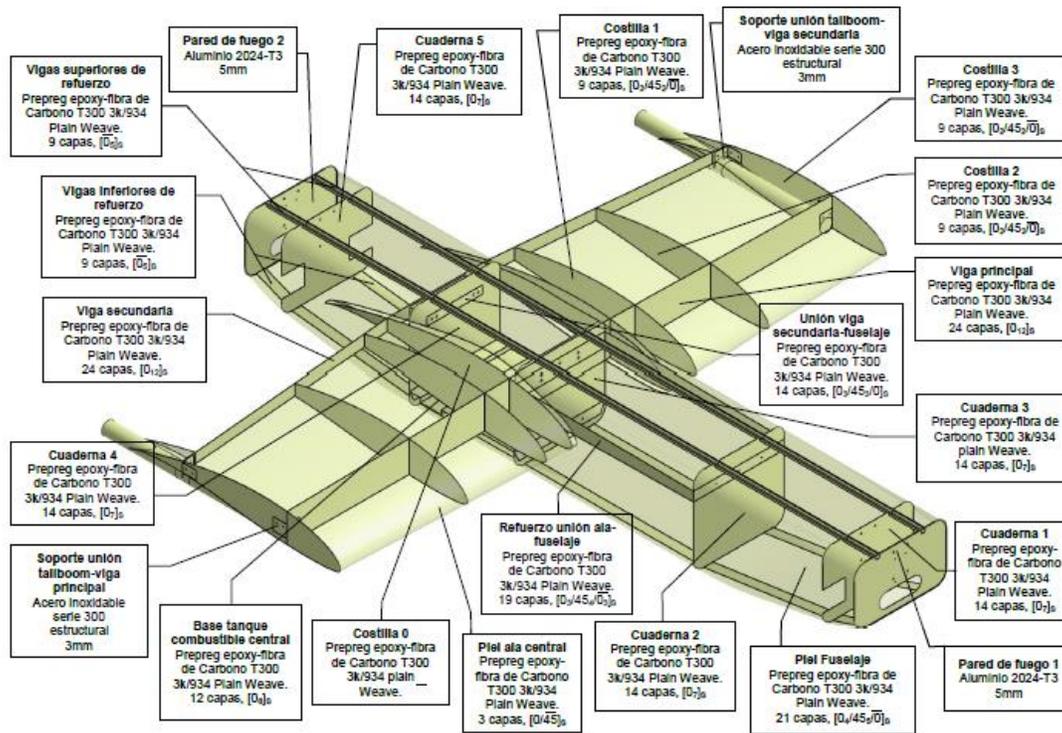


Figura 1. Configuración y selección de materiales compuestos para la estructura (Castro, Coronado, & Luis, 2013)

Después de establecer la configuración estructural y los materiales compuestos, se realizó el análisis de elementos finitos y pandeo en ANSYS APDL, en los que se muestran las deformaciones, esfuerzos axiales, esfuerzos cortantes y pandeo a los que están sometidos las secciones de la aeronave, donde finalmente se analizó los criterios de falla y pesos, que concluyeron la efectividad de la aeronave y soporte de las cargas en condiciones de vuelo y con factor de carga máximo.

Diseño preliminar de la aeronave Atmosfera I para la adquisición de datos atmosféricos

Este trabajo de grado presentado por Jeyson Barona Pardo, Miguel Farías Clavijo, Andrés Osma Torres y Sergio Andrés Osorio, ingenieros aeronáuticos egresados de la universidad de San Buenaventura sede Bogotá plantea desarrollar el diseño preliminar de la aeronave no tripulada Atmosfera I (Barona, Farías, Osma, & Osorio, 2017), aeronave que tiene como propósito la medición de índices de contaminación de material particulado que se encuentran en el ambiente debido a procesos industriales o biológicos. Dentro del análisis existen cuatro factores importantes con los cuales se desarrolló el diseño preliminar: la estructura, aerodinámica, dinámica-control y manufactura.

El desarrollo de la aeronave Atmosfera I se inició con el diseño conceptual de la misma, en la que se estimaron parámetros como las cargas de los componentes de la aeronave, comportamiento aerodinámico de la aeronave, dimensiones, maniobras, rendimiento, entre otros. Posteriormente ya estimadas las características generales se procedió a proponer el diseño estructural, estableciendo un análisis más detallado de factores aplicados a la aeronave Atmosfera I como materiales compuestos seleccionados y configuración de los mismos, estimación peso y balance, rango, configuración estructural, tiempo de operación diagrama V-n, cargas aerodinámicas, estabilidad y control, entre otros, basados en la regulación australiana y a través de cálculos manuales o software como XFLR5. Consecuente se realizó un análisis por medio de elementos finitos en ANSYS en el que se muestran las deformaciones, esfuerzos axiales y cortantes, que permitieron establecer el comportamiento de la estructura bajo las cargas ya calculadas, asimismo, la efectividad de la aeronave y el cumplimiento del factor de seguridad establecido.

Por último, para finalizar el diseño preliminar de la aeronave se seleccionaron los métodos de manufactura para cada uno de los componentes de la aeronave, detallando la fabricación de los moldes, pre-moldes y materia prima necesitada en el proceso de fabricación, necesarios para cada elemento.

Diseño estructural de un ala para el UAV URCUNINA

Este artículo presentado por Juan Pinto Delgado estudiante de ingeniería mecánica y Hernán Darío Cerón profesor de la universidad Santo Tomás de Bogotá lleva a cabo el diseño estructural del ala para la aeronave no tripulada Urcunina por medio de un análisis estructural detallado (Pinto & Ceron, 2019), aeronave diseñada por la universidad de São Paulo en Brasil que tiene como propósito la vigilancia aérea de la actividad volcánica.

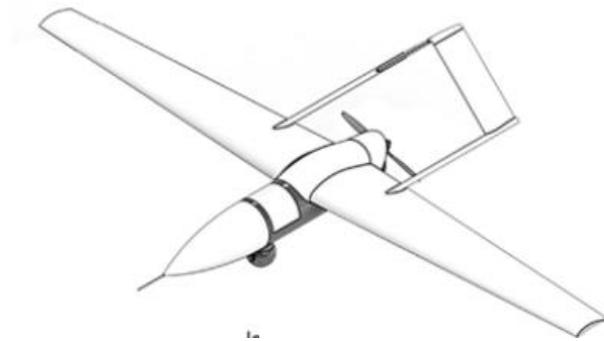


Figura 2. Aeronave no tripulada URCUNINA (Pinto & Ceron, 2019)

Para el desarrollo de este diseño, inicialmente, se caracterizaron los materiales, configuración de estos y teoría de criterio falla que se emplearon en el ala de la aeronave; estos fueron fibra de carbono y el criterio de Tsai-Wu, respectivamente. Además, se establecieron las características aerodinámicas, condiciones de vuelo, diagrama V-n, características estructurales y geométricas, que definieron las condiciones para realizar las respectivas simulaciones (Pinto &

Ceron, 2019). Finalmente se realizó el análisis a través de elementos finitos en ANSYS, en los cuales se presentaron valores para las presiones, cargas en las superficies y elementos estructurales del ala, desplazamientos, esfuerzos y el margen de criterio de falla.

Concluyendo la evaluación de eficiencia y cumplimiento de la estructura alar propuesta, se define que los resultados de tensión se encuentran dentro del criterio de Tsai-Wu por lo tanto no hay falla, asimismo se obtienen resultados de desplazamiento más pequeños que el análisis inicial.

Diseño estructural de la aeronave no tripulada KADET en materiales compuestos

Este trabajo de grado presentado por Daniel Ballesteros Lombo, Jhonatan Bello Bahamon y Santiago Cárdenas Quiñones, ingenieros aeronáuticos egresados de la universidad de San Buenaventura sede Bogotá maximizó la eficiencia, alcance, resistencia y durabilidad de la aeronave no tripulada KADET mediante el diseño de la estructura de esta (Ballesteros, Bello, & Cárdenas, 2013), aeronave con la finalidad de realizar misiones de vigilancia y fumigación, anteriormente fue diseñada y construida por la Universidad de San Buenaventura en materiales como madera y plásticos de recubrimiento.

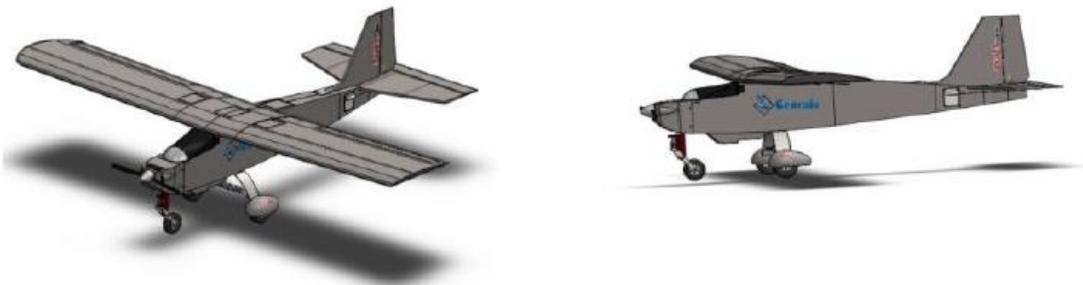


Figura 3. Aeronave no tripulada Kadet (Ballesteros, Bello, & Cárdenas, 2013)

Previamente se realizó un análisis geométrico en el que se incluyeron restricciones de peso y posición de los componentes y centro de gravedad, posteriormente se definieron las cargas y distribución de estas a las que está sometida la aeronave por medio de cálculos manuales y en el software XFLR5, posteriormente definidos estos factores se elaboró el diagrama V-n basado con la regulación australiana. Con relación a lo anterior se seleccionó y estableció los materiales compuestos, además del proceso de manufactura, para cada uno de los elementos conforme a características mecánicas, disponibilidad y costos en el mercado, los materiales que se fijaron fueron fibra de carbono (en su mayoría) (Ballesteros, Bello, & Cárdenas, 2013), fibra de vidrio y aluminio, como se observa en la figura 4.

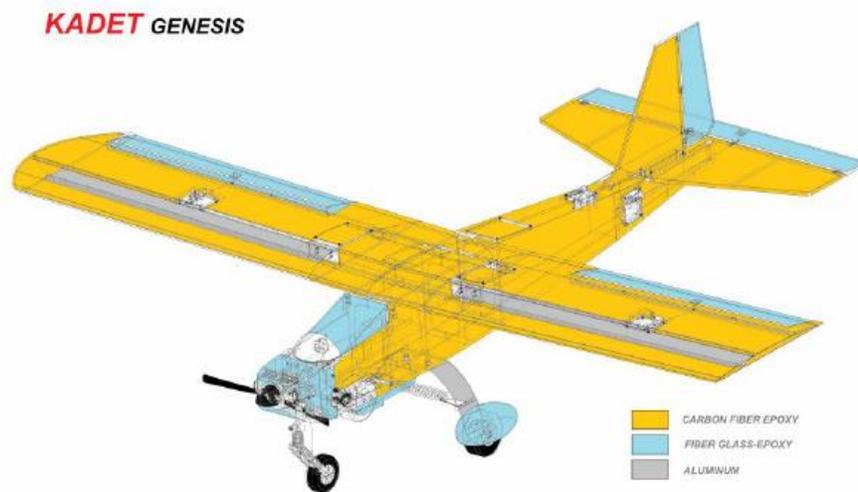


Figura 4. Disposición de materiales para la aeronave Kadet (Ballesteros, Bello, & Cárdenas, 2013)

Finalmente se realizó el cálculo de esfuerzos por métodos finitos en el programa ANSYS Workbench, en el cual se obtuvieron valores para la deformación con factores de carga, disposición de las fuerzas, esfuerzos normales, esfuerzos cortantes y factor de seguridad de cada uno de los elementos de la aeronave. Con base en los resultados anteriores se redefinieron los

pesos para cada uno de los componentes, que presentaron una significativa reducción en el peso neto, con un total de 1,985 kg con respecto al peso teórico.

Diseño estructural del ala de un UAV usando el método de elementos finitos.

Esta publicación presentada por Farukh Mazhar y Abdul Munem Khan, docentes de Universidad de ciencia y tecnología de Pakistán, muestra la metodología para el diseño estructural de un vehículo aéreo no tripulado donde se explora la aplicación de métodos computacionales por elementos finitos (Mazhar & Khan, 2010). El análisis aerodinámico disponible incluía un análisis en CFD en el software FLUENT,

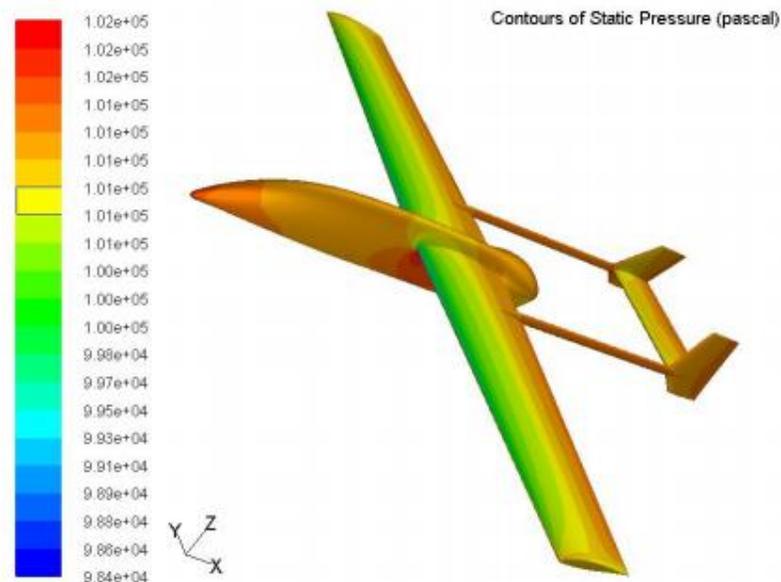


Figura 5. Contorno de presión estática a 10 AoA (Mazhar & Khan, 2010)

A lo largo del proceso de recolección de datos aerodinámicos, se descubrió que estos no podían ser aplicados directamente en la estructura de la aeronave en ANSYS ya que esquemas de

mallas diferentes fueron usadas en los análisis de CFD y Finite Element Analysis (FEA), para resolver este problema se usaron redes neurales artificiales resultando en doce funciones de presión que se aplicaron en ANSYS.

Posteriormente se realizó un diagrama V-n para identificar las condiciones de carga en vuelo utilizando fundamentos aerodinámicos y de diseño. El factor de carga escogido fue de 3.5 y -2, se examinaron varias condiciones de carga para diferentes condiciones de vuelo y su efecto fue analizado.

Finalmente, se desarrolló la selección de materiales y la metodología de análisis donde se tomó en cuenta la variación de la cantidad de elementos estructurales y su localización. Se estudiaron materiales como Aleación de Aluminio 2024, GFRP y Fibra de Carbono para alcanzar la mejor combinación de resistencia y rigidez a un costo mínimo. Se realizó un estudio de sensibilidad de malla a fin de optimizar capacidad computacional, obteniendo una malla con 110445 nodos. El criterio de Tsai/Wu y de Esfuerzo máximo de falla fueron usados para predecir la falla y la manufactura se tuvo en cuenta en el proceso de diseño. Primeramente, se desarrolló un análisis lineal para determinar la integridad del diseño para luego realizar un análisis geométrico de elementos finitos no lineal para el factor de carga máximo.

Con los resultados obtenidos se eligió un diseño de dos vigas y cinco costillas, todos fabricados de materiales compuestos donde se muestra que el ala falla en su carga máxima de diseño como se esperaba.

Diseño estructural de un ala semimonocasco de un UAV en materiales compuestos

Este documento presenta el análisis del diseño estructural del ala del UAV CAMAR desarrollado por M. R. A. Hutagalingen, A. A. Latif y H. A. Israr de la facultad de ingeniería mecánica de la Universidad Tecnológica de Malasia, esta estructura fue diseñada en materiales compuestos y consistió en una viga principal, cuatro costillas, tubos de carbono y un flap (M. R. A., A. A., & Israr, 2016). La solución numérica en elementos finitos se desarrolló en el software Abaqus, donde se necesitó obtener las cargas aerodinámicas durante el vuelo con el propósito de encontrar los materiales adecuados, además se determinaron los criterios de falla Tsai-Hill y Tsai-Wu. Para encontrar la distribución de cargas aproximada en la envergadura del ala se utilizó el método de Schrenk, en cuanto a la distribución de cargas en la cuerda se calculó en el software XFOIL encontrando la distribución de presión en la superficie del perfil. Los materiales seleccionados eran conformados principalmente en fibra de carbono con resina epoxy y fibra de carbono trenzada con resina epoxy siendo analizada la configuración de estos materiales en cada elemento estructural del ala y el espesor total de sus capas.

Posteriormente se realizó el análisis de elementos finitos donde la malla estructurada formada por cuadriláteros contaba con 289642 elementos. Para las condiciones de frontera se aplicaron puntos fijos sin grados de libertad en las raíces de las vigas en la unión con el fuselaje asumiendo que este era lo suficientemente rígido para soportar las cargas. Seguidamente se aplicó la distribución de cargas propuestas anteriormente con el método de Schrenk y XFOIL. Los resultados muestran una deflexión máxima de 1,780 mm en la punta perturbando el rendimiento de la aeronave resultando en una autonomía reducida. Se concluyó que la estructura diseñada es suficientemente segura para ser fabricada y validar los datos en un túnel de viento.

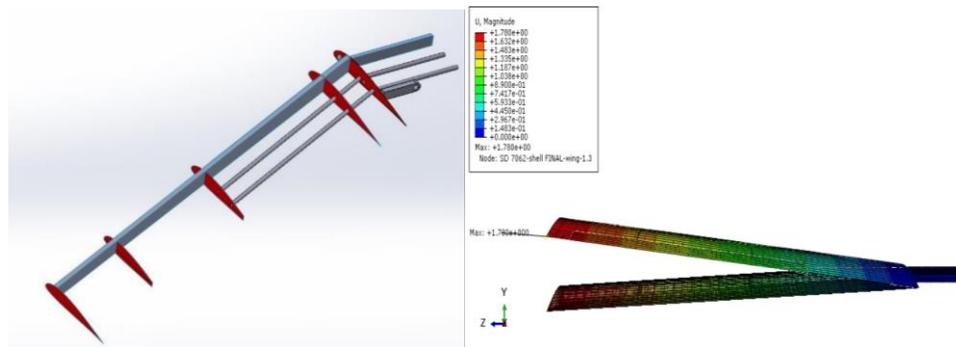


Figura 6. Configuración y deflexión máxima de la estructura (M. R. A., A. A., & Israr, 2016)

Análisis Estructural y puesta a prueba de un ala de carbono para un UAV ultraliviano

En este artículo realizado por Warsi Sullivan, Y. Hwaung, T. Lacy, presenta los resultados del análisis de resistencia y rigidez de un ala de carbono para un UAV ultraliviano que está compuesta de vigas con diferentes patrones de capas laminadas y espesores (R. Warsi, Hwang, Rais-Rohani, & Lacy, 2009). Un modelo de elementos finitos no lineal es desarrollado. Las dimensiones de dicha ala son 217 pulgadas de envergadura y un perfil de 4 pulgadas de espesor en la raíz. La idealización del ala para FE se muestra en la figura 6, esta incluye una costilla de raíz, piel sándwich superior e inferior de 0.125 pulgadas de grosor y tres vigas (frontal, principal y trasera) ubicadas en el 15, 40 y 70% de la cuerda respectivamente, donde la viga principal se prolonga dentro del fuselaje para rigidez a la flexión y una serie de pines provee la resistencia a las cargas cortantes formando la conexión costilla de raíz/fuselaje. Todos los miembros estructurales son fabricados de Toray-T700G, un epoxi de fibra de carbono tejido, y Toray-T700S.

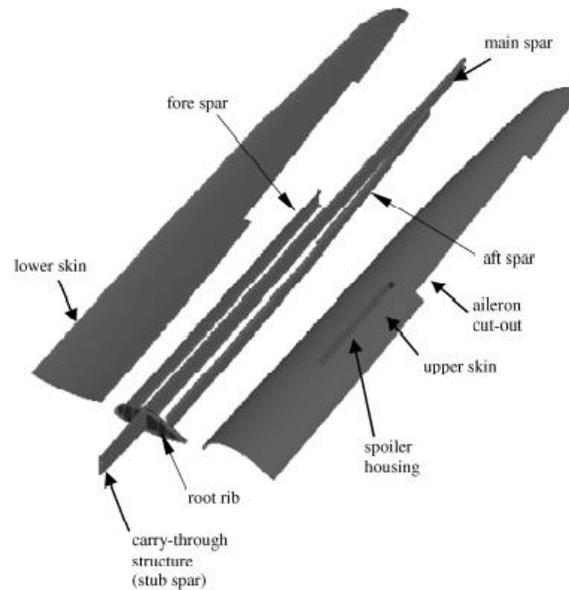


Figura 7. Componentes estructurales del ala (R. Warsi, Hwang, Rais-Rohani, & Lacy, 2009)

En el desarrollo de elementos finitos, se utilizaron modelos ABAQUS a escala completa del ala con el propósito de predecir las deflexiones estructurales y esfuerzos asociados con condiciones críticas de carga. El modelo preliminar contaba con 34165 elementos y 79855 nodos. Las cargas aplicadas sobre el ala simulan una maniobra de pull-up y son aplicadas en diferentes estaciones haciendo que la línea de acción de la fuerza resultante cruzara $\frac{1}{4}$ de la cuerda de la sección transversal.

Planteamiento del problema

Actualmente la implementación de aeronaves no tripuladas en misiones de inspección y registro de terrenos en el sector agropecuario a nivel nacional ha aumentado, de esta manera las entidades gubernamentales establecen regulaciones que garantizan la seguridad en los vuelos, así como en la superficie, donde las aeronaves son categorizadas según su riesgo operacional, consideración del lugar y condición de la misión más allá de su tamaño o peso de despegue (Ministerio de Transporte República de Colombia, 2018). De esta manera, la universidad de San

Buenaventura sede Bogotá y Agrosavia, con el objetivo de aportar y promover a la industria agropecuaria han desarrollado el proyecto de la aeronave HyVprop, la cual es de tipo transicional con la finalidad de tomar imágenes de alta resolución a alturas y velocidades bajas en terrenos de difícil acceso, mejorando los procesos de siembra para pequeños y medianos agricultores (Jimenez & Agudelo, 2020).

Sin embargo, el diseño conceptual del HyVprop realizado no cuenta con una estructura, ni materiales definidos que permitan su construcción y operación. Por lo tanto, se decide realizar el diseño preliminar de la estructura donde se asigne una configuración estructural y materiales compuestos al UAV. Donde se cumpla con un factor de seguridad que permita desempeñar una operación segura, cumpliendo normativas internacionales como la regulación de aviación civil australiana que dicta que la estructura de un UAV debe estar diseñada para soportar la máxima carga operacional determinada por su envolvente de vuelo, además, esta debe satisfacer los estándares de construcción de una aeronave de la misma categoría y peso (Autralian goverment-Civil aviation safety authority, 2002).

. Debido a sus características VTOL hacen que la aeronave deba tener una estructura resistente capaz de soportar cargas de despegue y aterrizaje vertical, así como cargas desarrolladas dentro de la envolvente de vuelo. Igualmente, la estructura del HyVprop no debe presentar falla ante oscilaciones puesto que está condicionada a soportar vibraciones y altas temperaturas provenientes de la combustión del motor, contando con un motor recíproco Saito fg-21V de 2hp y cuatro motores T-Motor U7 de 420KV cada uno. Asimismo, debido a que la aeronave durante su operación incluye el uso de varios componentes como sensores y cámaras que aumentan la carga paga y el costo total, así como el combustible necesario para el desarrollo

satisfactorio de la misión, se debe asegurar una autonomía eficaz y segura mediante una estructura no mayor a 8541 gramos.

Justificación y pregunta de Investigación

Actualmente las aeronaves no tripuladas son empleadas por diferentes personas, industrias, gobiernos, ejércitos, entre otras; que aumentan la viabilidad y rentabilidad de la industria, incrementando las ganancias y el respaldo a las instituciones o entidades que desarrollen o investiguen las UAV, de esta manera se establece que en la actualidad el mercado mundial de UAV's está estimado en 20 Billones de dólares y se proyecta que para 2025 su valor incremente un 129% (MarketsandMarkets, 2019). Equitativamente, pero en menor proporción Latinoamérica se encuentra progresando y posicionándose en la fabricación y diseño de aeronaves no tripuladas, siendo Brasil su mayor participante, seguido de México y Argentina, al igual que en el mercado mundial se predice para Latinoamérica un crecimiento significativo que permitirá la independencia de fabricantes extranjeros y más demanda de aeronaves (Mordor Intelligence, 2019). Las aeronaves no tripuladas que se encuentran o han estado en operación en Colombia han permitido explorar campos poco desarrollados que ocupan este tipo de tecnología en diferentes partes del mundo, como lo son la agricultura, la vigilancia, el estudio de suelos, estudio de condiciones atmosféricas, misiones militares, entre otras, esta última siendo una de sus aplicaciones predominantes en el país (Sanchez, Mulero, & Saumeth, 2013). Sin embargo, una porción mínima de estas aeronaves ha sido diseñadas y construidas en Colombia, debido a que el mercado en Colombia aún no ha sido desarrollado y/o respaldado, no obstante, se estima que el desarrollo de la industria aeroespacial colombiana represente un ingreso del 80% del total que producirá el sector aéreo para el 2050, con apoyos de parte del gobierno y otras entidades como Airbus o Ecopetrol (DINERO, 2019). A la fecha, existen grupos de investigación que se enfocan

en el estudio y creación de aeronaves no tripuladas pertenecientes a instituciones educativas como la Universidad de San Buenaventura, Universidad Santo Tomas, Universidad de los Andes, etcétera, o entidades gubernamentales como la CIAC (Corporación de la industria aeronáutica colombiana) (CIAC S.A, 2020). En este sentido, el grupo de investigación Aerotech de la Universidad de San Buenaventura sede Bogotá se dedica a realizar, desarrollar, diseñar, investigar y construir este tipo de aeronaves no tripuladas, igualmente busca impulsar y proponer soluciones para el creciente mercado de UAV en Colombia, entre los vehículos aéreos del grupo de investigación se encuentra la aeronave Navigator, una de las primeras UAV diseñadas y fabricadas en Colombia, además del presente diseño de la aeronave VTOL HyVprop (Jimenez & Agudelo, 2020). Este proyecto de investigación tiene como propósito realizar un diseño preliminar de la estructura y asignación de materiales de la aeronave no tripulada (UAV) HyVprop que aporte significativamente al limitado historial de diseño estructural de aeronaves no tripuladas tipo VTOL que existe en Colombia, de igual manera el diseño busca contribuir y promover a futuros estudiantes o investigadores a desarrollar y explorar el ascendente campo del diseño de UAV's, favoreciendo así la situación del país en el mercado mundial de las aeronaves diseñadas y fabricadas en Colombia.

Por lo anterior, se plantea la siguiente pregunta de investigación:

¿Qué configuración estructural conformada por materiales compuestos avanzados puede establecerse para la aeronave HyVprop, capaz de soportar cargas propuestas sin superar el límite de peso?

Objetivo General

Diseñar la estructura de la aeronave HyVprop utilizando materiales compuestos avanzados.

Objetivos Específicos

Establecer las cargas críticas del diseño de la aeronave.

Seleccionar y desarrollar el modelo CAD de la configuración estructural que cumpla con los requerimientos de peso y resistencia.

Diseñar los miembros estructurales en materiales compuestos avanzados, basados en simulaciones computacionales.

Alcances y Limitaciones

Conforme a los requerimientos se determinan alcances y limitaciones que permiten definir hasta donde se propone realizar el diseño de la aeronave, además de considerar las restricciones del proyecto. Con base en lo anterior se describen a continuación:

Alcances

- Se realizará el diseño preliminar de la estructura, el cual incluirá el análisis estructural, selección de los materiales, diseño de elementos estructurales y catálogo de partes ilustrado (IPC)
- Se obtendrán cargas aerodinámicas, sustentación, arrastre y momento, en XFLR5 de ala y cola, además de encontrar con cálculos manuales las cargas de despegue vertical en el sistema VTOL y fuerzas aplicadas en el fuselaje.

- Se analizarán las propiedades de los materiales compuestos en cada uno de los componentes de la estructura, y para cada uno de los mencionados se determinará la configuración del material.
- Se desarrollará una prueba de flexión para el sistema de unión del ala (tubos de fibra de carbono) en la maquina universal de ensayos basado en la norma ASTM D7264 (ASTM International, 2008).
- Se realizará el diseño de la estructura de la aeronave HyVprop cumpliendo con los requerimientos de peso, resistencia y rigidez, el cual será modelado en el software Solid Edge.
- Se desarrollará un análisis de elementos finitos en el programa de simulación ANSYS donde se encontrarán esfuerzos máximos, factores de seguridad y deformaciones, con mallas de un número de elementos no mayor a 32000. Posteriormente, se realizarán validaciones teóricas de casos simples de los datos obtenidos.
- El diseño se regirá por las normativas vigentes de UAV's y otras categorías, tomando como principal referencia la autoridad de aviación australiana y la regulación federal de aviación.
- Se determinarán los elementos de sujeción entre los componentes, que permitan el ensamble efectivo de la aeronave.
- Se realizará un catálogo ilustrado de partes IPC.

Limitaciones

- No se desarrollará un análisis estructural a los elementos de sujeción, por el contrario, solo se evaluará el análisis de la unión del ala central, ala exterior y unión de la cola en V.
- No se desarrollará un análisis de fatiga y concentradores de esfuerzos que permita la estimación de ciclos de vida útil, tampoco se analizarán uniones pernadas y pegadas.

- Al contar únicamente con licencia estudiantil de ANSYS el número de elementos y/o nodos estará limitado por 32000, de esta manera se hará una idealización a la estructura.
- No se realizará un estudio de convergencia de malla en los componentes debido a la limitación de elementos y el tamaño de las estructuras.
- No se hará un diseño detallado de la estructura, por lo tanto, no se realizará el diseño de componentes eléctricos y electrónicos o elementos que soporten la carga paga.
- No se construirá la estructura y no se realizarán pruebas no destructivas a la aeronave.
- Debido a que no se realizaran pruebas mecánicas de los componentes laminados solo se seleccionaran con los resultados obtenidos de las simulaciones en ANSYS y caracterización obtenida del MIL-HDBK-17-3F - Composite materials Handbook (Handbook, Department of Defense, 2002) .
- No se realizará asignación de material a los soportes de los motores eléctricos, a la nariz y sección trasera del fuselaje, de igual forma estos componentes no se incluirán en la simulación de elementos finitos.
- No se empleará el número de probetas mínimas establecidas en la norma ASTM D7264 (ASTM International, 2008), debido a que en los objetivos del proyecto no se encuentra la caracterización de los materiales definidos.
- No se desarrollará ninguna consideración o análisis sobre la distancia de borde o ubicación de los agujeros.
- No se realizará el protocolo de fabricación del aditamento de acero ya que no es relevante para la prueba de flexión.
- No se elaborará un protocolo de guía de simulación de análisis de elementos finitos, al igual que un protocolo para la elaboración de la prueba de flexión en la maquina universal de ensayos.

- No se tendrán en cuenta los efectos de superficies hipersustentadoras ni de control.
- No se considerará para el análisis estructural las vibraciones producto de los motores.

Marco Conceptual

Diseño preliminar

El proceso de diseño de una aeronave se fracciona en tres fases, el diseño conceptual, preliminar y detallado (Raymer, 2018), en los cuales se responde y se llevan a cabo unos requerimientos, que se observan en la figura 8, que proyectan los alcances y limitaciones del diseño.

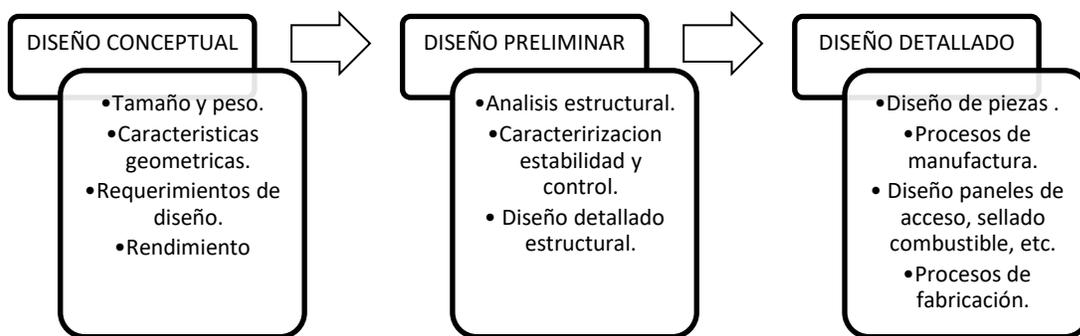


Figura 8. Proceso diseño de una aeronave

En el diseño conceptual se responden preguntas básicas de disposición de configuración, rendimiento, tamaño y peso, que permiten una estimación de cómo será la aeronave según los requisitos iniciales, por ejemplo, se incluyen las geometrías del ala, cola, forma general del fuselaje, ubicación de la tripulación, carga útil, pasajeros, equipo, instalación motora, tren de aterrizaje, etc.

Para el diseño preliminar se realiza una evaluación y diseño más detallado de los conceptos establecidos anteriormente, que garantiza que la aeronave pueda ser construida a tiempo y con los costos previstos, así se realizan los análisis de mecánica de vuelo y estructural (ala, fuselaje, cola, sistema VTOL), pruebas aerodinámicas, de propulsión, estabilidad y control, etcétera. Sin embargo, el diseño preliminar no es construible debido a que no se han establecido factores como los paneles de acceso, manufactura de los materiales empleados, sellado de

combustibles, uniones pernadas o soldadas y diseño de componentes eléctricos o elementos que soporten la carga paga (Raymer, 2018). Igualmente, el modelado CAD se realiza más detallado lo que requiere la estimación de las partes estructurales individuales y cálculo más preciso de los pesos de materiales empleados en la estructura y sistema (Gundlach, 2012).

Cargas aerodinámicas

Las cargas aerodinámicas se componen de sustentación, arrastre y momento. Los efectos del flujo alrededor en un perfil aerodinámico, como la diferencia de presión entre el intradós y el extradós, provocan una fuerza perpendicular a la cuerda llamada sustentación que permite el vuelo de la aeronave y depende del ángulo de ataque, área y geometría del ala, densidad y velocidad del aire, de igual manera, la sustentación actúa sobre el fuselaje, cola y rotores. Por otro lado, el arrastre es una fuerza paralela a la cuerda; existen dos tipos de arrastre, inducido y parásito, producidos por efectos viscosos y de presión como consecuencia de la sustentación, respectivamente. Por último, un momento causado por la fuerza de sustentación y la distancia entre el centro aerodinámico y de presión (AeroToolbox, 2017).

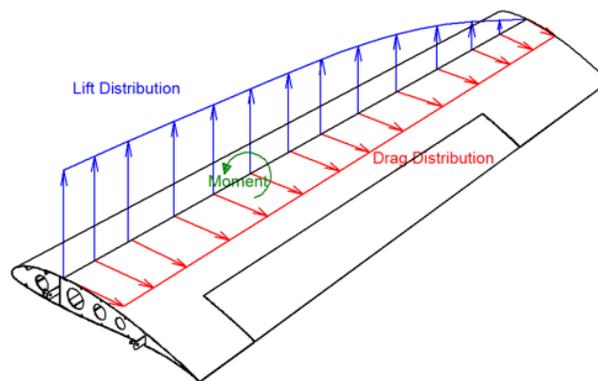


Figura 9. Fuerzas externas del ala (Jimenez Soler, 2013)

Aproximación de Schrenk

La aproximación de Schrenk supone que la distribución de sustentación a lo largo de la envergadura de un ala con bajo o cero twist y en regímenes subsónicos es el promedio entre la distribución de un ala elíptica y una trapezoidal (Corke T. , Design of aircraft, 2003). De modo que, si el ala es elíptica, primero se calcula la variación de la cuerda a través de la envergadura (ecuación 1) y posteriormente se implementa en la ecuación de sustentación local (ecuación 2).

$$c(y) = \frac{4s}{\pi b} \sqrt{1 - \left(\frac{2y}{b}\right)^2} \quad (1)$$

$$L^E(y) = \frac{4L}{\pi b} \sqrt{1 - \left(\frac{2y}{b}\right)^2} \quad (2)$$

Donde y es la coordenada de la envergadura en el ala. Adicionalmente, para un ala trapezoidal la longitud de la cuerda varía a lo largo de la envergadura como:

$$c(y) = c_r \left[1 - \frac{2y}{b}(1 - \lambda)\right] \quad (3)$$

Donde c_r representa la cuerda en la raíz y λ la relación de taperado. En consecuencia, la distribución para una forma trapezoidal se define como:

$$L^T(y) = L_r \left[1 - \frac{2y}{b}(1 - \lambda)\right] \quad (4)$$

Siendo L_r la sustentación local en la raíz del ala. Igualmente, el valor total calculado debe ser igual al valor obtenido integrando la ecuación 5

$$L = \int_{-b/2}^{b/2} L(y) dy = 2L_r \int_0^{b/2} \left[1 - \frac{2y}{b}(1 - \lambda)\right] dy \quad (5)$$

$$L = \frac{L_r b(1+\lambda)}{2} \quad (6)$$

Para completar la distribución trapezoidal se obtiene una expresión para L_r , asimismo al ser estimado en condición de crucero la sustentación es el peso máximo de despegue (MTOW) por el factor de carga (n).

$$L_r = \frac{2W_{MTOW} \cdot n}{b(1+\lambda)} \quad (7)$$

$$L^T(y) = \frac{2W_{MTOW} \cdot n}{b(1+\lambda)} \left[1 - \frac{2y}{b}(1 - \lambda) \right] \quad (8)$$

Prosiguiendo con el método de Schrenk la sustentación total es el promedio de las dos expresiones obtenidas anteriormente.

$$L^{\sim}(y) = \frac{1}{2} [L^T(y) + L^E(y)] \quad (9)$$

$$L^{\sim}(y) = \frac{1}{2} \left[\frac{2W_{MTOW} n}{b} \left(\frac{1}{1+\lambda} \left[1 - \frac{2y}{b}(1 - \lambda) \right] \right) + \left(\frac{2}{\pi} \sqrt{1 - \left(\frac{2y}{b} \right)^2} \right) \right] \quad (10)$$

Estructura

La estructura para una aeronave es la encargada de soportar y transmitir las cargas aplicadas desarrolladas en diferentes condiciones de vuelo, además de proveer forma aerodinámica y contener de manera segura todos los sistemas que esta posea. Las estructuras cuya capacidad de soportar cargas dependan de caparazones delgados son llamadas monocasco, mientras que aquellas estructuras donde el caparazón es soportado por miembros rigidizadores longitudinales y marcos transversales que resisten cargas torsionales, flectoras y de compresión, se designan como semi-monocasco. (Megson, 2007)

La complejidad de la estructura en un ala varía de gran manera según el tipo de aeronave y el objetivo que esta cumpla, sin embargo, su función es la misma. La forma aerodinámica de la sección transversal de un ala es determinada por las costillas, estas actúan junto con la piel para

soportar las cargas aerodinámicas distribuidas. De la misma manera, el alma de las vigas se encarga de resistir cargas cortantes y de torsión.



Figura 10. Configuración larguerillo-piel (Jimenez Soler, 2013)

Por otra parte, aunque los fuselajes poseen diferente forma aerodinámica, sus miembros estructurales desempeñan funciones similares, sin embargo, existen diferencias en la formación de cargas como las aerodinámicas que son relativamente bajas; por otro lado, el fuselaje soporta cargas altas ocasionadas por las reacciones del ala y el empenaje (Megson, 2007).

Esfuerzos

El esfuerzo se define como la fuerza por unidad de área, o la intensidad de fuerzas distribuidas en una sección, este se expresa con la letra griega sigma σ . Estos se dividen en esfuerzos a tensión y cortantes; los esfuerzos a tensión son ocasionados por cargas axiales, ya sean a tensión o compresión, y por momentos flectores, por otro lado, los esfuerzos cortantes son producidos por cargas transversales y momentos torsores.

Materiales compuestos

Un material compuesto consta de dos o más componentes combinados a nivel macroscópico y no solubles entre sí, que mejoran las características de un material común, tales como mayor resistencia al impacto, rigidez, conductividad térmica, resistencia a la fatiga, corrosión, reducción

de peso, entre otros. Están divididos en dos, el refuerzo que se presenta en forma de fibras, *flakes* o partículas y define las propiedades mecánicas, asimismo está la matriz generalmente continua, que transmite los esfuerzos y cuenta con las propiedades físicas y químicas del compuesto. De la misma manera, los Materiales Compuestos Avanzados (ACM) se derivan de los Plásticos de Fibra de vidrio Reforzados (FRP) y son implementados comúnmente en industrias aeroespaciales, en las que características como refuerzos de alto rendimiento y diámetros pequeños en la matriz son fundamentales (Hollman, 1983) (Kaw, 2006). Los ACM pueden ser distinguidos como materiales que son gobernados por las propiedades de las fibras reforzadas que poseen características de alta resistencia y rigidez, así como alta resistencia a la fatiga y baja expansión térmica a un muy bajo peso que ocupan una fracción de volumen alta en el compuesto (Louis A & Michael J, 1994). Los materiales compuestos se clasifican por el tipo de matriz (polímero, metal, cerámica y carbono) o por la geometría del refuerzo (partículas, fibras o *flakes*) (Kaw, 2006), estas últimas descritas a continuación.

- Los compuestos de partículas consisten en partículas añadidas aleatoriamente, isotrópicamente, en matrices de aleaciones o cerámicas que proporcionan una mejor resistencia a la temperatura y oxidación.
- Compuestos de *flakes*, constan de refuerzos planos de matrices difíciles de orientar y un número limitado de materiales disponibles como el vidrio, aluminio y plata, presentan ventajas como un alto módulo de flexión, mayor resistencia y bajo costo.
- Compuestos de fibra, consisten en matrices reforzadas por fibras cortas (discontinuas) o largas (continuas) que proporciona resistencia a la tracción, deformación y compresión. Las fibras generalmente son anisotrópicas, es decir, que poseen diferentes propiedades según la dirección en la que se analice, como el carbono y aramidas; asimismo, las matrices son de polímero, metal, cerámica y carbono.

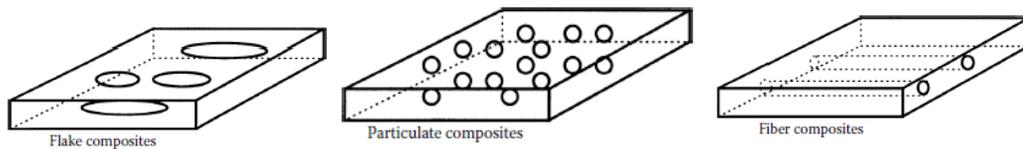


Figura 11. Geometrías de refuerzo (Kaw, 2006)

Propiedades mecánicas de materiales compuestos

A continuación, se describirán algunos materiales propuestos para conformar la estructura, señalando sus características principales, que más adelante determinarán su efectividad en la estructura.

Fibras

E-Glass

E-Glass es un tipo de fibra de vidrio que se produce en altas tasas de producción y demuestra buenas propiedades mecánicas como una alta rigidez, alta resistencia, densidad relativamente baja, no inflamable, resistente al calor y baja afectación a la humedad. Sin embargo, su resistencia a la fatiga es baja y su densidad es similar a la del aluminio, que es elevada comparada con fibras como la fibra de carbono, por ende, está limitada a componentes secundarios que no están sometidos a grandes fuerzas o cargas cíclicas (Shrotri, COMPOSITE SKID LANDING GEAR DESIGN INVESTIGATION , 2008).

Sus principales características son:

Tabla 1. Características E-Glass

E-Glass (MatWeb, 2021)	
Densidad [kg/m³]	2540
Resistencia a la tracción [Mpa]	521
Módulo de elasticidad [GPa]	72,5

Kevlar-49

El kevlar es un material con una alta resistencia a la tracción y módulo de elasticidad, pero liviano y duradero. Asimismo, cuenta con propiedades mecánicas como un bajo coeficiente de dilatación térmica, alta resistencia al impacto y elongación muy baja hasta el punto de rotura. No obstante, las desventajas de este material es una capacidad elevada de absorción de humedad y baja resistencia a la compresión (DUPONT, 2021).

Las propiedades más importantes son:

Tabla 2. Características Kevlar 49

Kevlar 49 (MatWeb, 2021)	
Densidad [kg/m³]	1440
Resistencia a la tracción [Mpa]	3000
Elongación a la rotura [%]	2,4
Absorción de humedad [%]	3,5

Fibra de carbono

La fibra de carbono ofrece propiedades mecánicas como una alta relación peso/resistencia, alta conducción térmica y eléctrica. Por lo general esta fibra es preferida sobre otros materiales por su baja densidad, alta resistencia a la tracción y excelente resistencia a la fatiga.

La fibra de carbono puede llegar a tener los filamentos en dos configuraciones: unidireccional y bidireccional. La fibra unidireccional permite que la fuerza de todo el tejido se concentre en una dirección, sus propiedades mecánicas son anisotrópicas y generalmente esta estructura se adapta a las cargas que soportara, una desventaja es la baja tolerancia al daño. Por otro lado, en la fibra bidireccional la fuerza se divide en dos direcciones diferentes, su comportamiento es isotópico y aporta mayor resistencia a la abrasión, rigidez y mayor resistencia a fuerzas en dos direcciones (Jones, 1999).

Tabla 3. Características de la fibra de carbono

	T300 (MatWeb, 2021)	Fibra UD (Department of defense Handbook, 2002)
Densidad [kg/m³]	1760	1800
Resistencia a la tracción [Mpa]	3530	2231
Módulo de elasticidad [GPa]	230	230

Resinas

Resina epoxy

La resina epoxy es de tipo termoestable y es compatible con fibra de carbono, fibra de vidrio y aramida. Es reconocida por una buena estabilidad térmica, alta resistencia a la fluencia, gran rigidez, resistencia a la humedad, resistencia a esfuerzos, adherencia a los materiales y alta dureza. (Hollman, 1983)

Resina poliéster

Las resinas de poliéster generalmente tienen una resistencia más baja y no se adhiere a los metales como la resina epoxy. Sin embargo, estas resinas son más viscosas, más fáciles de manipular y tienen un menor costo. Además, tiene una baja absorción de humedad y alta resistencia química por lo que es usada en tanques de combustibles comúnmente. (Hollman, 1983)

Material de nucleo

Espuma PVC

La espuma PVC es de los materiales de nucleo más usados en la industria aeroespacial, ya que presenta una buena resistencia química, excelentes propiedades de envejecimiento y alta resistencia al impacto. Análogamente, es compatible con la resina epoxica, poliéster y poliuretano. Esta espuma viene de diferentes densidades como de 80 kg/m³ y 60 kg/m³.

Tabla 4. Características espuma PVC

<i>Espuma PVC</i> (MatWeb, 2021)	
Densidad [kg/m³]	60
Resistencia a la tracción [Mpa]	39
Módulo de elasticidad [%]	70

Teoría de elementos finitos

Las estructuras continuas como placas planas, pieles y cascarones, no poseen subdivisiones naturales, por lo tanto, deben ser idealizadas artificialmente con un número de elementos llamados elementos finitos (Megson, 2007). Estos pueden ser bidimensionales o tridimensionales, siendo los triángulos y cuadriláteros los más usados, el uso de esta idealización depende de factores como el tipo de problema, la exactitud de la solución y el tiempo y el dinero disponible; mientras que una malla burda puede proveer resultados aproximados en un tiempo corto, una malla fina proporcionaría resultados más exactos, pero tomando un mayor tiempo para la solución. Una alternativa a este problema es situar elementos más pequeños en lugares donde se puedan concentrar esfuerzos y así obtener un resultado satisfactorio.

Como se había nombrado anteriormente, los dos elementos más comunes son los triangulares y los cuadriláteros. La ventaja de elementos triangulares sobre otros es que estos pueden representar formas irregulares y fronteras con relativa facilidad; por otra parte, los elementos cuadriláteros son usados frecuentemente en combinación con los triángulos para construir formas geométricas (Megson, 2007).

Pandeo

El pandeo se define como una pérdida de estabilidad que ocurre cuando una carga de compresión aplicada alcanza un valor crítico el cual provoca un cambio en la forma del elemento

generando grandes desplazamientos y aunque no siempre causa la fluencia del material se considera como un modo de falla una estructura que se encuentra pandeada no puede soportar las cargas de diseño de la misma manera (Engineer, 2021).

En la industria aeroespacial se pueden encontrar placas planas rectangulares en forma de paneles reforzados, sin reforzar y paneles entre refuerzos. La literatura se limita a paneles de características ortotrópicas con ciertas condiciones de frontera como lo son fijo, de soporte simple o libre (Handbook, Department of Defense, 2002). El pandeo lineal, o valor Eigen puede predecir el pandeo teórico en una estructura elástica ideal, sin embargo, este método posee menor precisión que un análisis de pandeo no lineal (Castro, Coronado, & Luis, 2013). El valor de pandeo Eigen “Eigenvalue” se utiliza generalmente para estimar cargas críticas de pandeo en estructuras rígidas que son sometidas primariamente a cargas axiales, estas cargas de pandeo son calculadas en relación con el estado original de la estructura, sin embargo, su magnitud no es importante ya que estas son escaladas por multiplicadores de carga que se predicen en el análisis del Eigenvalue y normalmente el multiplicador de carga menor es de interés al ser el más crítico (Ellobody, 2014).

Reglamentación

Para la realización del diseño preliminar de la aeronave HyVprop se deben considerar normativas que regulan las características de diseño y operación del UAV. Como primera referencia se toma el reglamento aeronáutico colombiano (RAC) en el numeral 91 apéndice 13 en el que se aborda la operación de sistemas de aeronaves no tripuladas-UAS (Reglamentos aeronáuticos colombianos (RAC), 2018), de este modo se clasifica la operación de la aeronave como clase A que corresponde a aeronaves con un MTOW mayor a 250 gr y hasta 25 kg. En el

apéndice 13 se establecen limitaciones y condiciones de operación e inscripción del propietario del UAS, limitaciones importantes se presentan para este proyecto:

Todo vuelo no deberá efectuarse a una altura mayor a 121.92 metros sobre tierra o agua, de igual manera, la distancia mínima entre las nubes respecto de la UA no podrá ser menor a 152.4 metros. La operación solo podrá realizarse en espacio no controlado y en un radio mayor a 9km y 3km, de un aeródromo y helipuerto, respectivamente; por último, no se podrá realizar actividades de fumigación aérea ni ningún otro trabajo aéreo como transporte de objetos, solamente se llevará a cabo captura de imágenes fijas o en movimiento. (Reglamentos aeronáuticos colombianos (RAC), 2018)

Sin embargo, la reglamentación nacional no abarca definiciones de diseño o análisis de estructura de UAV's, por esta razón se decide implementar y acatar la reglamentación de seguridad de aviación civil australiana (CASA) parte 101 con modificación de la AC101-1 de 2002 (Australian government- Civil aviation safety authority, 2002) referente a las especificaciones de diseño, mantenimiento y capacitación de recursos humanos de aeronaves y cohetes no controlados, igualmente la reglamentación federal de aviación (FAR) o la agencia europea de seguridad aérea (EASA) no se implementaron debido a que estas solamente abarcan la operación, las licencias de pilotos y limitaciones; no tratan el diseño y construcción de aeronaves no tripuladas.

En CASA se especifican factores como límites de distribuciones de carga, factores de seguridad y limitación, deformación, controles de vuelo, sistema eléctrico, navegación, propulsión y accesibilidad:

Para vuelos de prueba el centro de gravedad no se puede desplazar más de un 7% hacia adelante o atrás, asimismo la estructura debe soportar las cargas a las que se le somete sin que la deformación afecte la integridad y operación de la aeronave, de este modo, se define que el factor

de seguridad debe ser de 1.5 y en maniobras de aproximadamente 3.8, no menor a 2 y con límite de -1.5. (Australian government- Civil aviation safety authority, 2002)

Metodología

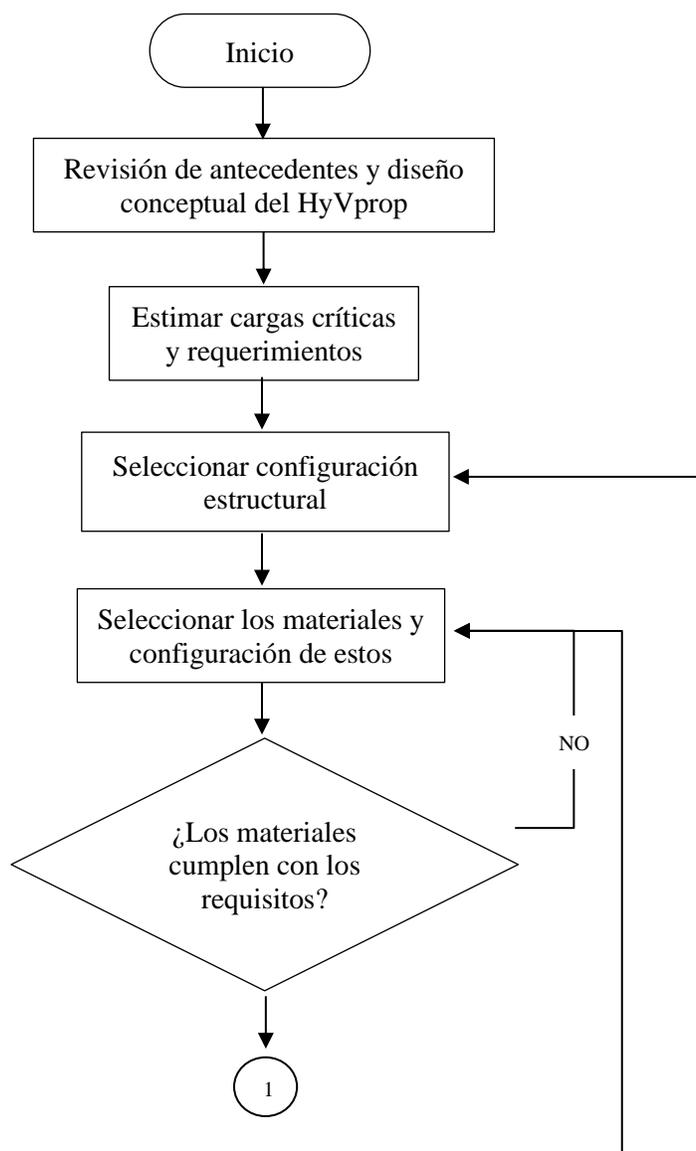
Este proyecto se desarrolla con un enfoque empírico-analítico, asimismo las líneas de investigación en las que se enfoca este proyecto son estructuras, materiales y diseño de aeronaves. Para la realización del proyecto se comienza con la revisión de antecedentes similares, los cuales se tomarán como referencia más adelante, asimismo se realiza la revisión del diseño conceptual con el objetivo de definir los requerimientos y parámetros iniciales de la aeronave, posteriormente se definen los alcances y limitaciones que se tendrán en la elaboración del diseño preliminar de la aeronave HyVprop.

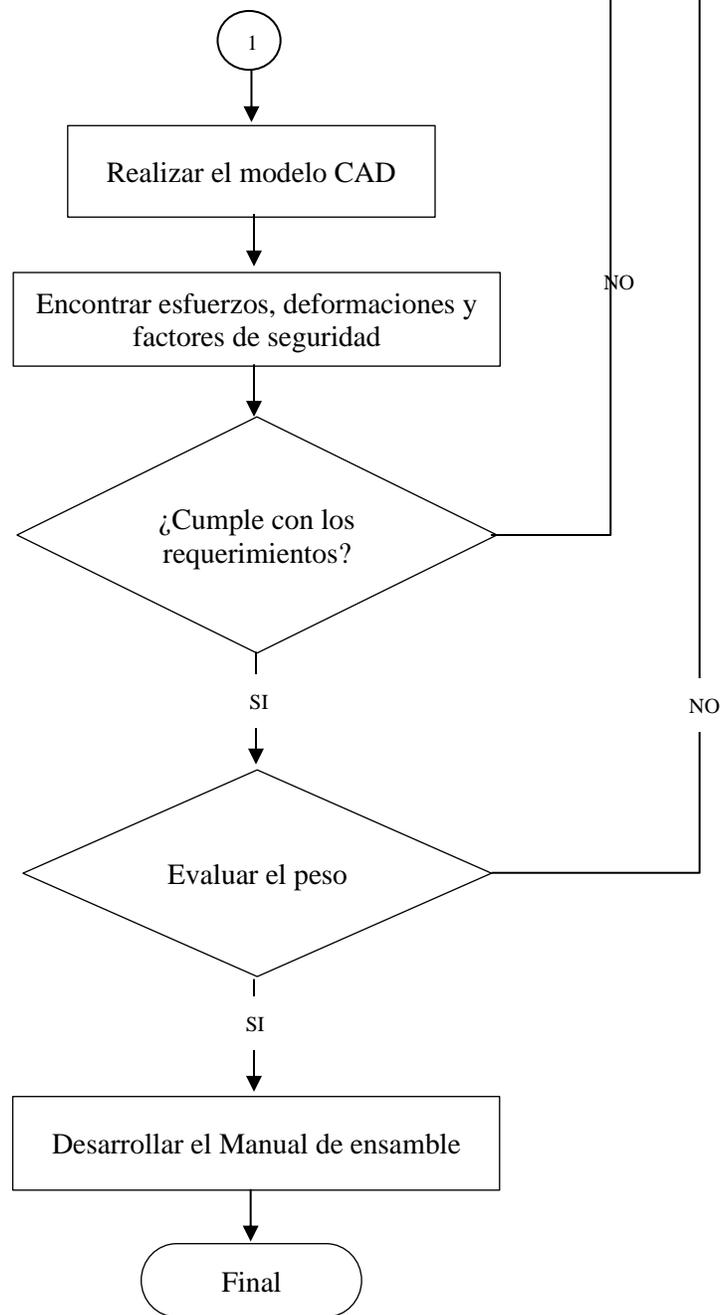
Una vez analizados los antecedentes y diseño conceptual se procede a establecer requerimientos como la estimación de los pesos, puntualmente el peso de la estructura; después de determinar los requerimientos se procede con la estimación de cargas que se realiza por medio de cálculos manuales y Software que faciliten su obtención, como ANSYS y XFLR5. De esta forma se selecciona una configuración estructural con base en los requerimientos, estimación de cargas y antecedentes consultados, además basados en el estudio de materiales compuestos se seleccionan los materiales para cada uno de los componentes y la configuración de estos, detallando número de capas, tipo de material, espesor, ángulos, fibras, resinas, etc. Teniendo en cuenta los materiales designados se evalúa e indaga si se encuentran disponibles en el mercado nacional y se tiene un acceso a ellos.

De igual forma, se elabora el modelo CAD en el software Solid Edge y se procede a realizar un análisis estructural, iniciando con una idealización de la estructura, en el cual se

encontrarán las deformaciones y esfuerzos a los que son sometidos las partes de la aeronave por medio de un análisis de elementos finitos en ANSYS, estableciendo un factor de seguridad referenciado en la regulación de aviación australiana. De esta manera se determinará si la estructura cumple con los requerimientos de peso, factor de seguridad, costos, soporte de cargas, entre otros; de no cumplirse estos parámetros será necesario realizar un rediseño que cumpla satisfactoriamente cada uno de los requisitos.

Por último, ya definida la estructura y sus respectivos materiales compuestos se redacta el documento del proyecto con los resultados y conclusiones obtenidos a lo largo del proceso del diseño preliminar de la aeronave HyVprop, asimismo se elabora un manual de ensamble de las partes de la aeronave.





Capítulo 2

Desarrollo de Ingeniería

2.1 Descripción aeronave

El HyVProp es una aeronave no tripulada de transición híbrida de configuración VTOL diseñada para fines agropecuarios. Adicionalmente el avión cuenta con un ala que se divide en dos secciones para facilitar el transporte y mantenimiento junto con una cola tipo v invertida y un tren de aterrizaje tipo skid (Gundlach, 2012).

Para el diseño y selección de los materiales es importante considerar el peso total de la aeronave, precisando en el peso de la estructura y sistemas que hacen parte de ella, dado que esto definirá la composición de esta. Cada uno de los pesos se encuentra especificado en el trabajo de grado titulado: Desarrollo de un Sistema Aéreo No Tripulado de Configuración Híbrida para el Mejoramiento de la Capacidad Productiva del Suelo en los Llanos Orientales (HyVProp) (Castillo, Galeano, & Sanchez, 2021); del mismo modo en la tabla 5 se mencionan los pertinentes para la selección estructural.

Tabla 5. Pesos HyVProp

Peso Total componentes eléctricos, motores, tanques [gr]	5459
WTO teórico (100%) [gr]	14000
Westructura [gr]	8541

2.2 Cargas Máximas en la aeronave

Durante la operación, la aeronave experimenta diferentes cargas producidas por fuerzas de inercia, presión del aire, reacciones a maniobras, entre otras; estas cargas determinan la configuración estructural que debe tener el avión, debido a que se deben soportar sin presentar falla y/o afectar la aeronavegabilidad (Niu C. Y., 1989). Por lo tanto, para determinar la estructura

y materiales del HyVprop se calculó las cargas soportadas de manera teórica empleando diferentes teorías y métodos, de igual manera utilizando recursos computacionales como XFLR5.

2.2.1 Envolvente de vuelo

Inicialmente, la envolvente de vuelo se tomó del trabajo de grado citado en la sección 2.1 (Castillo, Galeano, & Sanchez, 2021). Conforme a lo anterior, para aeronaves tipo UAV se debe contar con un factor de carga máximo positivo de 3,8 y -1,9 para la máxima carga negativa (Glízde, 2017), de la misma manera la envolvente tiene en cuenta factores de la aeronave como la masa, velocidad de pérdida, ráfaga, crucero, máxima velocidad horizontal, áreas y coeficientes de sustentación. Por lo tanto, la tabla 6 presenta los valores que soporta la aeronave durante su operación.

Tabla 6. Datos envolvente de vuelo

Datos envolvente de vuelo	
Vc [m/s]	29
W/S [N/m²]	116,22558
Vmax [m/s]	37,7
Vd [m/s]	40,6
Vs [m/s]	14,364236
n [Max. Positivo]	3,8
n [Max. Negativo]	-1,9
n	1
V(n Positivo) [m/s]	28,00105
V[m/s]	20,314097
-n	-1
V(n Negativo) [m/s]	20,314097

Posteriormente se observa el diagrama de la variación de la velocidad y carga (V-n) a lo largo de la operación, donde se señala las limitaciones aerodinámicas y estructurales del avión en las cuales no presentará falla, puntualizando las velocidades en cada condición.

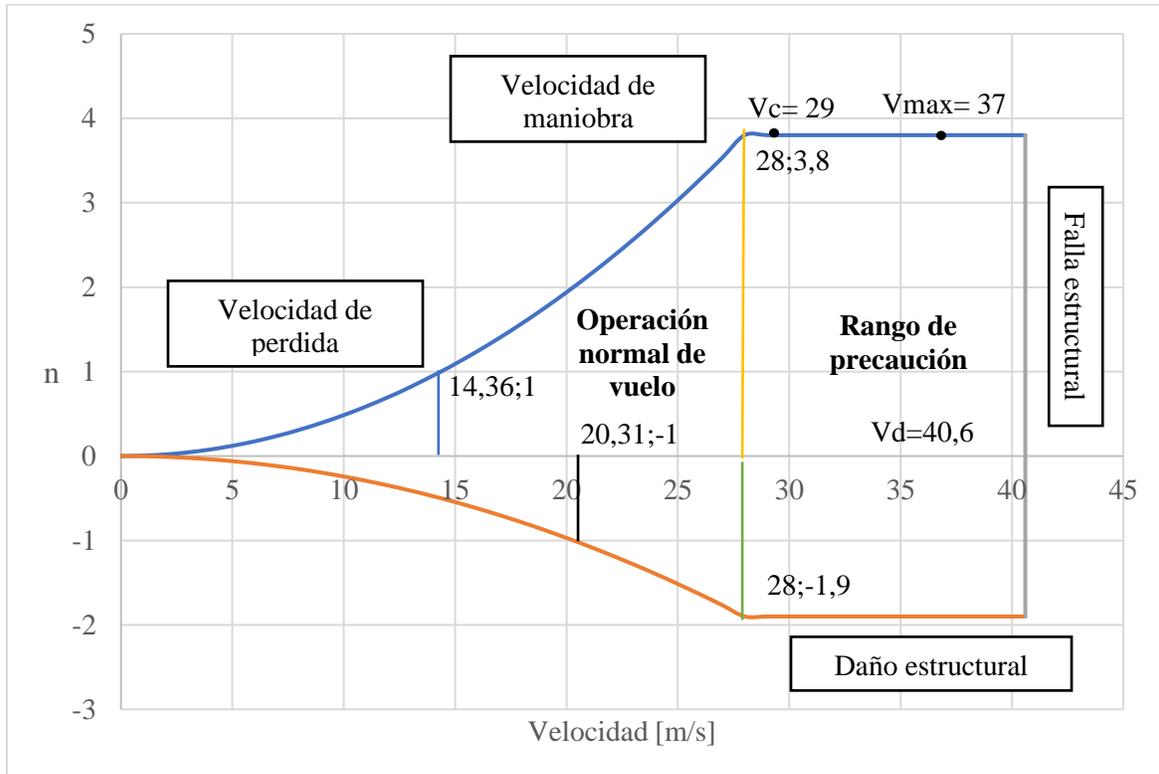


Figura 12. Diagrama V-n

2.2.2 Cargas en el ala

2.2.2.1 Cargas de sustentación

La sustentación en el ala se realizó a través de la aproximación de Schrenk, la cual está en función de la envergadura del ala y toma la forma elíptica y trapezoidal de esta. En el anexo [1](#) se observa cómo fue calculado, así mismo se empleó un factor de carga de 3,8 con base en lo establecido en la envolvente de vuelo, una relación de taperado para la sección recta y taperada de 1 y 0,6943, respectivamente y un peso máximo de despegue de 14kg; asimismo el ala se dividió

en 82 secciones y se evaluó con la ecuación 10. Una vez, establecidos los factores necesarios se considera la siguiente distribución de sustentación para la mitad de la envergadura.

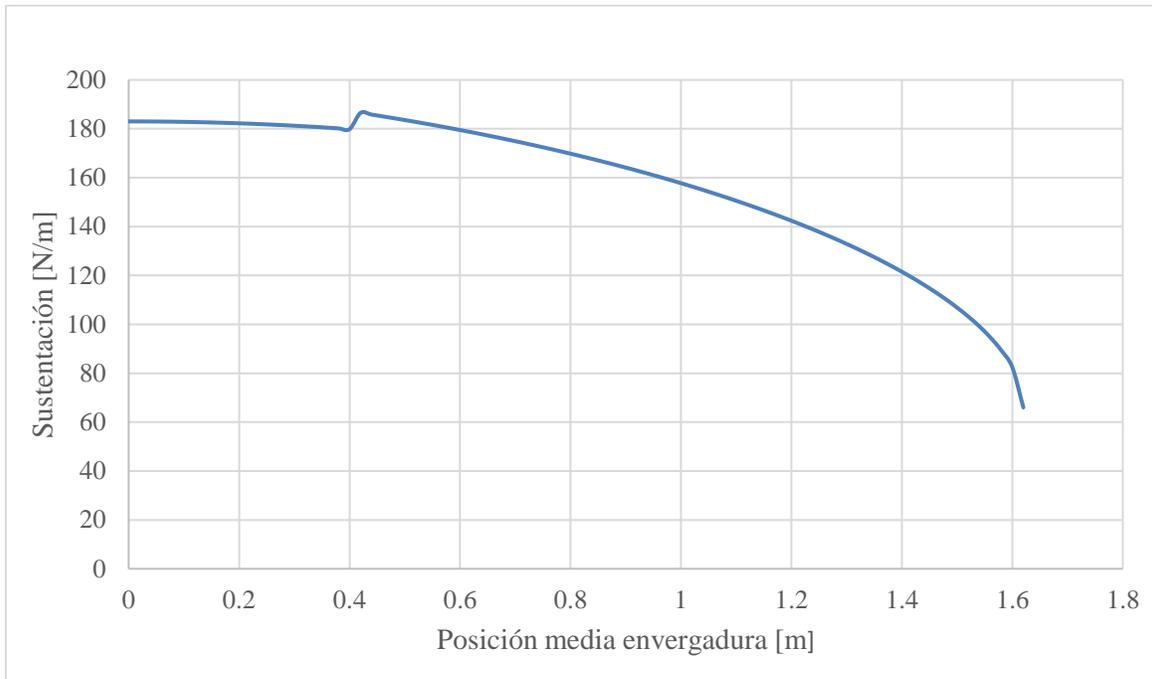


Figura 13. Distribución de sustentación vs posición envergadura

Obtenida la distribución, se determinó la ecuación polinómica que representa esta:

$$y = -93,717x^6 + 323,13x^5 - 335,33x^4 + 36,396x^3 + 62,322x^2 - 19,269x + 183,61 \quad (11)$$

Esta ecuación permite conocer la fuerza cortante que soporta el ala realizando una integración y graficándola (figura 14). Adicionalmente integrándola nuevamente se obtiene el momento flector al que está sometido el ala (figura 15).

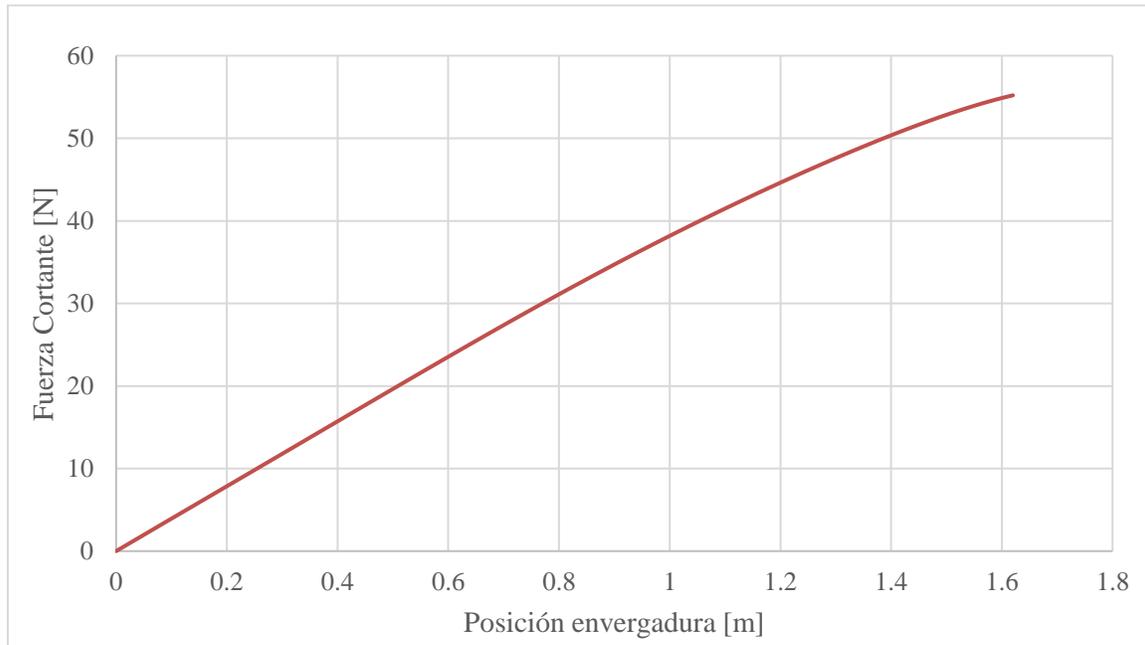


Figura 14. Distribución fuerza cortante vs media envergadura

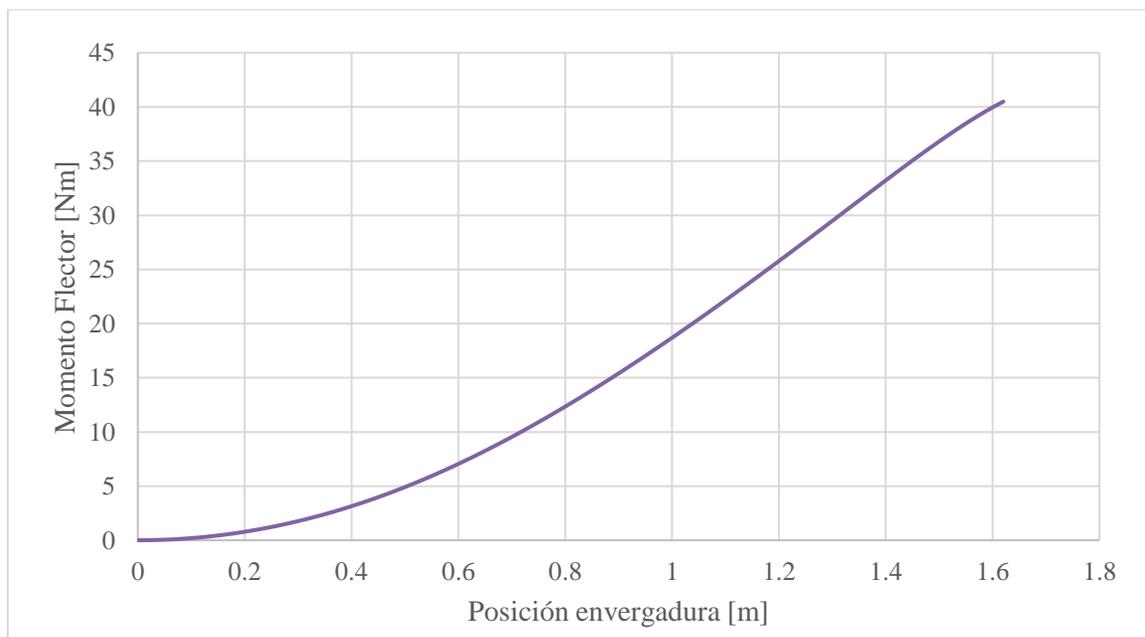


Figura 15. Distribución momento cortante vs media envergadura

2.2.2.2 Cargas de arrastre

La fuerza de arrastre sobre el ala se estimó con datos iniciales dados por la simulación en el programa XFLR5 (Castillo, Galeano, & Sanchez, 2021) el cual presenta buenos resultados en aeronaves con bajo número de Reynolds. El estudio se basó en el método de análisis de vórtice de anillo, tipo velocidad constante y paneles 3d.

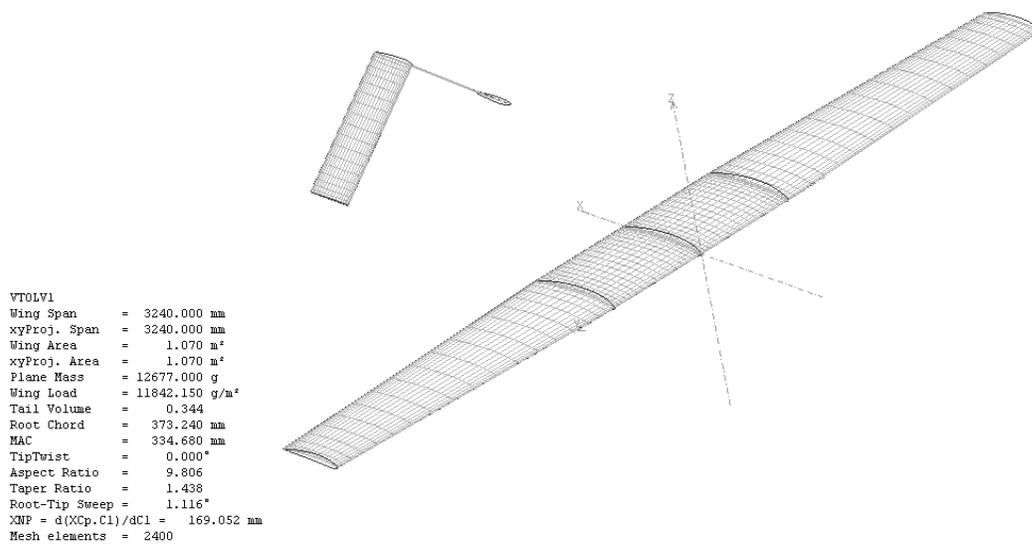


Figura 16. Análisis en XFLR5

Tras conocer los valores del coeficiente de arrastre inducido (C_{Di}) y coeficiente de arrastre parásito (C_{Do}) en las secciones hechas a lo largo de la envergadura, se sumaron respectivamente para especificar el coeficiente de arrastre total, empleando la ecuación 12, tomando valores entre 0,009 para C_{Do} y 0,047 para C_{Di} .

$$C_D = C_{Do} + C_{Di} \quad (12)$$

Posteriormente con la expresión expuesta en *Aircraft performance and design* (Anderson, 1999) se calculó el drag total a lo largo de la mitad de la envergadura.

$$D = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_D \quad (13)$$

Donde ρ es la densidad en condición estándar, V la velocidad, S el área del ala y C_D el coeficiente de arrastre en cada uno de los puntos determinados anteriormente. Alcanzando valores de arrastre entre 4,7 N y 31,1 N, como se observa en la figura 17, en contraste con la sustentación, el arrastre no tiene una aproximación exacta, ya que la predicción esta más allá de la capacidad de los modelos aerodinámicos numéricos actuales (Jobe, 1985). Asimismo, el análisis en XFLR5 y los cálculos de arrastre se pueden observar en el anexo [2](#) y [1](#), respectivamente.

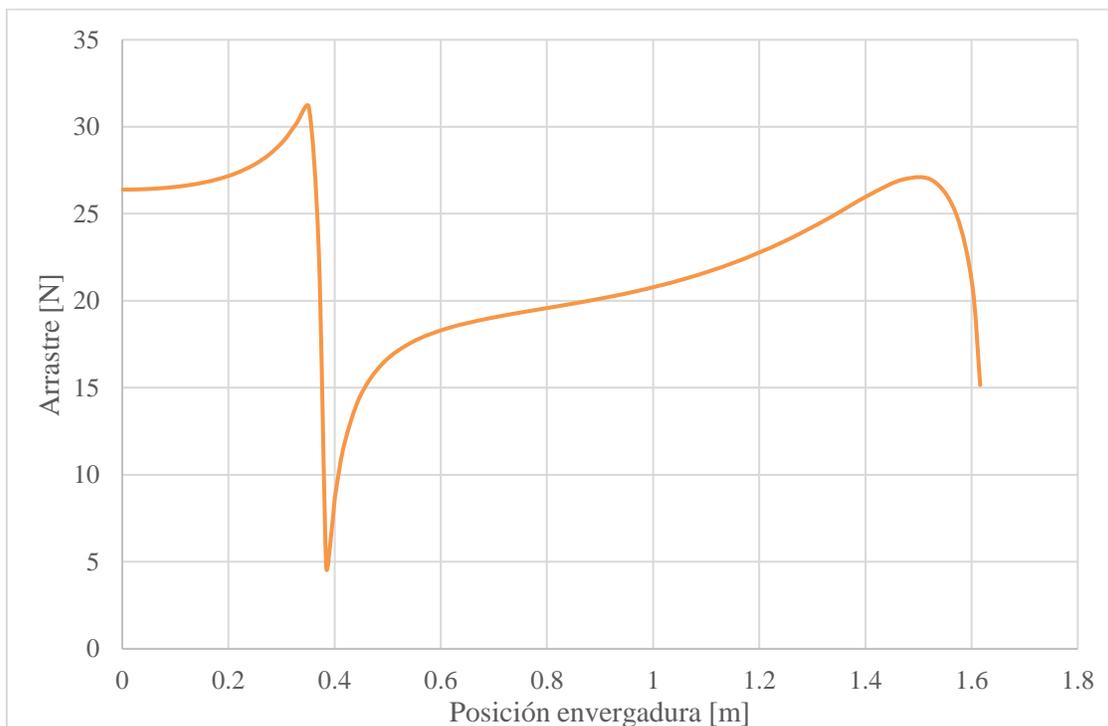


Figura 17. Arrastre vs. Posición envergadura

2.2.2.3 Momento aerodinámico

El momento causado por la fuerza de sustentación y arrastre se genera en el centro aerodinámico del ala. Así mismo el momento producido depende de factores como la cuerda del

ala en la sección, densidad, coeficiente de momento, área y velocidad (Corke T. , Design of aircraft, 2003), como se muestra en la ecuación 14.

$$M = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_m \bar{c} \quad (14)$$

De esta forma el momento en cada sección se halló por medio de la expresión anterior, tomando el coeficiente de momento del análisis previamente mencionado (anexo 2) del programa XFLR5 con un valor de 0,004. De la misma manera se calculó el momento aerodinámico para la mitad del ala con la cuerda media aerodinámica:

$$M = \frac{1}{2} \left(\frac{1,225 \text{ kg}}{\text{m}^3} \right) (40,986 \text{ m/s})^2 (0,5352 \text{ m}^2) (0,004) (0,334 \text{ m})$$

$$M = 0,61865 \text{ Nm}$$

2.2.3 Cargas en la cola

La cola representa fuerzas importantes para la aeronave debido a que permite un equilibrio para todo el sistema, produciendo sustentación, arrastre y momento. La cola se considera como un ala pequeña, sin embargo, al ser de configuración en v invertida como se observa en la figura 18, se toman algunas consideraciones para calcular las fuerzas correspondientes.

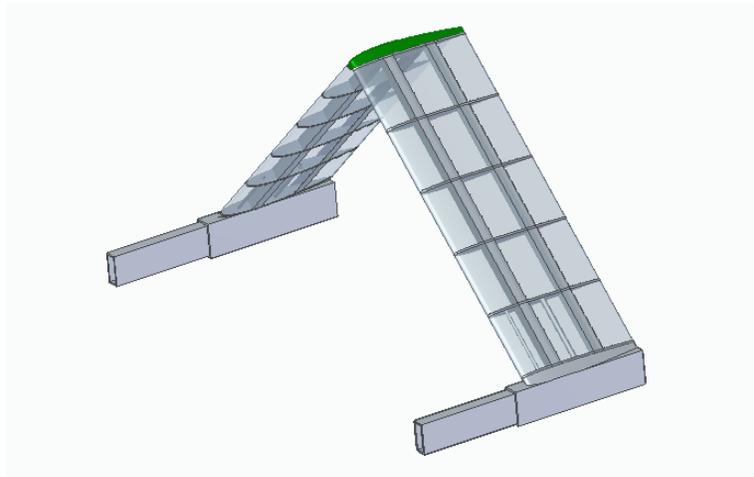


Figura 18. Cola HyVprop

Según Pamadi (Pamadi, 2004) las fuerzas soportadas por la cola se dividen en producidas por la cola vertical y cola horizontal, por esta razón para que la configuración del HyVProp tenga estos dos componentes se asume que para una representación de la cola horizontal se toma la vista superior, mostrada como el área sombreada en la figura 19 y para la cola vertical el área sombreada en la vista lateral indicada en la figura 20.

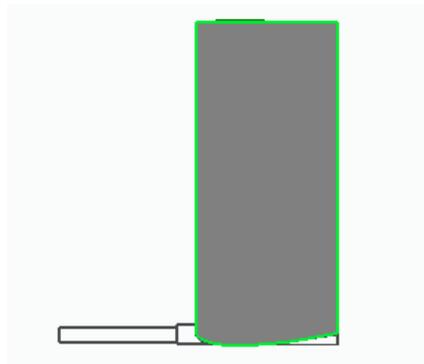


Figura 19. Representación cola horizontal en vista superior

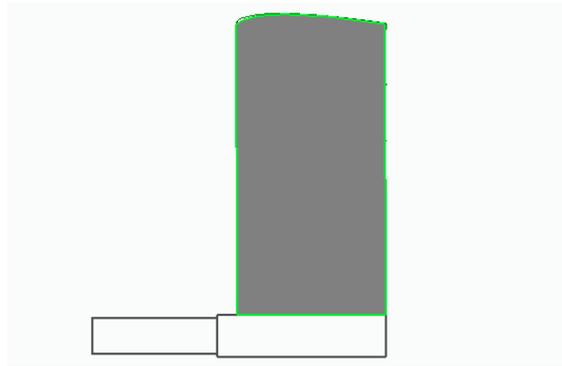


Figura 20. Representación cola vertical en vista lateral

De acuerdo con las suposiciones, se definen parámetros geométricos que son requeridos para el análisis de las cargas causadas por la cola.

Tabla 7. Datos cola vertical y horizontal

Cola Horizontal		Cola Vertical	
S [m²]	0,0677587	S [m²]	0,06423814
b [m]	0,37788	bv [m]	0,36177
AR	2,107379486	AR	2,037380486
λ	1	λ	1
Cr [m]	0,17931	Cr [m]	0,17597
Ct [m]	0,17931	Ct [m]	0,17597
$\Delta c/4$	0	rA [m]	0,04938
		Rb [m]	0,04938

Adicionalmente, todo el proceso que se realizó se encuentra en el anexo [1](#).

2.2.3.1 Cola Horizontal

La cola horizontal contribuye a la estabilidad longitudinal de la aeronave, por ello fue determinada de la forma empírica que establece Pamadi en *Performance, stability, dynamics, and control of airplanes* (Pamadi, 2004). Principalmente se definió variables como el ángulo de downwash (ϵ) que es el ángulo en el centro aerodinámico de la cola horizontal que depende de

relaciones geométricas como la relación de aspecto de la cola, la relación de taperado, cuerda, distancias entre la cola y el ala, entre otros.

$$\epsilon = \frac{d\epsilon}{d\alpha} \alpha_w \quad (15)$$

Donde $d\epsilon/d\alpha$ es el cambio de la relación de downwash y α_w es el ángulo de ataque del ala, para este caso el máximo alcanzado de 8° . Igualmente, este resultado se aplicó para hallar el ángulo de la cola (ecuación 16) y seguidamente el coeficiente de sustentación (ecuación 17).

$$\alpha_t = \alpha_w - i_w + i_t - \epsilon \quad (16)$$

$$C_{L,t} = \alpha_t a_t \quad (17)$$

Donde se ve incluido el ángulo de incidencia del ala y cola, también la pendiente de la curva de sustentación de la cola horizontal, que en el caso de la aeronave HyVProp por tratarse de un perfil NACA 0010, simétrico, se empleó la expresión presentada en el DATCOM (ecuación 18) (Finck, 1978). Subsiguientemente se calculó la presión dinámica (ecuación 19) y el área de la cola horizontal para hallar la sustentación.

$$a_t = \frac{2\pi A}{2 + \sqrt{\frac{A^2 \beta^2}{k^2} \left(1 + \frac{\tan(\lambda_{c/2})}{\beta^2} \right) + 4}} \quad (18)$$

$$q_t = \frac{\rho V^2}{2} \quad (19)$$

$$L_t = q_t S_t C_{L,t} \quad (20)$$

Siendo A la relación de aspecto. Obteniendo como resultado

$$L_t = 36,1967 \text{ N}$$

2.2.3.2 Cola vertical

Aplicando el mismo método de Pamadi para la estabilidad longitudinal, se estima la sustentación para la cola vertical que contribuye a la estabilidad direccional. Es preciso señalar que la contribución de la cola horizontal depende del ángulo de diedro y flechamiento, sin embargo, al ser mucho más pequeño que el ala su contribución es casi nula, por ende, puede ser omitida sin afectar la estabilidad (Pamadi, 2004).

La cola vertical es el mayor contribuyente a la estabilidad direccional, esta depende del momento, área, relación de aspecto, flechamiento y geometría del fuselaje. Para la estimación de la fuerza fue necesario establecer un ángulo de sidewash (β) de 45° , ya que es la condición más crítica que experimentara la aeronave y el ángulo inducido de sidewash (σ) de 30° , también se definió relaciones, valores geométricos como la envergadura y la pendiente de la sustentación hallada con la ecuación 21. Finalmente, el valor de la sustentación de la cola vertical se evaluó con la ecuación presentada a continuación.

$$L_v = -kq_v a_v S_v (\beta + \sigma) \quad (21)$$

Obteniendo como resultado

$$L_v = -155,06552 \text{ N}$$

No obstante, se realizó un segundo calculo debido a que el ángulo de sidewash en la primera aproximación es más alto que el ángulo de pérdida del perfil NACA 0010, alcanzando un valor de ángulo de sidewash de 15

2.2.3.3 Cargas de arrastre

La fuerza de arrastre en la cola fue calculada con la sumatoria del coeficiente de arrastre inducido y coeficiente de arrastre parasito en la cola (Andreson, 1999), en los cuales se determinó

variables como el área mojada (S_{wet}), el coeficiente de fricción (C_f), el coeficiente de lift (C_l) y número de Reynolds (Re). Por consiguiente, se realizó el procedimiento presentado a continuación.

$$C_f = \frac{1,328}{\sqrt{Re}} = 0,001501 \quad (22)$$

$$C_{DO} = \frac{S_{wet}}{S_s} C_f = 0,00375307 \quad (23)$$

$$e = 0,9881 \quad (24)$$

$$C_{DI} = \frac{C_l^2}{\pi A e} = 0,001501 \quad (25)$$

$$D = 0,062262 \text{ N} \quad (26)$$

Naturalmente el arrastre producido por la cola del HyVProp es insignificante respecto al arrastre producido por el ala.

2.2.4 Cargas en los tailbooms

El tailboom es el encargado de unir el ala con la cola, por ende, está sometido a cargas que involucran una configuración estructural capaz de resistir las fuerzas producidas por los componentes de la aeronave que pueden llegar a afectarlo. Así pues, sobre los tailbooms actúan dos tipos de fuerza, el empuje de los motores eléctricos y la carga resultante de la cola.

2.2.4.1 Cargas producidas por los motores eléctricos

El motor eléctrico dispuesto para la aeronave HyVProp es el T-motor U7-420KV, en una cantidad de cuatro en total (Castillo, Galeano, & Sanchez, 2021). Teniendo un empuje máximo en operación, del 75%, de 43N. Por lo tanto, en cada uno de los cuatro soportes diseñado para los motores se tendrá este valor.

2.2.5 Cargas en el fuselaje

Las cargas que soporta el fuselaje son resultado de las maniobras de vuelo, despegues, aterrizajes y condiciones en tierra; normalmente son demostradas por el método de Munk, el cual ignora la viscosidad del fluido y asume un flujo ideal (Pamadi, 2004). Para empezar, se dividió el fuselaje en 13 secciones (figura 21), cada sección se fracciona de la manera que se muestra en la figura 21 porque existe un cambio en el área de dicha parte, es decir no es igual que las áreas adyacentes, además permite resultados más precisos; de manera sea posible medir distancias como el diámetro del fuselaje en cada sección, b_f , la longitud de cada sección, ΔX , entre otras variables mostradas en la figura 22, que también son detalladas en el anexo [1](#).

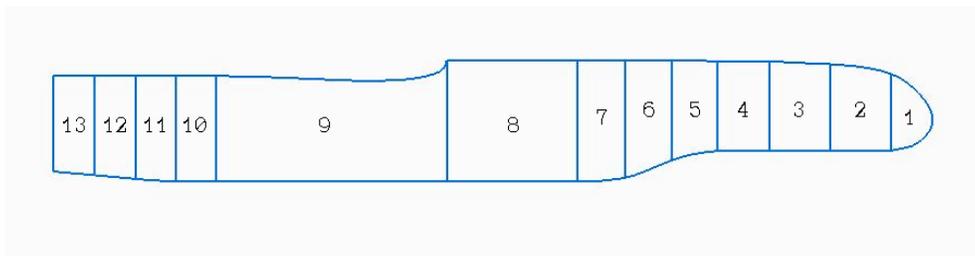


Figura 21. Secciones fuselaje HyVProp

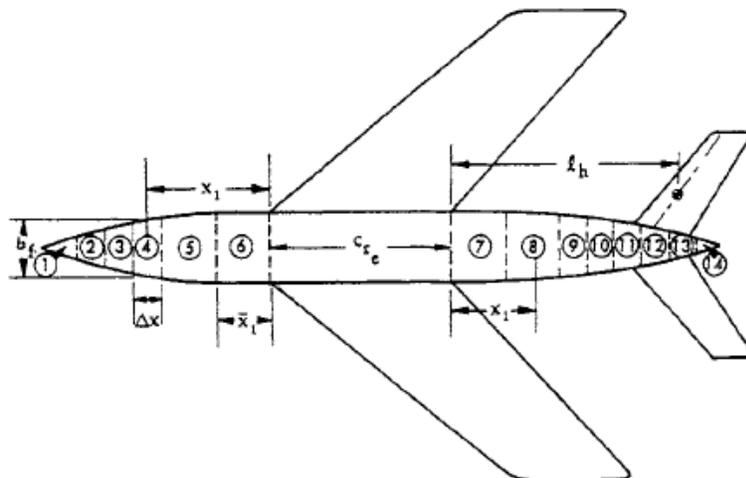


Figura 22. Variables fuselaje teoría de Munk (Pamadi, 2004)

En segundo lugar, se estableció en cada sección el momento de cabeceo que varía linealmente con el ángulo de ataque y se condiciona por la longitud, el diámetro del fuselaje, cambio del downwash, volumen y área.

$$\left(\frac{\partial C_m}{\partial \alpha}\right) = \frac{\pi(k_2-k_1)}{2S\bar{c}} (b_{fi}^2 * \Delta x_i) \quad (27)$$

Donde (k_2-k_1) es la masa aparente, S el área y c la cuerda media aerodinámica. Del mismo modo, para cada sección se calculó el coeficiente de momento de cabeceo de sustentación cero para un fuselaje asimétrico con la siguiente ecuación.

$$C_{m_0} = \frac{k_2-k_1}{36,5S\bar{c}} (b_{fi}^2 * \Delta x_i * i_{cl,B}) \quad (28)$$

Paralelamente se definió el coeficiente del momento total, siendo α el ángulo de ataque:

$$C_{m_f} = C_{m_0,f} + \left(\frac{\partial C_m}{\partial \alpha}\right) \alpha \quad (29)$$

Por último, establecido el coeficiente se calculó el momento total producido por el fuselaje:

$$M = qS\bar{c}C_{m_f} \quad (30)$$

$$M = 1,5332 Nm$$

2.2.5.1 Cargas producidas por el motor reciproco

Conjuntamente, otra carga que afecta durante la operación es el empuje del motor reciproco, ya que este se encuentra ubicado en la parte trasera del fuselaje y produce una fuerza sobre los componentes de este.

El motor recíproco usado en la aeronave es un SAITO FG 21 (Castillo, Galeano, & Sanchez, 2021), el cual tiene un máximo de empuje de 600 N, al que es sometido la estructura del fuselaje.

2.2.6 Cargas en el skidpad

Las pruebas de caída libre se realizan a aeronaves para verificar las cargas a las que está sometido un tren de aterrizaje, al igual que para comprobar la resistencia de los materiales empleados en el tren y la inexistencia de alguna falla que afecte la integridad de la aeronave. La prueba se puede realizar desde diferentes tipos de alturas, que son determinadas por el diseñador en el caso de los UAV, debido a que la regulación actual no contiene información sobre este tipo de pruebas en aeronaves no tripuladas. La única norma que habla al respecto se refiere a aeronaves categoría normal, utilitaria y acrobática, la cual es la normativa FAR 23.725 (FEDERAL AVIATION REGULATIONS, 2011) que establece que la distancia no debe ser menor a 9,2 pulgadas y no necesita ser superior a 18,7 pulgadas.

Con relación a lo anterior, la fuerza de impacto calculada para la aeronave HyVprop se halló por medio de la conservación de la energía para un cuerpo en caída libre (Beer, Johnston, & Cornwell, Mecánica vectorial para ingenieros, 2010), primeramente, se definió una altura de 1,2 m para la caída libre del avión, una vez fijada la distancia se calculó la velocidad de impacto del skidpad con la ecuación 31, seguido del cálculo de la energía cinética justo antes del impacto (ecuación 32).

$$v = \sqrt{2gh} \quad (31)$$

$$v = 4,85221 \text{ m/s}$$

$$Ec = \frac{1}{2}mv^2 \quad (32)$$

$$Ec = 134,8835 \text{ J}$$

Después de conocer el valor de la energía cinética, se estima el valor de la fuerza de impacto con la ecuación 33. Para finalmente determinar la distribución de la fuerza a lo largo de la parte inferior del skidpad que tiene una longitud de 415 mm.

$$F = \frac{Ec}{d} \quad (33)$$

$$F = 3372,0894 \text{ N}$$

Siendo d la distancia que se llega a deformar el tren de aterrizaje, así pues, se propuso como material inicial fibra de carbono Celion 3000/E7K8 plain weave fabric por sus características favorables ante el impacto y deformación (Handbook, Department of Defense, 2002), con propósito de conocer la distancia, la cual se puede deformar 0,04 m según la caracterización del Handbook de materiales compuestos (Department of defense Handbook, 2002). Paralelamente se calculó la carga distribuida.

$$F = \frac{3372,0894\text{N}}{415\text{mm}} \quad (34)$$

$$F = 4,0627 \text{ N/mm}$$

2.3 Selección de la configuración estructural

La selección de la configuración estructural de cada elemento involucra un enfoque analítico para alcanzar los requerimientos nombrados anteriormente, este enfoque analítico depende de estudios estadísticos, recomendaciones de la industria, experiencia y sentido común (Jimenez Soler, 2013). El CAD de la configuración estructural de la aeronave HyVprop puede evidenciarse en el anexo [10](#) y en general los componentes de esta estructura se encuentran diseñados para ser construidos en materiales compuestos.

2.3.1 Configuración del Ala

Según los antecedentes de diferentes aeronaves diseñadas en la Universidad de San Buenaventura, una estructura monolítica semimonocasco (Jimenez Soler, 2013), fue seleccionada para el ala, la cual permite facilidad en la manufactura y una alta rigidez, además de ser la más utilizada en la industria aeronáutica en aeronaves modernas y de alto rendimiento (Jimenez Soler, 2013). Este es un componente crítico de la aeronave ya que se encuentra la unión del ala interna o central y el ala externa, esto debido al cambio del *taper* y la posibilidad de separar el ala rápidamente y facilitar su transporte. En la figura 23 se puede observar la configuración interna de la estructura del ala.

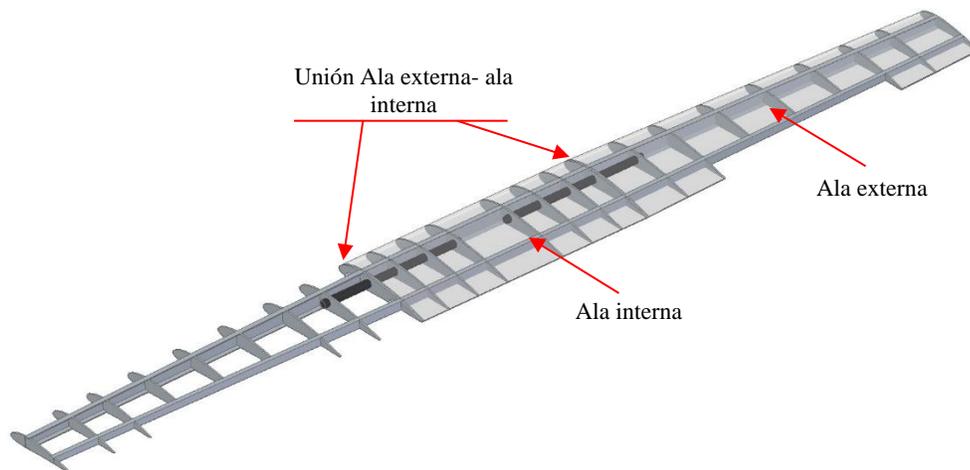


Figura 23. Configuración estructural del ala

Con el propósito de limitar el pandeo en la piel y encontrar el número de costillas inicial, se tomó como referencia los documentos: el diseño preliminar de la aeronave ATMOSFERA I (Barona, Farías, Osma, & Osorio, 2017), el diseño estructural del fuselaje, ala central y unión ala-fuselaje para la aeronave no tripulada (UAV) Skycruiser (Castro, Coronado, & Luis, 2013) y el *Structural Design of a Composite Wing Structure: Analysis of an Unmanned Aerial Vehicle* (Jimenez Soler, 2013), los cuales analizan y determinan el número de costillas óptimo para

aeronaves no tripuladas de características similares al HyVProp, de esta manera, se encontró que el promedio de costillas por media envergadura era de 10 costillas, como se observa en l figura 24; sin embargo, como la envergadura del HyVProp es diferente el número de costillas fue incrementado a 12 para impedir el pandeo en la piel por la falta de *stringers* en la configuración del ala (Barona, Farías, Osma, & Osorio, 2017).

Cantidad de costillas en aeronaves similares	
Aeronave	Numero de costillas
Skycruiser X-1	14
USB-AERO	10
Navigator X3	7
Kadet Genesis	10
Promedio	10,25

Figura 24. Promedio número de costillas del ala

2.3.1.1 Configuración Ala interna o central

El ala central se compone de 4 costillas por media envergadura, junto con dos vigas en C. La viga principal se encuentra localizada en el 25% de la cuerda, así como la posterior se encuentra en el 75% de la misma. Un estudio desarrollado en *Structural Design of a Composite Wing Structure: Analysis of an Unmanned Aerial Vehicle* concluyó que la mejor área transversal para la viga es en C ya que esta permite que los caps superior e inferior reciban las cargas de compresión y tensión mientras que la web reciba las cargas cortantes, además de la facilidad de manufactura al solo necesitar un molde para su fabricación y poder determinar el espesor de los caps y la web por separado (Jimenez Soler, 2013). El espesor de cada pieza será descrito en la configuración de materiales por componente.

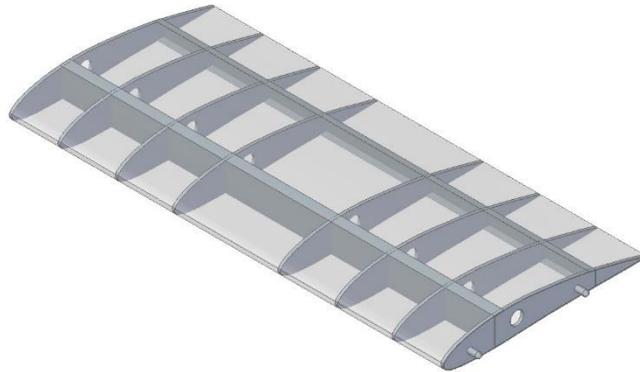


Figura 25. Configuración estructural del ala interna

2.3.1.2 Configuración Ala externa

Así como el ala central, se encuentran dos vigas en C manteniendo sus posiciones de 25% y 75% de la cuerda respectivamente, a esto se suman 9 costillas que como se mencionó anteriormente, ayudan a mantener la forma aerodinámica del ala y a impedir pandeo en la piel.

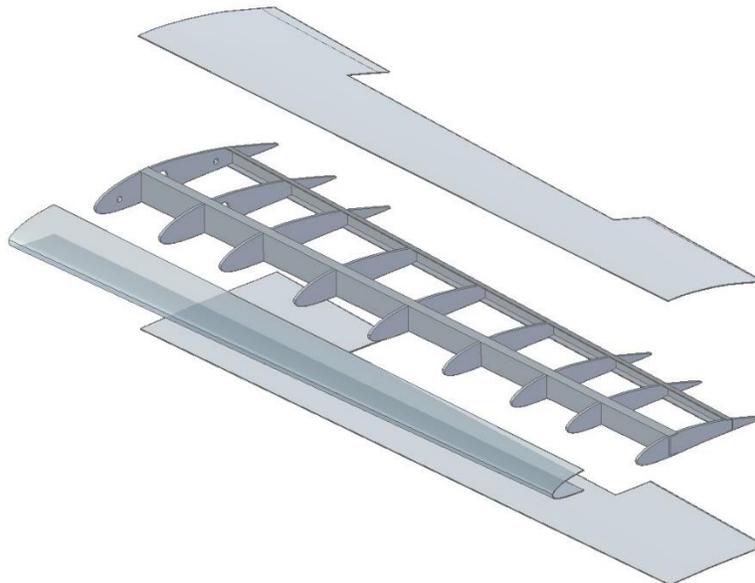


Figura 26. Configuración estructural del ala externa

2.3.2 Configuración Fuselaje

La estructura semimonocasco del fuselaje fue diseñada en función de las cargas del ala, tren de aterrizaje y planta motriz, con el propósito de no deformarse. Siendo conformada por cuatro cuadernas (1), dos laminas inferiores (2) que permiten que el fuselaje soporte un impacto considerable en el aterrizaje, dos vigas de refuerzo superiores tipo “hat” (3) ofreciendo una alta rigidez de la estructura sin aumentar de gran manera el peso y una placa de unión trasera (4) que permite la unión con el ala, como se ilustra en la figura 27. La nariz de la aeronave ubicada al frente de la primera cuaderna, es monocasco y es hueca ya que no necesita soportar cargas estructurales importantes y solo debe conservar su forma.

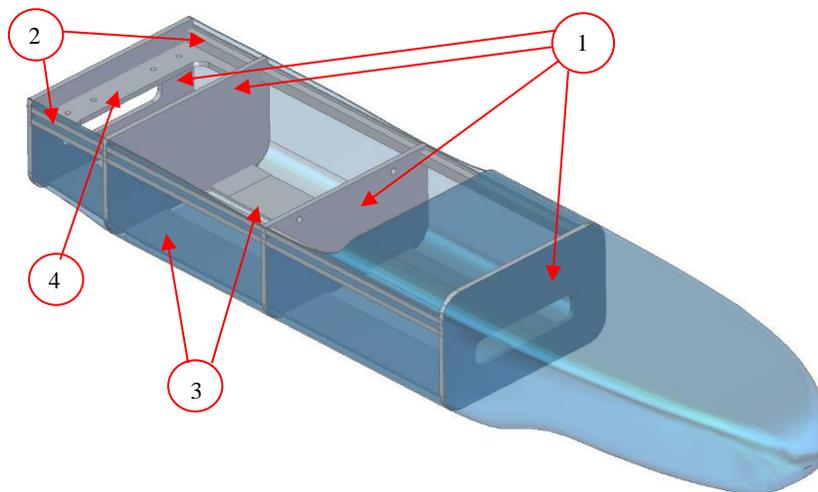


Figura 27. Configuración estructural del fuselaje

2.3.3 Configuración Tailboom

El diseño estructural del Tailboom que ayuda a transmitir las cargas del empenaje y los motores VTOL está formado por un perfil rectangular de 25x50mm que se extiende 1620mm, este diseño propone una gran facilidad en la manufactura ya que este perfil es accesible en la industria (El palacio del aluminio, 2020). Además, contiene dos pestañas que hacen parte de la

unión al ala, las cuales duplican la forma del perfil alar NACA 4412 en dicha sección del ala. Igualmente se explicará en la sección de uniones.

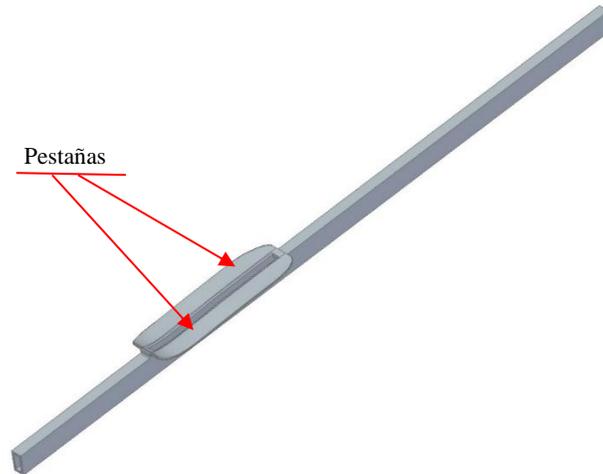


Figura 28. Configuración estructural del Tailboom

2.3.4 Configuración Tren de Aterrizaje

La geometría del tren de aterrizaje es de tipo “Skid” por las características VTOL de la aeronave, y es resultado del diseño conceptual del proyecto de grado “Desarrollo de un Sistema Aéreo No Tripulado de Configuración Híbrida para el Mejoramiento de la Capacidad Productiva del Suelo en los Llanos Orientales (HyVProp)” (Castillo, Galeano, & Sanchez, 2021). Este se compone de un tren frontal y un tren posterior unidos por skids de sección transversal rectangular, facilitando la manufactura al no tener formas complejas.

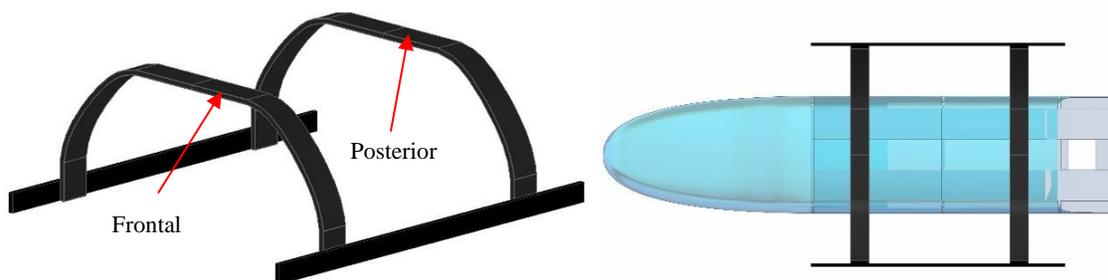


Figura 29. Configuración estructural del Skid

2.3.5 Configuración del empenaje

Una característica notable es su configuración en V invertida, así como el ala, la cola cuenta con dos vigas en C ubicadas al 25% y 75% de la cuerda. Además, contiene 6 costillas en su media envergadura, que fueron determinadas de la misma manera que se determinó el número de costillas del ala, es decir, efectuando un promedio con otros empenajes analizados en el proyecto de grado sobre el diseño preliminar de la aeronave Atmosfera 1 (Barona, Farías, Osma, & Osorio, 2017), mostrado en la figura 30.

Cantidad de costillas en el empenaje en aeronaves similares	
Aeronave	Numero de costillas
Skycruiser X-1	8
USB-AERO	4
Navigator X3	6
Kadet Genesis	4
Promedio	5,5

Figura 30. Promedio número costillas del empenaje

Por otro lado, la cola se encuentra dividida en dos secciones, derecha e izquierda, las cuales se encuentran unidas por una pieza de coloración verde como se muestra en la figura 31, nombrada unión simetría; asimismo la unión entre la cola y el tailboom se hace mediante una conexión de forma.

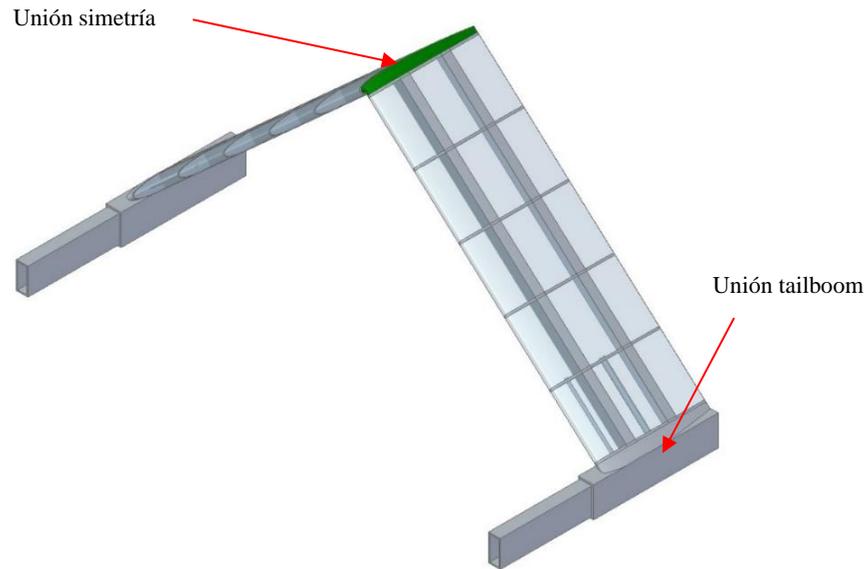


Figura 31. Configuración estructural del empenaje

2.3.6 Configuración de uniones

Una gran ventaja para una aeronave de agricultura como el HyVprop es la facilidad de ensamble y desensamble de sus piezas con el propósito de ser transportado a lugares remotos en Colombia, por esto, el diseño fue enfocado a las uniones no permanentes y de fácil desensamble.

2.3.6.1 Ala externa y Ala interna

Como se había nombrado anteriormente, el ala es un elemento crítico en la aeronave, para eso un tubo de fibra de carbono de 1 pulgada de diámetro, 1,3 mm de espesor y 488 mm de largo llamado “fitting” es incorporado en la unión, aumentando su rigidez y mejorando su integridad estructural. Para facilitar el correcto ajuste de la unión se añaden dos elementos en la cuarta costilla del ala central, llamados pines de ajuste y sus agujeros correspondientes en la primera costilla del ala externa, estos elementos pueden ser observados en la figura 32.

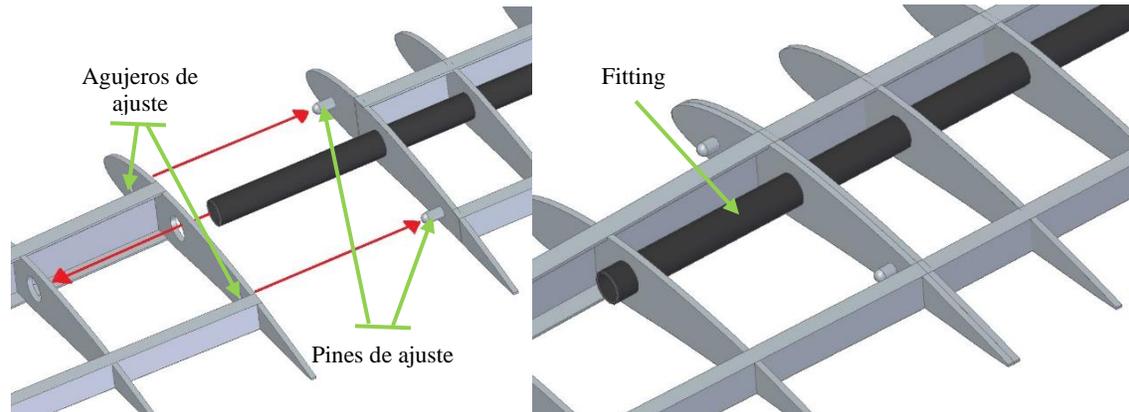


Figura 32. Unión del ala central y ala externa

Se propone una posible unión exterior para estos dos elementos utilizando como referencia la unión propuesta en el Mugin VTOL (Mugin UAV, 2022), donde sus alas se unen por medio de un gancho que se compone de dos partes, ancladas al ala externa e interna respectivamente, en la figura 33 se puede observar este método de unión en dicha aeronave.



Figura 33. Unión de ala externa-interna por medio de un gancho

2.3.6.2 Unión Ala-Tailboom

Dos pestañas localizadas en el Tailboom permiten unir este componente con el ala, para esto se utilizó un diseño similar al del Mugin VTOL UAV (Mugin UAV, 2022), que se muestra en la figura 34, lo que facilita su manufactura y ensamblaje. Este puede ser atornillado a las vigas

o a la piel, sin embargo, se requiere un estudio más afondo de una posible unión pernada, que no se comprende dentro de los alcances de este proyecto grado. En la figura 35 se muestra esta pieza de unión y su localización en el ala



Figura 34. Unión Tailboom-ala de la aeronave Mugin

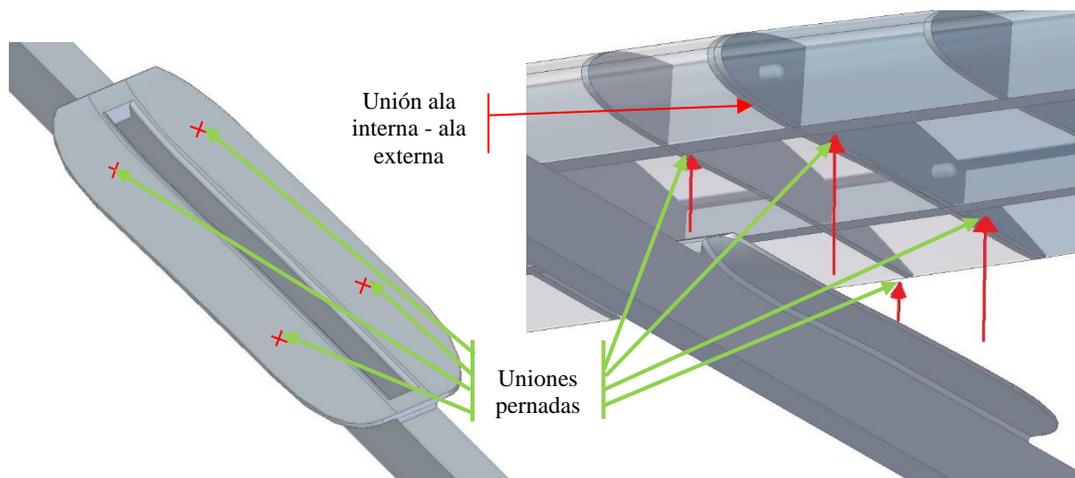


Figura 35. Unión Tailboom-ala

2.3.6.3 Unión Ala Interna- Fuselaje

La unión entre el ala central y el fuselaje se compone de dos elementos importantes que permiten separar los componentes, el primero llamado “Dowell”, que es un componente conformado por una placa con pestañas y un pin, dicho pin se ubica en las pestañas de la placa

que se encuentra unida a las vigas del ala central, adicionalmente, el pin ingresa en un agujero localizado en la segunda cuaderna del fuselaje, en la figura 36 se puede observar un sistema similar a este (Ballesteros, Bello, & Cárdenas, 2013), el cual se tomó como referencia para el diseño del sistema de unión de la aeronave HyVProp.

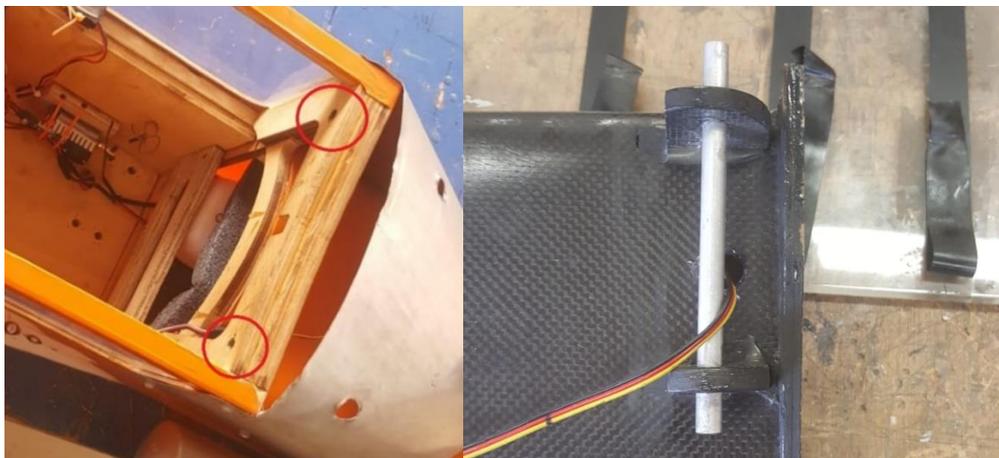


Figura 36. Configuración Dowell de la aeronave Kadet

Por otro lado, se muestra el diseño de la unión y su localización en la figura 37 donde el dowell de coloración roja provee la integridad estructural necesaria para soportar las cargas de la junta.

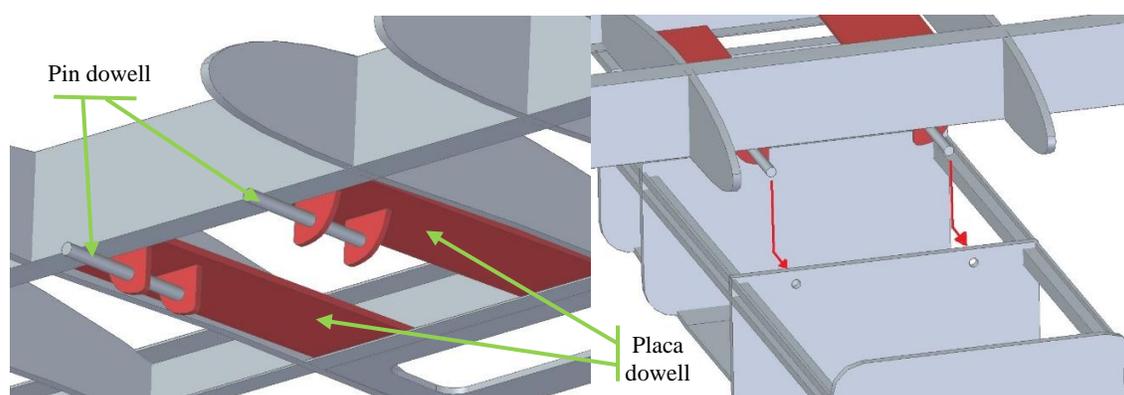


Figura 37. Unión ala-fuselaje por medio del dowell.

Adicionalmente el segundo elemento, permite la unión por medio de un soporte ubicado en la parte posterior de las costillas centrales, nombrado unión posterior. La sujeción existente puede

ser de forma pernada a la placa ubicada en el fuselaje; no obstante, requiere un estudio a fondo de la unión que no hace parte de los alcances de este proyecto, en la figura 38 se observa este elemento. Del mismo modo que el dowell, la unión posterior se determinó según la sujeción establecida en el proyecto de grado sobre la aeronave kadet (Ballesteros, Bello, & Cárdenas, 2013).

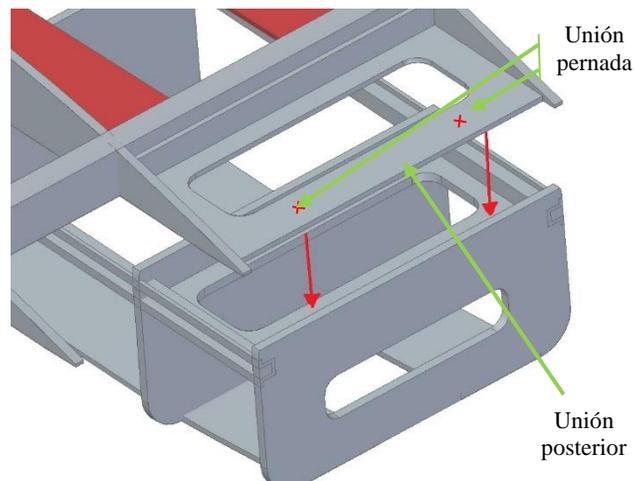


Figura 38. Unión ala-fuselaje en el soporte posterior

2.3.6.4 Unión Empenaje-Tailboom

La pieza monocasco mostrada en la figura 39 fue diseñada para ser acoplada en la punta posterior del Tailboom manteniendo su perfil rectangular. Por otro lado, la unión de la pieza con la cola es permanente y se compone de dos tubos que dan integridad estructural a esta unión.

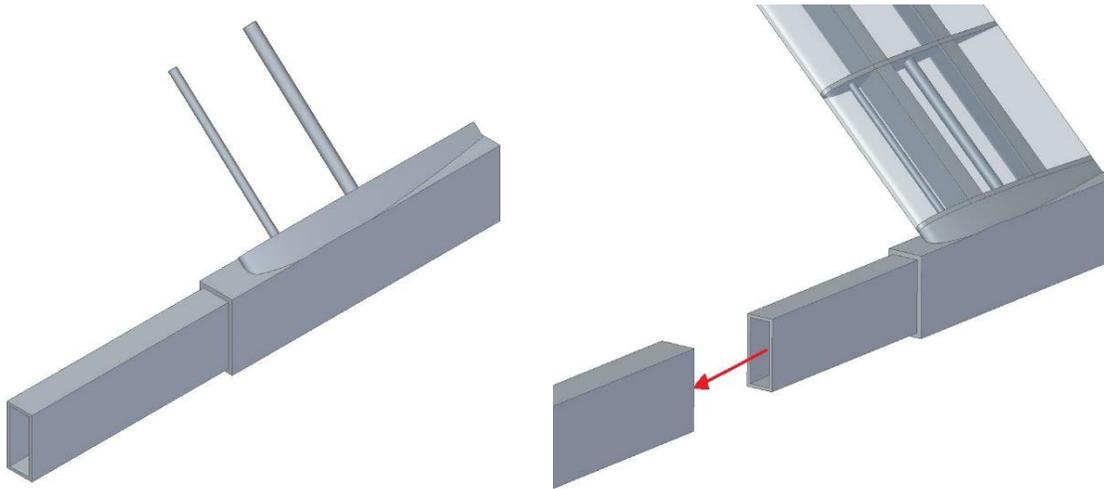


Figura 39. Unión Tailboom-Cola

2.4 Selección y configuración de materiales

Los materiales seleccionados para los componentes de una aeronave están condicionados por sus características de rendimiento, características mecánicas, peso, costo, entorno, cargas, tamaño, entre otros. Por esta razón, es importante elegir cada material precisando en cada aspecto. Para la aeronave HyVProp se requieren materiales que soporten de manera segura las cargas implicadas para una configuración VTOL, además de no superar los pesos establecidos en la sección 2.1, siendo 8541 gr para el peso de la estructura y 280gr el peso del tren de aterrizaje.

Generalmente es asumido que los materiales compuestos son más costosos que el metal o madera, sin embargo, la fabricación y mano de obra de los compuestos normalmente es más económico que para materiales como metales (Hollman, 1983); igualmente la manufactura en formas complejas es menos dificultosa y necesita de menos tiempo o fases para su elaboración. Por añadidura los materiales compuestos presentan una reducción de peso de aproximadamente del 33% frente a los materiales generales (Hollman, 1983), además las características mecánicas

de los compuestos varían significativamente y se pueden llegar a modificar cambiando la resina, las capas, la dirección de las fibras, técnicas de fabricación, etc.

De esta manera la industria aeronáutica ha implementado en mayor número los materiales compuestos en los componentes principales y secundarios de las aeronaves, por ejemplo, las fibras más usadas son la fibra de vidrio, fibra de carbono y fibra de aramida, así como para la matriz la resina epoxica (Jones, 1999). En relación, el objetivo de este capítulo es evidenciar la selección de materiales para cada elemento de la aeronave.

2.4.1 Selección de materiales

La selección de materiales se realizó por medio de una matriz de decisión donde se evaluó la viabilidad de los materiales descritos en el marco conceptual para cada componente de la aeronave. Asimismo, en la matriz se especificaron parámetros establecidos por Corke en el libro *design of Aircraft* (Corke T. , Design of aircraft, 2003), el cual define ítems para analizar y asegurar la designación correcta de los materiales; los parámetros a evaluar son: el peso (A), la resistencia a la tensión, compresión (B), resistencia al cortante (C), resistencia al impacto (D) y practicidad de la fabricación (E).

Inicialmente, a cada material se le asigno un puntaje en los parámetros siendo: 5- Muy bueno, 4- Bueno, 3- Aceptable, 2- Regular, 1-Malo; siendo analizados con información del Handbook sobre materiales compuestos (Handbook, Department of Defense, 2002) y el libro *composite Aircraft design* (Hollman, 1983). Una vez asignado el puntaje en cada parámetro, este se multiplicó por el porcentaje de importancia que tiene según la función a cumplir en el componente, por ejemplo, en el skidpad la resistencia al impacto es más importante que la resistencia a la tensión y compresión; por lo tanto, un puntaje alto en el impacto tendrá más influencia en el resultado final.

2.4.1.1 Ala

Para el ala se asignó un porcentaje del 30% a la resistencia a la compresión, tensión y cortante, debido a que son las más constantes en los elementos del ala, además de un valor del 20% al peso y un 10% a la resistencia al impacto y fabricación. En la tabla # se muestra la matriz de selección para el ala en donde los materiales Hitex 33 unidireccional y IM6 12K unidireccional presentaron el mayor resultado considerando que en componentes como los cap se presentan magnitudes de la carga más altas en una sola dirección y para demás componentes como las almas de las vigas y piel el mejor resultado fue para la fibra de carbono T300.

Tabla 8. Matriz de decisión Ala

Material \ Parámetros	A (20%)	B (30%)	C (30%)	D (10%)	E (10%)	Total
E-Glass	1	0,9	0,6	0,4	0,4	3,3
Kevlar 49	0,8	1,2	0,9	0,3	0,3	3,5
Fibra de Carbono T300 3k/934 Plain Weave	0,8	1,2	1,5	0,4	0,4	4,3
HITEX 33 6k/E7K8 unidireccional tape	0,8	1,5	0,6	0,3	0,4	3,6
Fibra de carbono IM6 12K/APC-2 unidireccional tape	0,8	1,5	0,6	0,3	0,4	3,6
Espuma PVC	1	0,6	0,6	0,5	0,5	3,2

2.4.1.2 Fuselaje

La distribución de los porcentajes en el fuselaje se concentró en la resistencia a la tensión, compresión y cortantes, con un 30% y 20%, respectivamente; además de la resistencia al impacto con un 20% debido a la configuración VTOL, por otra parte, el peso representa un 20% y la fabricación un 10% (tabla #). De esta forma, se obtuvo un mayor puntaje para la fibra de carbono T300 y espuma PVC, acordando una configuración tipo sándwich en la piel para resistir mejor la carga de impacto en los aterrizajes (Hollman, 1983).

Tabla 9. Matriz de decisión Fuselaje

Parámetros Material	A (20%)	B (30%)	C (20%)	D (20%)	E (10%)	Total
E-Glass	1	0,9	0,4	0,8	0,4	3,5
Kevlar 49	0,8	1,2	0,6	0,6	0,3	3,5
Fibra de Carbono T300 3k/934 Plain Weave	0,8	1,2	1	0,8	0,4	4,2
HITEX 33 6k/E7K8 unidireccional tape	0,8	1,5	0,4	0,6	0,4	3,7
Fibra de carbono IM6 12K/APC-2 unidireccional tape	0,8	1,5	0,4	0,6	0,4	3,7
Espuma PVC	1	0,6	0,4	1	0,5	3,5

2.4.1.3 Tailboom

Por la resistencia al impacto y a esfuerzos en diferentes direcciones los porcentajes más altos para el tailboom se presentan en la resistencia al impacto, tensión, compresión y cortante. Adicionalmente se le asignó el 10% a los parámetros del peso y fabricación. Finalmente se obtuvo que la fibra de carbono T300 presenta las mejores características para la función que debe cumplir el tailboom.

Tabla 10. Matriz de decisión Tailboom

Parámetros Material	A (10%)	B (30%)	C (30%)	D (20%)	E (10%)	Total
E-Glass	0,5	0,9	0,6	0,8	0,4	3,2
Fibra de Carbono T300 3k/934 Plain Weave	0,4	1,2	1,5	0,8	0,4	4,3
HITEX 33 6k/E7K8 unidireccional tape	0,4	1,5	0,6	0,6	0,4	3,5
Espuma PVC	0,5	0,6	0,6	1	0,5	3,2

2.4.1.4 Cola

Debido a los esfuerzos que soporta el empenaje se presenta una variedad de materiales con alto puntaje en la matriz de decisión; sin embargo, para los componentes que soportan las

cargas en una sola dirección el material adecuado fue la fibra de carbono Hitex 33, asimismo para las cargas de impacto fue la fibra de vidrio E-Glass y las dos fibras de carbono tejidas T300 y IM6 12K para los esfuerzo bidireccionales.

Tabla 11. Matriz de decisión Cola

Parámetros Material	A (20%)	B (30%)	C (30%)	D (10%)	E (10%)	Total
E-Glass	1	0,9	0,6	0,4	0,4	3,3
Fibra de Carbono T300 3k/934 Plain Weave	0,8	1,2	0,9	0,3	0,3	3,5
HITEX 33 6k/E7K8 unidireccional tape	0,8	1,2	1,5	0,3	0,4	4,2
Fibra de carbono IM6 12K/APC-2 unidireccional tape	0,8	1,5	0,6	0,3	0,4	3,6
Celion 3000/E7K8 plain weave fabric	0,8	1,5	1,5	0,3	0,4	4,5
Espuma PVC	1	0,6	0,6	0,5	0,5	3,2

2.4.1.5 Skidpad

Idealmente para las cargas de impacto que soporta el skidpad, la configuración es de tipo sándwich (Hollman, 1983), igualmente la matriz de decisión muestra mejores resultados para la fibra de carbono Celion 3000 y Espuma PVC, que permiten una reducción de peso con alta resistencia a los esfuerzos. A su vez los parámetros del peso, resistencia al impacto y resistencia a los esfuerzos son los más importantes como se observa en la tabla 12.

Tabla 12. Matriz de decisión Skidpad

Parámetros Material	A (20%)	B (20%)	C (20%)	D (30%)	E (10%)	Total
Celion 3000/E7K8 plain weave fabric	0,8	1	1	0,9	0,4	4,1
Fibra de Carbono T300 3k/934 Plain Weave	0,8	0,8	0,6	0,9	0,3	3,4
HITEX 33 6k/E7K8 unidireccional tape	0,8	0,8	1	0,9	0,4	3,9
Espuma PVC	1	0,4	0,4	1,5	0,5	3,8

2.4.2 Configuración de materiales Ala

Principalmente, en el ala se empleó el T-300 3k/934 plain weave fabric para elementos como la piel, costillas y web de las vigas que están sometidos tanto a tensión como compresión y cortante. Por su parte para elementos como los caps de las vigas que soportan más fuerza en una sola dirección se estableció el HITEX 33 6k/E7K8 unidireccional tape.

Así mismo en elementos que están sujetos a impactos y requieren un espesor grande, como el dowell, la mejor opción para reducir el peso y mejores características para el impacto es el material tipo sándwich, como la fibra de carbono T300 3k/934 Plain Weave y PVC.

2.4.2.1 Ala externa

Tabla 13. Materiales ala externa

Componente		Material	Capas
Piel	Superior	Fibra de Carbono T300 3k/934 Plain Weave	2
	Inferior	Fibra de Carbono T300 3k/934 Plain Weave	2
Costillas		Fibra de Carbono T300 3k/934 Plain Weave	3
Viga Principal	Cap superior	Fibra de carbono IM6 12K/APC-2 unidireccional tape	8
	Cap inferior	HITEX 33 6k/E7K8 unidireccional tape	5
	Web	Fibra de Carbono T300 3k/934 Plain Weave	5
Viga Posterior	Cap superior	HITEX 33 6k/E7K8 unidireccional tape	5
	Cap inferior	HITEX 33 6k/E7K8 unidireccional tape (3 capas interiores)& Fibra de Carbono T300 3k/934 Plain Weave (capas exteriores)	5
	Web	Fibra de Carbono T300 3k/934 Plain Weave	4

2.4.2.2 Ala interna

Tabla 14. Materiales ala interna

Componente		Material	Capas
Piel	Superior	Fibra de Carbono T300 3k/934 Plain Weave	2
	Inferior	Fibra de Carbono T300 3k/934 Plain Weave	2
Costillas	Exteriores	Fibra de Carbono T300 3k/934 Plain Weave	3
	Interiores	Fibra de Carbono T300 3k/934 Plain Weave	2
Viga Principal	Cap superior	HITEX 33 6k/E7K8 unidireccional tape	3
	Cap inferior	HITEX 33 6k/E7K8 unidireccional tape	4
	Web	Fibra de Carbono T300 3k/934 Plain Weave	4
Viga Posterior	Cap superior	HITEX 33 6k/E7K8 unidireccional tape	2
	Cap inferior	HITEX 33 6k/E7K8 unidireccional tape	2
	Web	Fibra de Carbono T300 3k/934 Plain Weave	2
Dowell		Sándwich Fibra de Carbono T300 3k/934 Plain Weave (2 capas por cara) - PVC	5
Soporte unión fuselaje		Fibra de Carbono T300 3k/934 Plain Weave	3

2.4.2.3 Fitting

Para la unión del ala interna con el ala externa se hace uso de un tubo comercial, de referencia Abester 1 Piece ID 23,7 mm x OD 25mm x 1000mm Carbon Fiber Tube 3K Glossy Wing Tube (Abester 1 Piece ID 48mm x OD 50mm x 1000mm Carbon Fiber Tube 3K Glossy Wing Tube/Quadcopter Arm, 2020).

2.4.3 Configuración de materiales Fuselaje

Las partes del fuselaje de una aeronave de despegue y aterrizaje vertical como el HyVprop están expuestas a elevadas cargas de impacto, por este motivo los materiales en su mayoría están conformados por la configuración tipo sándwich, formado por fibra de Carbono T300 3k/934 Plain Weave y espuma PVC. No obstante, también se ocupan aluminio para la pared

fuego y fibra de carbono T300 3k/934 Plain Weave para los largueros, cuadernas y soporte ala fuselaje.

Tabla 15. Materiales fuselaje

Componente		Material	Capas
Piel	Superior	Sándwich Fibra de Carbono T300 3k/934 Plain Weave (1 capa por cara) - PVC	3
	Inferior	Sándwich Fibra de Carbono T300 3k/934 Plain Weave (1 capa por cara)- PVC	3
	Lateral	Sándwich Fibra de Carbono T300 3k/934 Plain Weave (3 capas por cara)- PVC	7
Largueros		Fibra de Carbono T300 3k/934 Plain Weave	2
Cuadernas		Fibra de Carbono T300 3k/934 Plain Weave	3
Pared de fuego		Aluminio 2024T3	-
Soporte Ala fuselaje		Fibra de Carbono T300 3k/934 Plain Weave	3
Unión Skidpad		Sándwich Fibra de Carbono T300 3k/934 Plain Weave (1 capa por cara)- PVC	3

2.4.4 Configuración de materiales Tailboom

El elemento que une la cola con el ala experimenta fuerzas de impacto y fuerzas resultantes de la cola, motores y ala, por lo tanto, debe tener una buena resistencia y rigidez. Análogamente al ser un elemento monocasco y con longitud mayor a los demás elementos, este es más robusto, en este aspecto se aprovechó las características isotrópicas de la fibra de carbono T300 3k/934 Plain Weave.

Tabla 16. Materiales Tailboom

Componente	Material	Capas
Tubo rectangular	Fibra de Carbono T300 3k/934 Plain Weave	7
Pestañas	Fibra de Carbono T300 3k/934 Plain Weave	4

2.4.5 Cola

Los elementos de la cola soportan tensión, compresión y cortante. De manera similar que el ala, se emplearon materiales unidireccionales para los caps de las vigas y materiales tejidos

para las costillas, las almas de las vigas y pieles. Aun así, para reducir el espesor de algunas áreas que resisten el impacto se dispuso de la fibra de vidrio tipo E-Glass.

Igualmente se usó Celion 3000/E7K8 plain weave fabric beneficiándose de la mayor resistencia a altos valores de compresión, tensión y cortante.

Tabla 17. *Materiales cola*

Componente		Material	Capas
Piel	Superior	Celion 3000/E7K8 plain weave fabric	2
	Inferior	Fibra de Carbono T300 3k/934 Plain Weave	5
Costillas		Fibra de Carbono T300 3k/934 Plain Weave	2
Viga Principal	Cap superior	HITEX 33 6k/E7K8 unidireccional tape	3
	Cap inferior	HITEX 33 6k/E7K8 unidireccional tape	3
	Web	Sandwich Celion 3000/E7K8 plain weave fabric (1 capa por cara)– E-Glass	3
Viga Posterior	Cap superior	HITEX 33 6k/E7K8 unidireccional tape	3
	Cap inferior	HITEX 33 6k/E7K8 unidireccional tape	3
	Web	Sandwich Celion 3000/E7K8 plain weave fabric (1 capa por cara)– E-Glass	3
Unión tailboom-cola		Celion 3000/E7K8 plain weave fabric - E Glass	4

2.4.6 Skidpad

El tren de aterrizaje de una aeronave es uno de los componentes más críticos, de ahí que sean más robustos que los demás componentes de la aeronave, de la misma forma el impacto se debe soportar sin que afecte la estructura del tren o de la aeronave. En la tabla 13 se observa que el skidpad está dividido en tres secciones la superior, inferior y la curvatura, ya que las dos primeras soportan cargas más altas y también ayudan a que la fuerza soportada en la sección curva sea menor, en consecuencia, se reduzca el espesor y peso.

Al existir esfuerzos más altos se usó material tipo sándwich con una fibra de carbono de mayores valores en sus propiedades mecánicas, siendo la configuración sándwich Celion 3000/E7K8 plain weave fabric – espuma PVC.

Tabla 18. Materiales skidpad

Componente	Material	Capas
Soporte superior	Sándwich Celion 3000/E7K8 plain weave fabric (5 capas por cara)- PVC	11
Soporte inferior	Sándwich Celion 3000/E7K8 plain weave fabric (4 capas por cara)- PVC	9
Sección curva	Sándwich Celion 3000/E7K8 plain weave fabric (5 capas por cara)- PVC	11

2.4.7 Características materiales seleccionados

En esta sección se señalan algunas de las características principales de los materiales seleccionados para la estructura de la aeronave HyVProp, todos los datos se tomaron de MIL-HDBK-17-2F - Composite materials Handbook (Department of defense Handbook, 2002).

2.4.7.1 HITEX 33 6k/E7K8 unidireccional tape

Tabla 19. Características HITEX 33 6k/E7K8 unidireccional tape

HITEX 33 6k/E7K8 (Department of defense Handbook, 2002)	
Densidad[kg/m ³]	1580
Resistencia a la tracción[Mpa]	2231
Módulo de elasticidad[GPa]	122,03

2.4.7.2 Fibra de Carbono T300 3k/934 Plain Weave

Tabla 20. Características Fibra de Carbono T300 3k/934 Plain Weave

T-300 3k/934 plain weave fabric (Department of defense Handbook, 2002)	
Densidad[kg/m ³]	1570
Resistencia a la tracción[Mpa]	541,212
Módulo de elasticidad[GPa]	59,29

2.4.4.3 Celion 3000/E7K8 plain weave fabric

Tabla 21. Características Celion 3000/E7K8 plain weave fabric

Celion 3000/E7K8 (Department of defense Handbook, 2002)	
Densidad[kg/m ³]	1550
Resistencia a la tracción[Mpa]	1020,42
Módulo de elasticidad[GPa]	78,6

2.4.4.4 Fibra de carbono IM6 12k/APC-2 unidireccional tape

Tabla 22. Características IM6 12K/APC-2 unidireccional tape

IM6 12K/APC-2 (Departament of defense Handbook, 2002)	
Densidad[kg/m ³]	1550
Resistencia a la tracción[Mpa]	2413
Módulo de elasticidad[GPa]	148,92

2.5 Configuración geométrica del modelo de elementos finitos (Simplificación estructural)

Dado que el software ANSYS elegido para el análisis de elementos finitos requiere que los componentes sean de tipo “Shell” o caparazón para las simulaciones de piezas laminadas o de materiales compuestos, se realizó una simplificación del CAD, es decir, se extrajo las superficies de los componentes para que el software permitiera la configuración de las capas y los ángulos del material. Para esto se utilizó el software Catia V5 en las instalaciones de la Universidad de San Buenaventura, ya que este programa tiene altas capacidades en cuanto a superficies.

2.5.1 Simplificación ala interna

Se puede notar en la figura 40 de la simplificación del ala interna los elementos de unión al fuselaje, proporcionando los puntos fijos para la simulación, en este caso los agujeros fueron cubiertos. Adicionalmente el tubo de unión se encuentra conectado con las costillas del ala central.

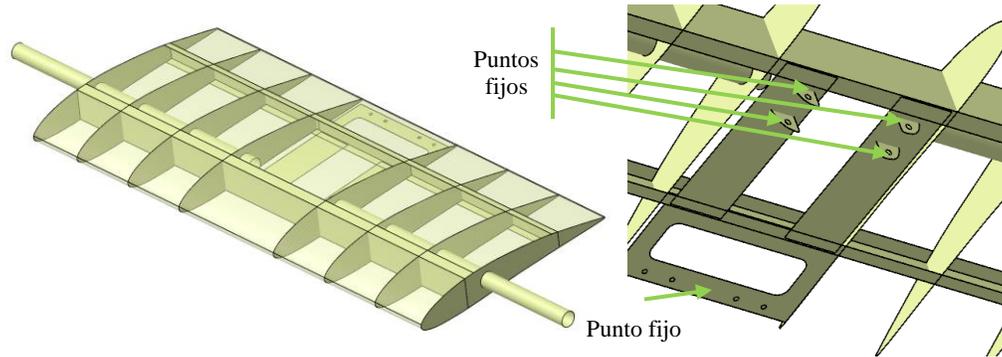


Figura 40. Superficies ala interna

2.5.2 Simplificación ala externa

Puesto que el ala externa no tiene elementos de unión, esta contiene nueve costillas, dos vigas en C y la piel que se encuentra dividida en paneles por los componentes estructurales, lo que facilita el análisis de esfuerzos y pandeo.

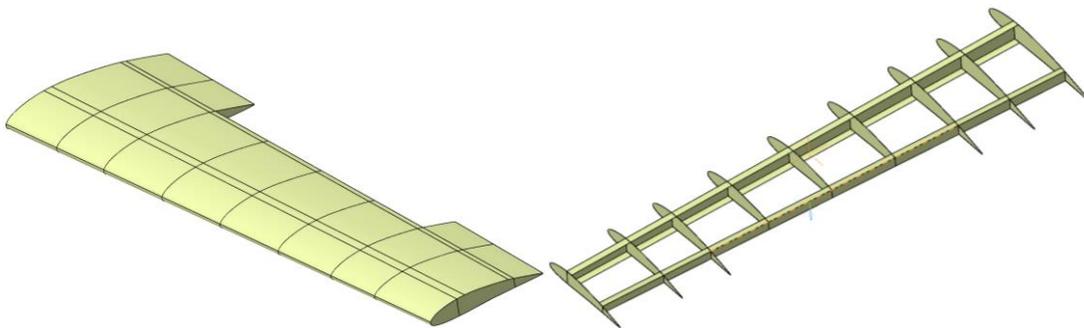


Figura 41. Superficies ala externa

2.5.3 Simplificación fuselaje

De mismo modo que el ala interna, los agujeros de unión fueron cubiertos en la segunda cuaderna y el soporte posterior, en este caso la piel fue extraída del modelo sólido como una sola superficie y fue dividida en paneles más adelante.

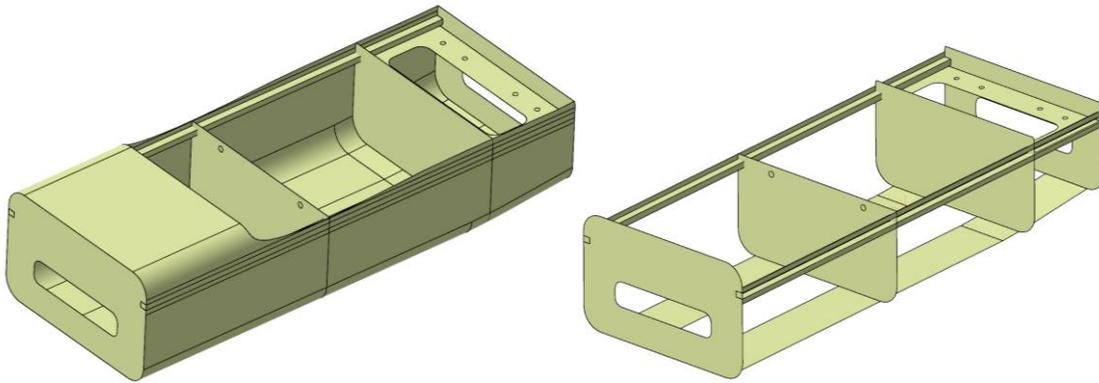


Figura 42. Superficies fuselaje.

2.5.4 Simplificación Tailboom

La geometría del Tailboom permite que la generación de sus superficies se logre fácilmente tratándose de una sola pieza.

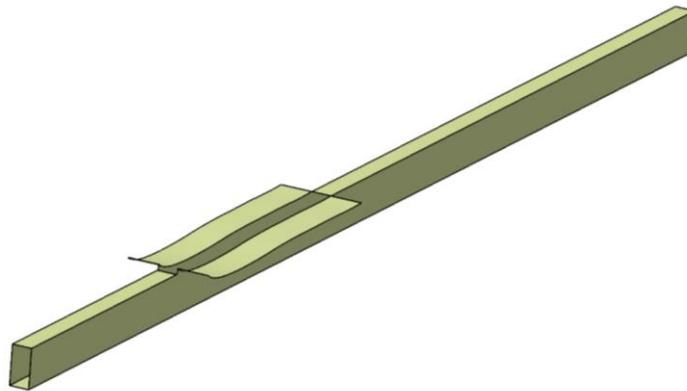


Figura 43. Figura Tailboom

2.5.5 Simplificación empenaje

Debido a que las cargas ejercidas en el empenaje son simétricas, ya que no se tuvieron en cuenta posibles cargas asimétricas producidas por los rotores, es posible simular solo una mitad de la geometría de la estructura, lo que permite utilizar una mayor cantidad de nodos y elementos en la malla y ahorrar capacidad computacional.

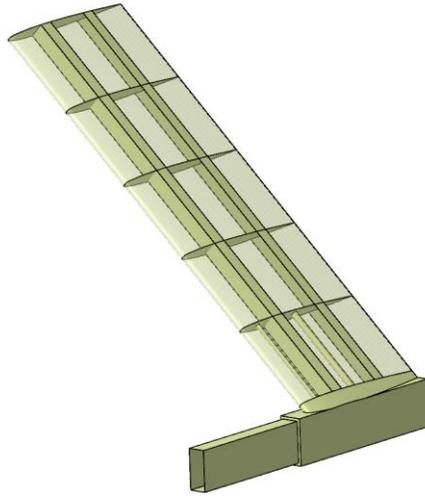


Figura 44. Superficies empenaje

2.5.6 Simplificación Skid

Al igual que la cola, el análisis de elementos finitos del tren de aterrizaje puede ser desarrollado solo en la mitad ya que sus cargas son simétricas, la elaboración de las superficies se facilita por su geometría sencilla.

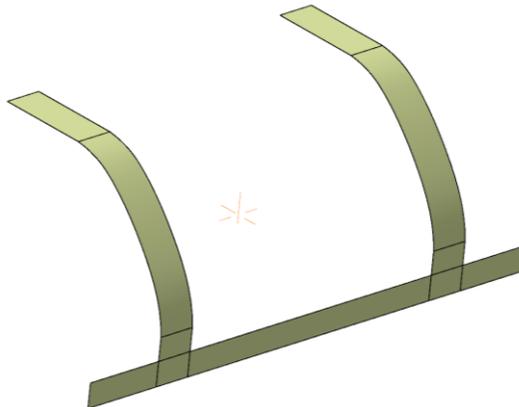


Figura 45. Superficies Skid

2.6 Análisis estático de elementos finitos

En el análisis estático de elementos finitos se empleó el programa ANSYS con licencia estudiantil que tiene una limitación de 32000 elementos y nodos para el área estructural. En esta sección se describirá el proceso realizado para los elementos y en cada subparte se especificará cada uno, de la misma manera las simulaciones se encuentran en el anexo [3](#).

En primer lugar, se trabajó en el ambiente de análisis estructural de ANSYS Workbench donde se importaron las geometrías idealizadas, para posteriormente asignar el formato secciones de capas a los elementos, el cual permite la estructuración de cada material compuesto, incluyendo la dirección, espesor y número de capas de cada uno. Seguidamente se realizó manualmente las conexiones existentes en el sistema, conviene señalar que todas las conexiones son pegadas y no pernadas o soldadas, al igual que ningún agujero tiene consideraciones sobre distancia de borde o ubicación. Tras elaborar todas las conexiones se realizó la malla, dimensionando con diferentes tamaños las superficies en relación con las caras más críticas. Tan pronto se terminan las conexiones y enmallado se asignan las respectivas cargas calculadas en la sección 2.2 en cada uno de los puntos correspondientes, igualmente los soporte fijos. Por último, se agregan las soluciones esenciales para el análisis, como los esfuerzos normales en cada eje, esfuerzos cortantes y deformaciones; con el objetivo de simular el caso planteado.

2.6.1 Ala externa

La simulación del ala externa se llevó a cabo con la mitad de la envergadura debido a que las fuerzas soportadas y su geometría son simétricas. El enmallado del ala externa se realizó con un método de cuadriláteros/hexaédricos ya que presenta mejor convergencia en secciones delgadas y de geometrías moderadamente complejas (ANSYS, Inc, 2010), dimensionando las superficies con un tamaño de elemento de 2,92 mm, alcanzando un número de elementos de

28309 y nodos de 31753. En la figura 46 se muestra el enmallado de la parte exterior con la piel y la sección interior en la figura 47.

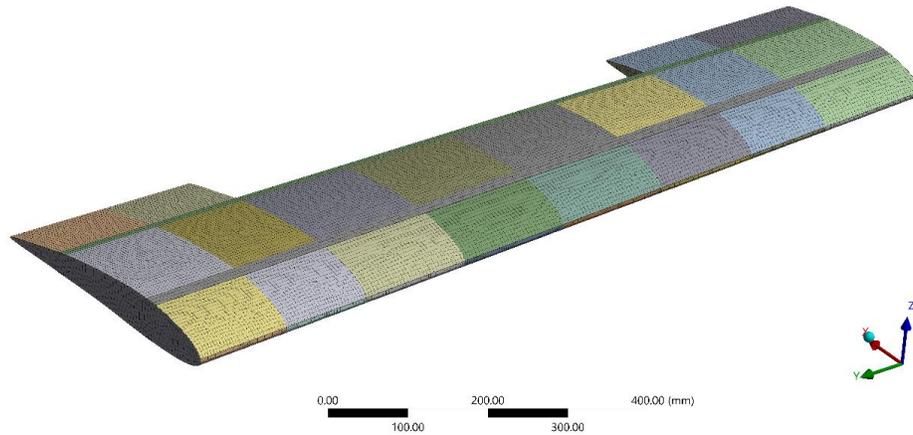


Figura 46. Enmallado exterior ala externa

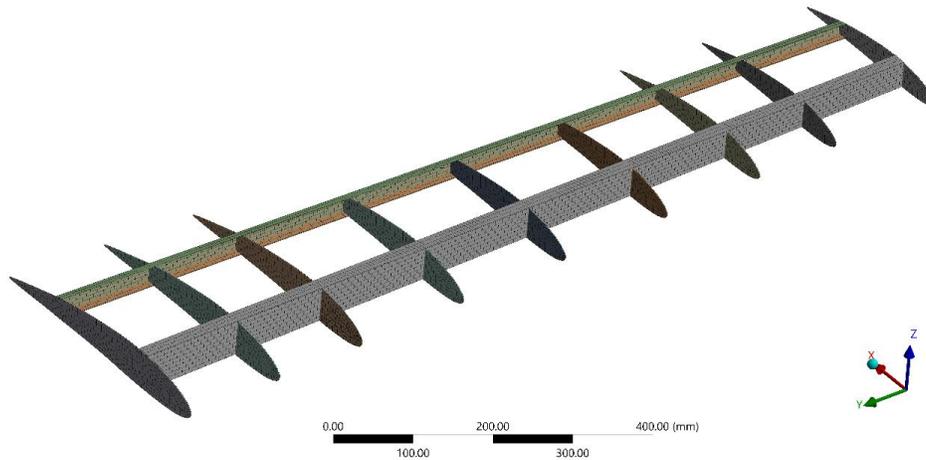


Figura 47. Enmallado interior ala externa

Simultáneamente la sustentación y el arrastre hallados en la sección 2.2 se distribuyeron en cada costilla y fueron ubicados en el 25% de la cuerda media aerodinámica, como se observa en la figura 48. De la misma forma se ubicó el momento aerodinámico, -618 N mm , en el borde exterior. Por otra parte, se fijó la costilla que va conectado al ala interna.

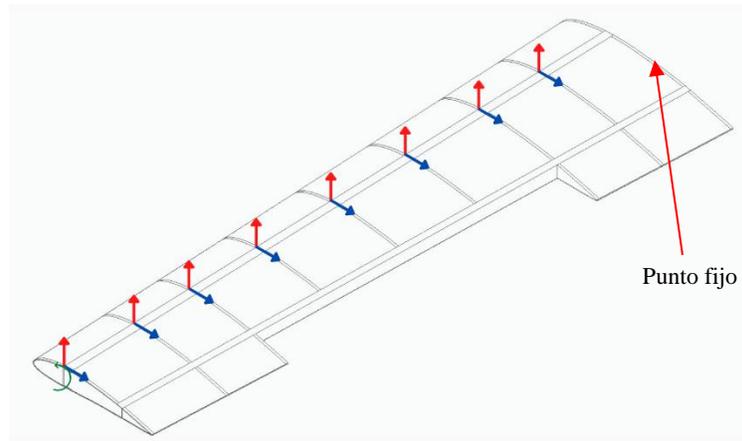


Figura 48. Cargas distribuidas ala externa

Hechas las simulaciones se encuentran los resultados presentados a continuación, en primer lugar, en la figura 49 se evidencia la deformación en la estructura interna con un máximo de 33,992 mm ubicado en la parte frontal de la última costilla, por el contrario, la mínima deformación se encuentra en la primera costilla que va sujeta al ala interna.

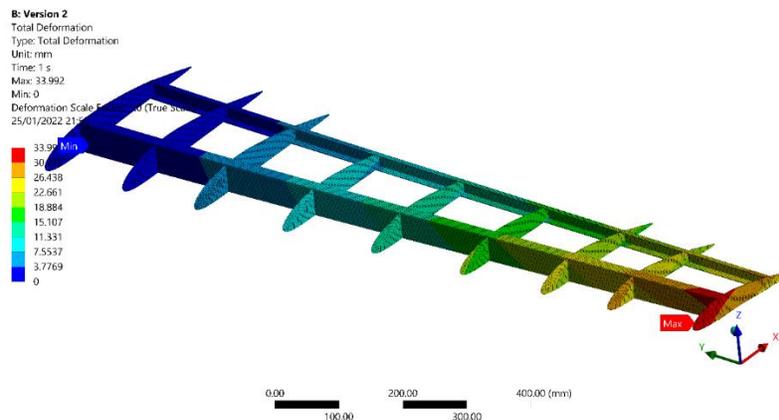


Figura 49. Deformación total ala externa

Respecto a los esfuerzos, el máximo normal se presenta en la primera capa del cap superior de la viga principal, con un valor de 657,88 MPa en compresión, causa de la flexión producto de las cargas aerodinámicas, igualmente, existe una carga a tensión de 362,01 MPa en el cap superior de la viga posterior.

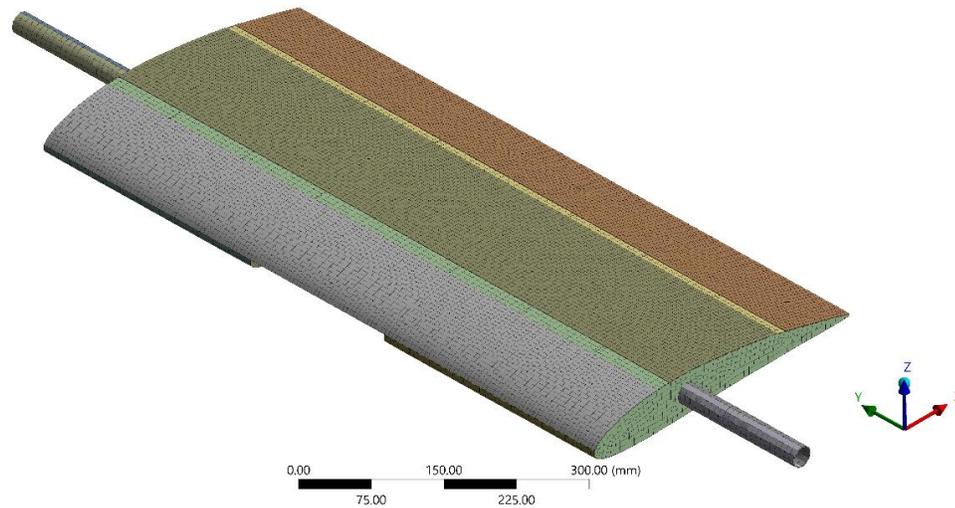


Figura 51. Enmallado exterior ala interna

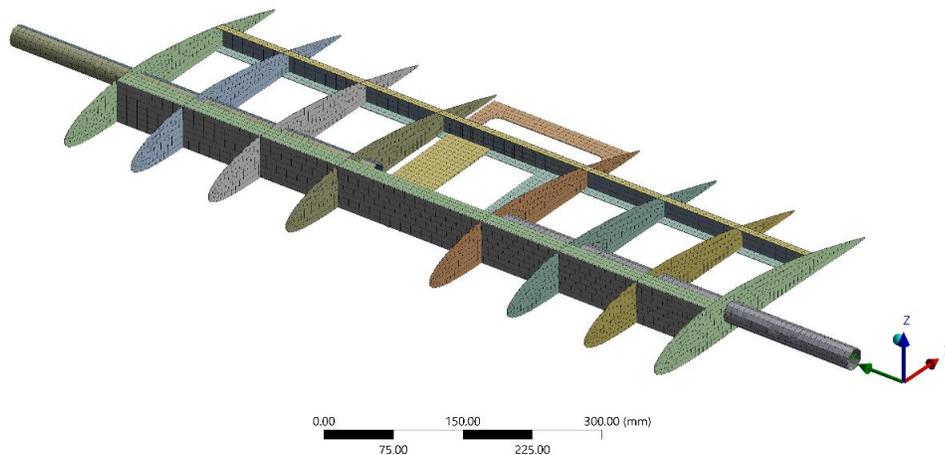


Figura 52. Enmallado exterior ala interna

La sustentación y arrastre del ala interna se localizaron a lo largo de la envergadura en el 25% de la cuerda, también se ubicó la fuerza cortante y el momento flector resultantes del ala externa en los bordes exteriores, cabe destacar que sobre cada Fitting se dispuso la fuerza cortante de la primera costilla del ala exterior, representada en color morado en la figura 53. De manera análoga la fuerza producida por los motores se encuentra distribuida en la parte inferior de las costillas exteriores, donde se encuentra el tailboom (vector amarillo) y el momento aerodinámico

mostrado en color verde oscuro. En cuanto a los elemento fijos se establecieron las pestañas de los dowell y el soporte posterior que une el ala con el fuselaje.

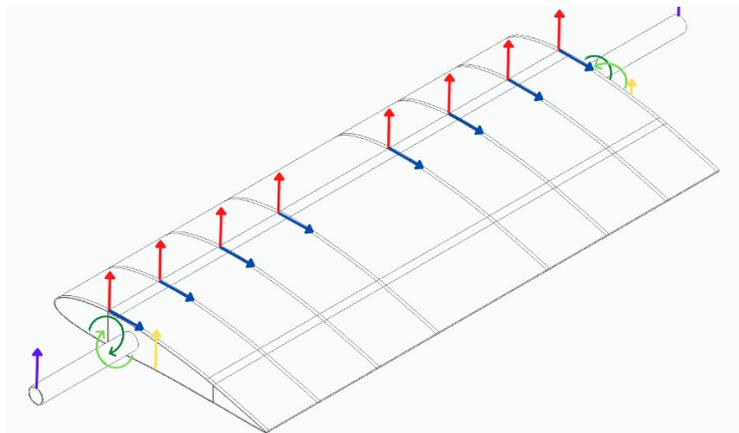


Figura 53. Cargas distribuidas del ala interna

Con relación a los resultados en el ala interna la máxima deformación se evidencia en el tubo de unión al ala externa y en la parte frontal de las costillas exteriores con un valor de 4,81mm.

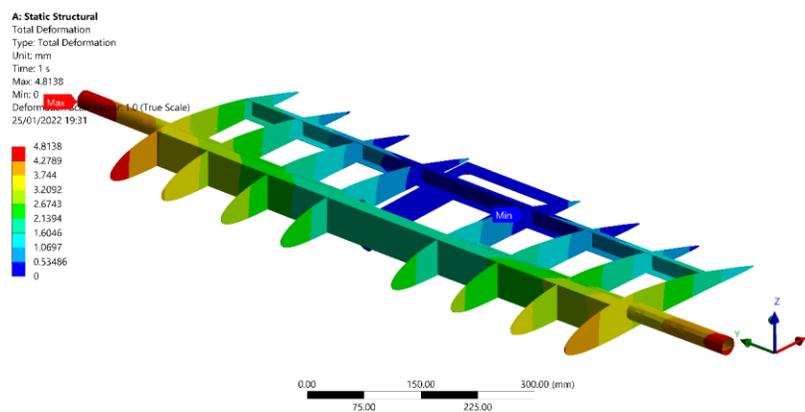


Figura 54. Deformación total ala interna

El Dowell al ser fundamental para la unión del ala con el fuselaje está sujeto a esfuerzos críticos mostrados en la figura 55, con una magnitud de 103,75 MPa a tensión y 48,68 a compresión en la capa número 5.

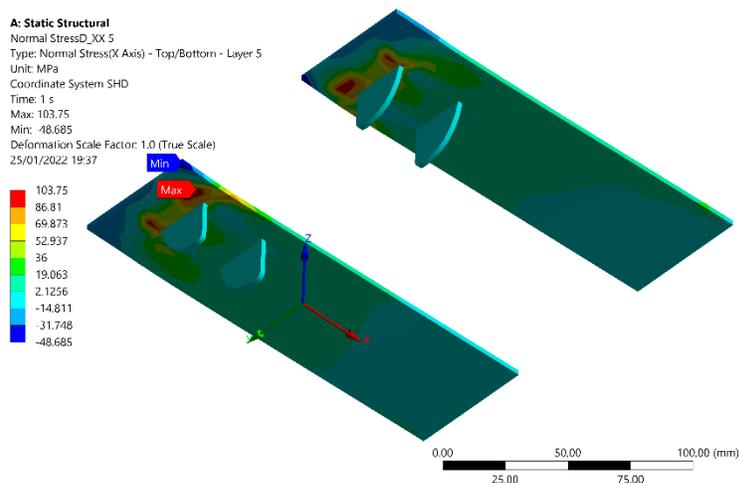


Figura 55. Esfuerzo axial dowell

De forma similar, los esfuerzos cortantes máximos se presentan en la tercera capa de la web en la viga principal alcanzando valores de 66,756 Mpa, correspondiendo al propósito de la geometría designada para viga donde el alma es sometida principalmente a esfuerzos cortantes.

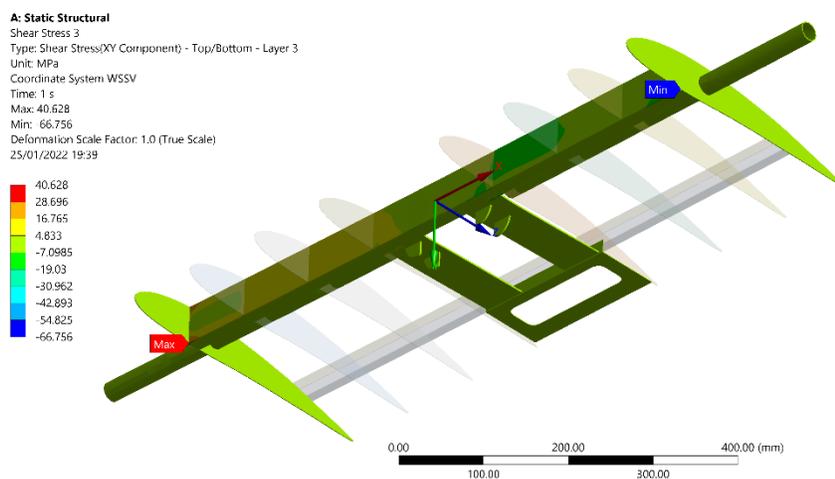


Figura 56. Esfuerzo cortante viga frontal del ala interna

2.6.3 Tailboom

El análisis del tailboom se realizó en una sola pieza ya que es monocasco y sus cargas son simétricas. En toda la parte se empleó un método de enmallado hexaédrico y cuadrilátero

puesto que el número de elementos se reduce, algo esencial para la licencia estudiantil de ANSYS, así mismo por ser una geometría moderadamente compleja (ANSYS, Inc, 2010). Adicionalmente se enmalla con un tamaño de elemento de 3 mm dando un número de elementos de 29215 y un total de nodos 31595.

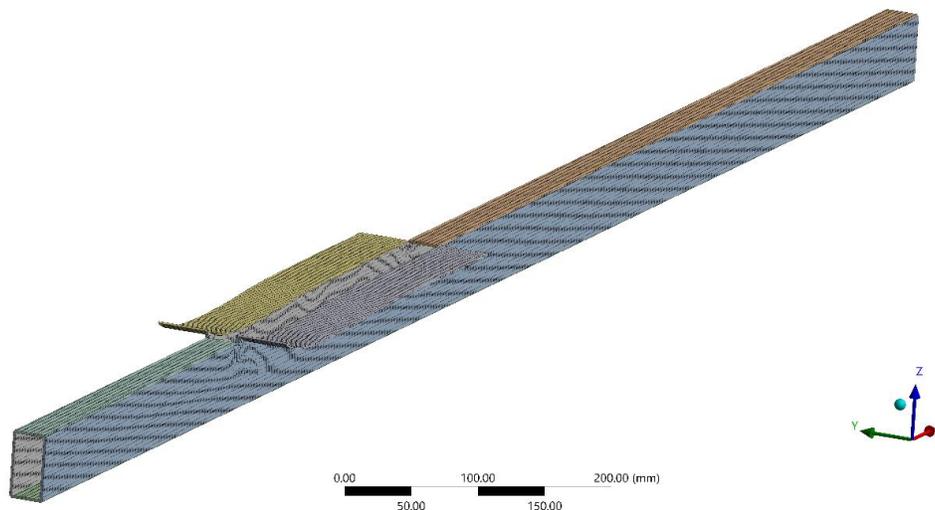


Figura 57. Enmalla tailboom

Naturalmente el tailboom soporta las reacciones resultantes de otros componentes como se señala en la figura 58, donde los vectores de color amarillo equivalen al empuje de los motores eléctricos y el vector rojo la sustentación de la cola, valores que fueron estimados en la sección 2.2. Así, la superficie que se encuentra fija es la pestaña que se sitúa junto al ala.

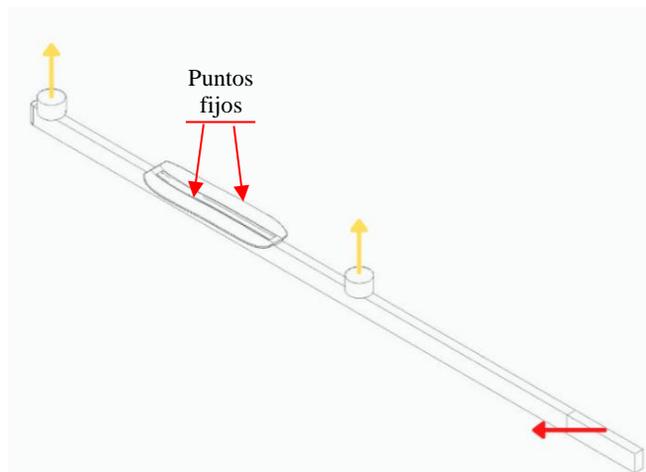


Figura 58. Cargas Tailboom

El Tailboom fue sometido a una deformación total en la unión con el empenaje de un máximo de 16,657 mm, que al estar conformado por solo un elemento estructural la deformación experimentada es soportada solo por la geometría de perfil rectangular.

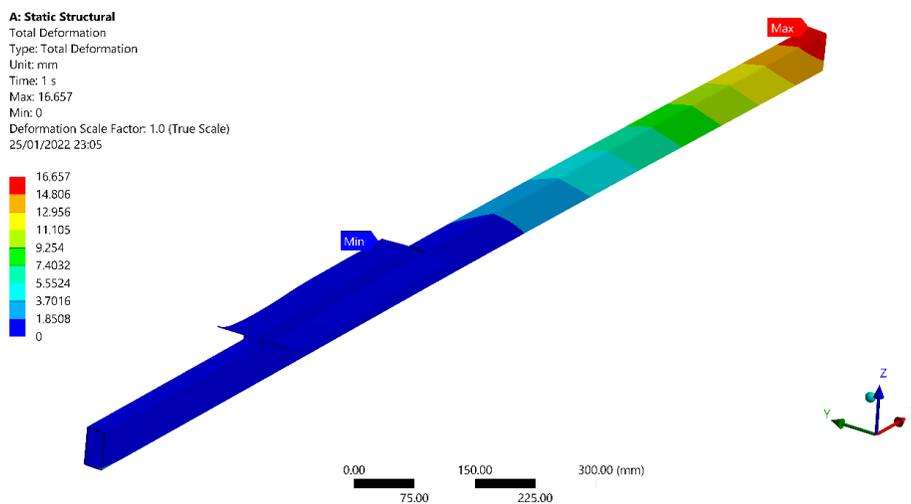


Figura 59. Deformación total tailboom

El máximo esfuerzo axial ubicado en la pestaña cuenta con un valor de 239,37 MPa a compresión en la primera capa, al ser un elemento esencial en la unión con el ala; por otro lado, el valor máximo a tensión tiene una magnitud de 168,13 MPa.

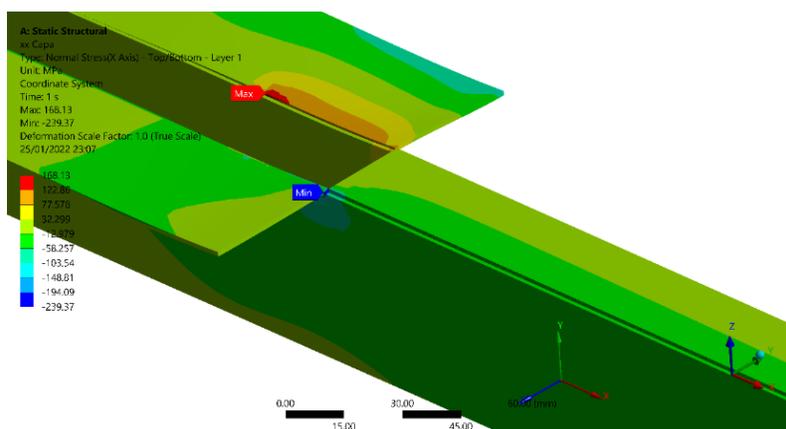


Figura 60. Máximo esfuerzo cortante tailboom

Adicionalmente se evidencia un esfuerzo cortante de 70,467 MPa localizado en el borde posterior en la capa 3 como se muestra en la figura 61.

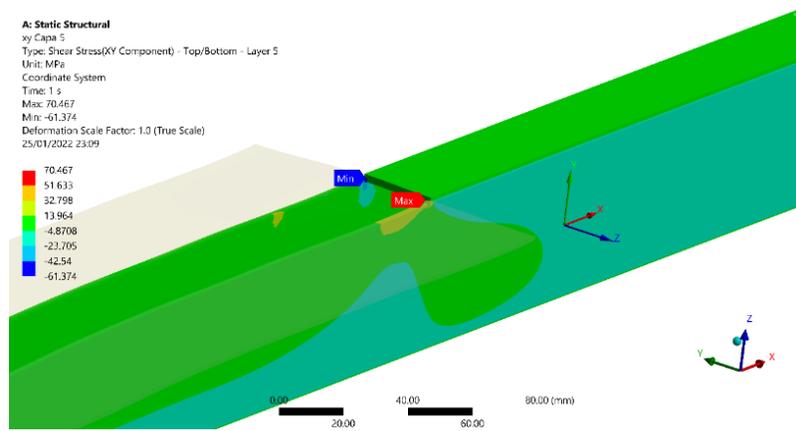


Figura 61. Esfuerzo cortante tailboom

2.6.4 Fuselaje

En la figura 57 se contempla que el área superior del fuselaje no tiene piel, esto es porque allí se encuentra posicionada el ala interna, así mismo la nariz y revestimiento del motor no se analizaron porque no son elementos estructurales relevantes. La simulación del fuselaje incluyó las cuadernas, largueros, pared de fuego, piel y soportes. El refinamiento de malla que se le asignó al fuselaje fue de 3mm a 4mm, obteniendo 30648 nodos y 27421 elementos; como se observa en las figuras 62 y 63 el método de enmallado está compuesto por hexaedros y cuadriláteros ya que al ser una geometría medianamente compleja y tener secciones delgadas, este método se adapta de mejor manera en comparación con otros (ANSYS, Inc, 2010).

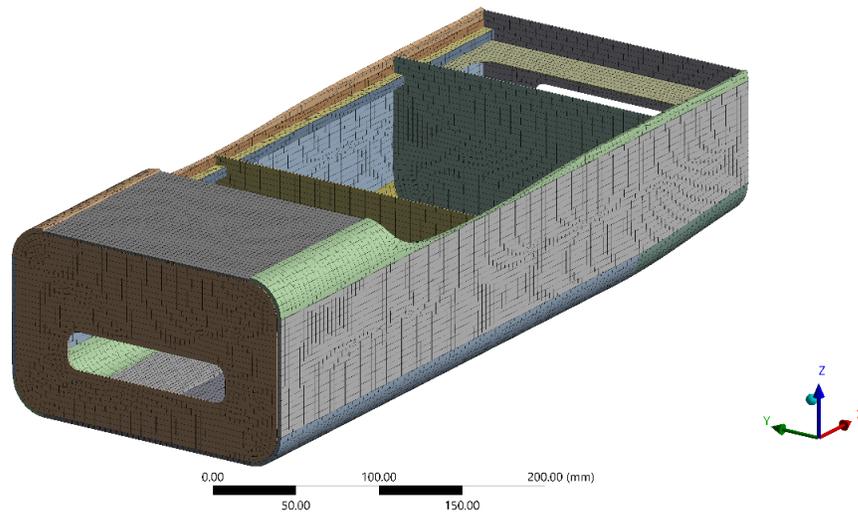


Figura 62. Enmallado exterior fuselaje

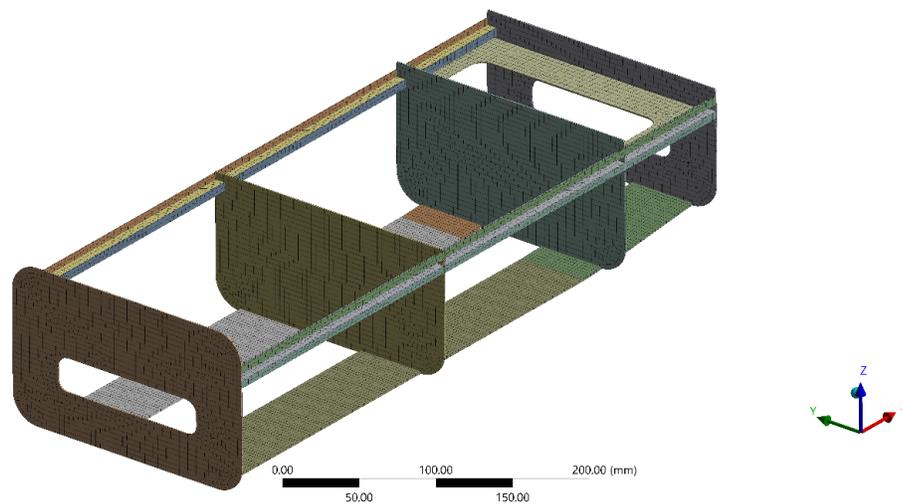


Figura 63. Enmallado interior fuselaje

La condición más crítica para un fuselaje de una aeronave tipo VTOL es el aterrizaje, por ende, el análisis hecho implicó la carga proveniente del skidpad resultado de la caída libre descrita en la sección 2.2.6, que se reparte en las áreas de contacto con el soporte del skidpad tal y como se indica en la siguiente figura 64. Correspondientes a los elementos fijos esos son el soporte posterior de la unión y el costado superior de la cuaderna donde se encuentra la unión del dowell.

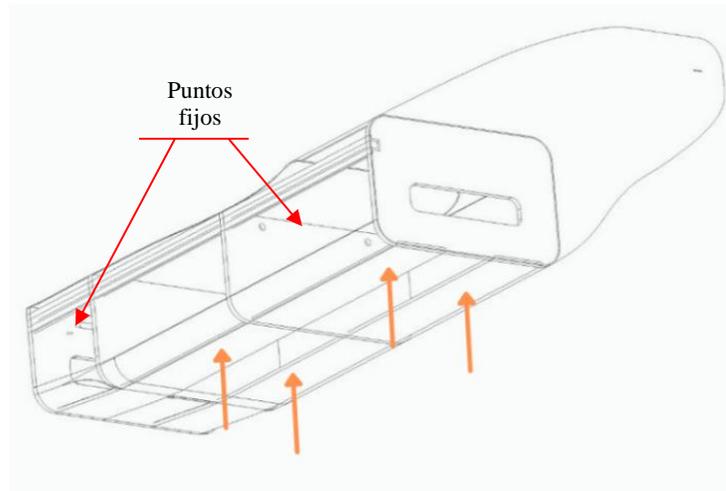


Figura 64. Cargas fuselaje

Al experimentar un aterrizaje vertical la parte baja del fuselaje sufre alteraciones en la geometría como se ilustra en la figura 65, en el cual hay una deformación máxima de 3,67 mm en el área de la unión con el skidpad.

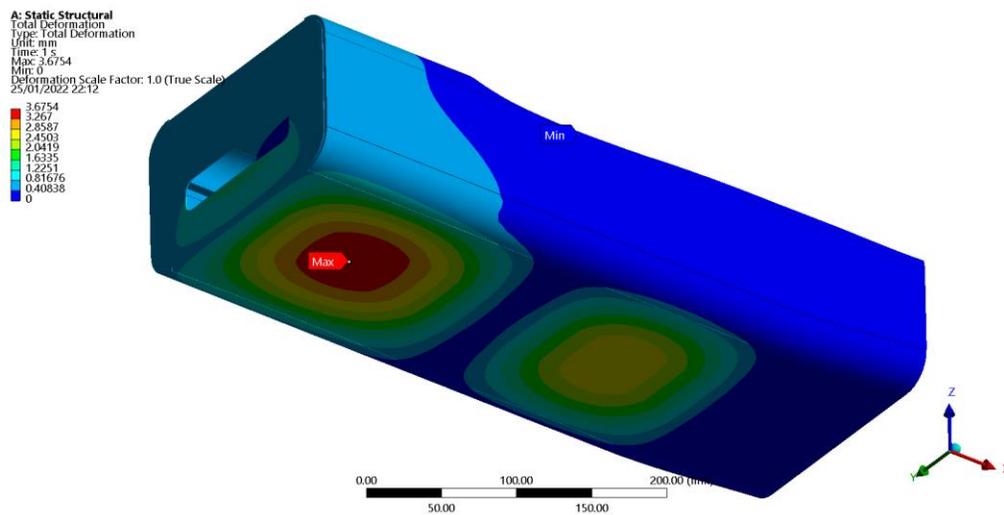


Figura 65. Deformación total fuselaje

Como consecuencia de las fuerzas experimentadas las cuadernas son sometidas a esfuerzos axiales, principalmente a tensión, señalados en la figura 66. No obstante, el máximo esfuerzo a compresión dado es de 210,93 MPa encontrado en la tercera capa de la esquina superior de la cuaderna que se encuentra fija al ala interna.

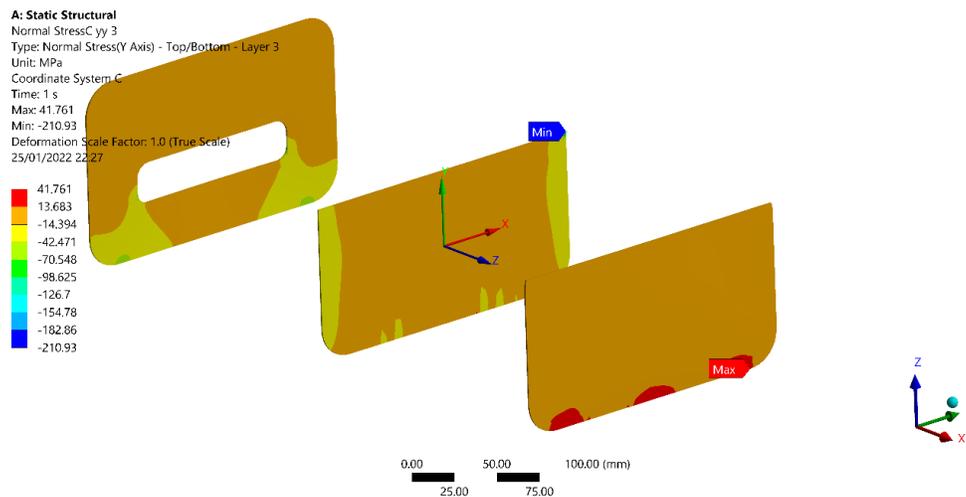


Figura 66. Esfuerzo axial en cuadernas

Ciertamente, la piel al ser uno de los principales elementos afectados por la fuerza del impacto y su disposición en el fuselaje, resiste esfuerzos cortantes manteniendo valores entre 44 y 46 MPa, como se observa en la siguiente figura.

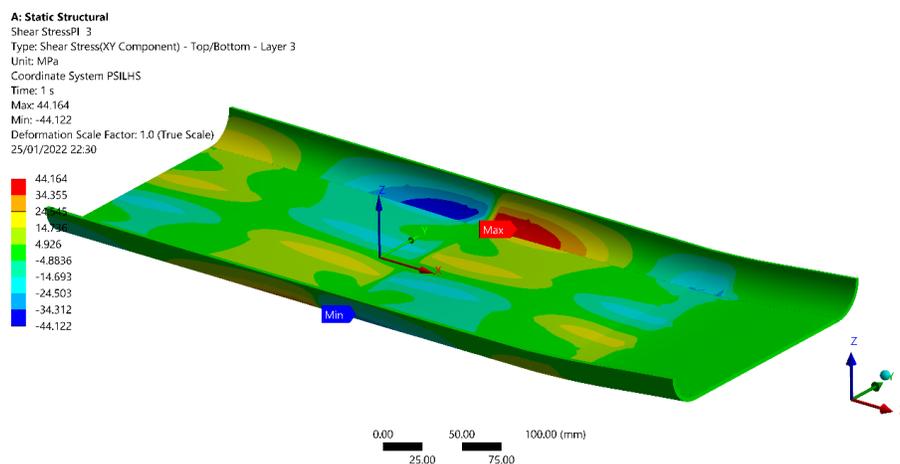


Figura 67. Esfuerzo cortante piel inferior del fuselaje

2.6.5 Skidpad

Para el enmallado del skidpad se asignó a las superficies una dimensión desde 0,8 mm para la sección curva y un 1 mm para las caras inferior y superior (figura 68), contando con una malla de 29538 elementos y 30863 nodos, análogamente con un método hexaédrico/cuadrilátero

por su compatibilidad con el tipo de geometría y menor número de elementos (ANSYS, Inc, 2010). Al igual que el ala exterior se evaluó con la mitad del skid por la simetría en las fuerzas.

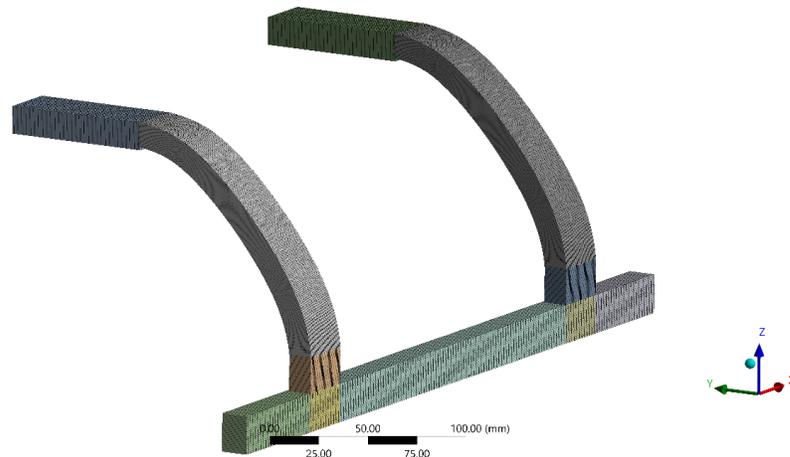


Figura 68. Enmallado Skidpad

En la figura 69 se ilustra la carga distribuida a lo largo de la superficie que entra en contacto con el suelo, que fue calculada en la sección 2.2.6, la cual es la única carga para el análisis del tren de aterrizaje. Conjuntamente la única sección fija es el borde central de la parte superior que está en contacto con el fuselaje y la otra mitad del skid.

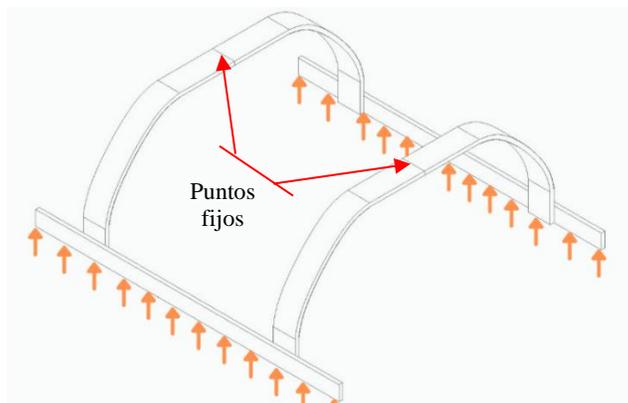


Figura 69. Cargas skidpad

De acuerdo con lo mencionado anteriormente, se demuestra que el tren de aterrizaje tiene la capacidad de deformarse considerablemente para que la energía sea absorbida por este y no por la

estructura, ya que puede llegar a afectar la integridad de los sistemas de la aeronave. Visible en la figura 70, donde se acerca a valores de 22 mm.

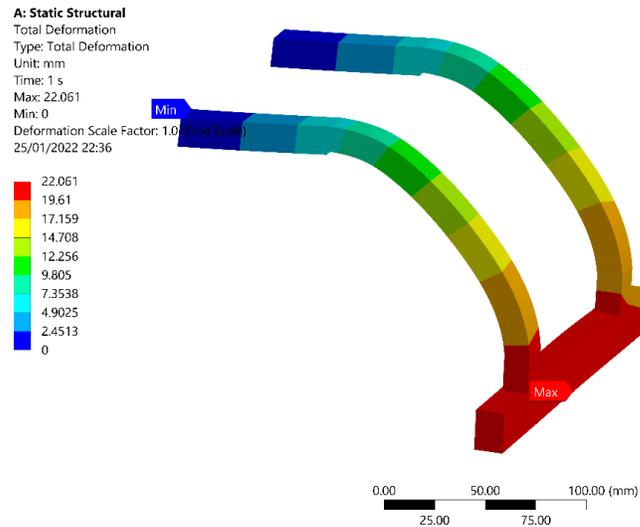


Figura 70. Deformación total skidpad

Análogamente, los esfuerzos axiales son expuestos en todo el conjunto siendo la primera capa de la parte inferior la más afectada, debido a que las cargas del impacto se localizan en esta zona como se evidencia en la figura 71.

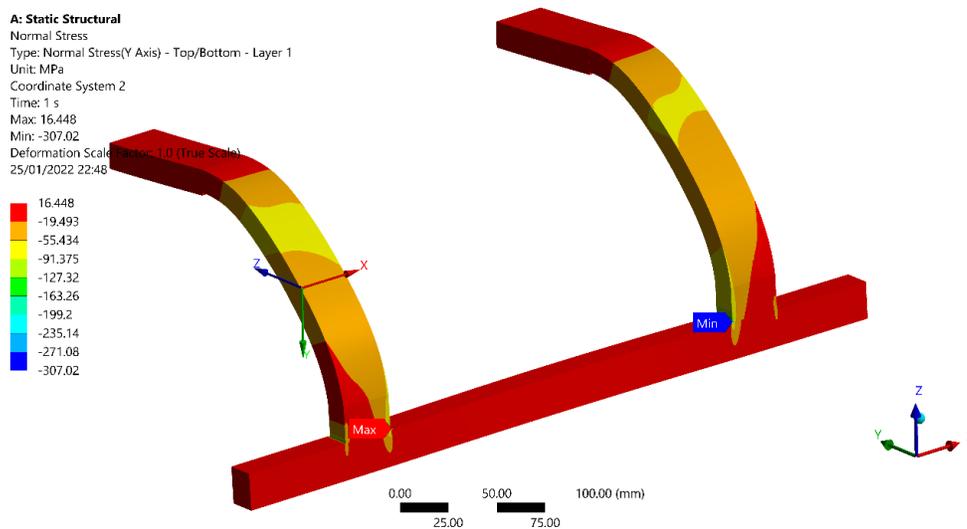


Figura 71. Esfuerzo axial máximo

El esfuerzo máximo cortante se presenta en la capa uno de la parte inferior de la sección curva con valores entre -40 y 43MPa.

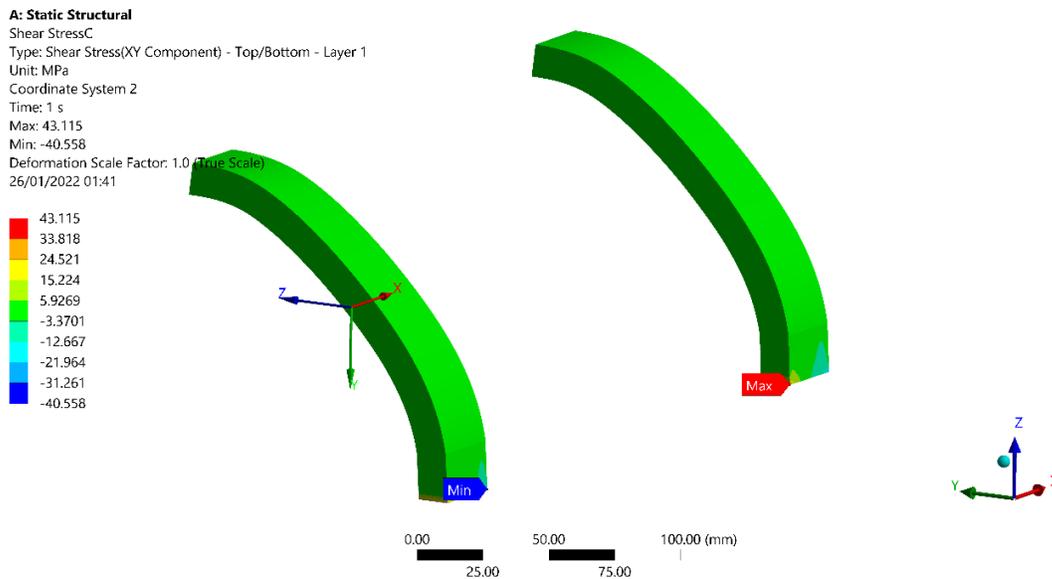


Figura 72. Esfuerzo máximo cortante sección curva skidpad

2.6.6 Cola

Del mismo modo que el skid y el ala externa, la cola cuenta con una simetría en su geometría y cargas, por esa razón se analizó con la mitad del conjunto. A su vez, para el enmallado se especificó una dimensión de elemento de 3,1 mm con un número de elementos de 30641 y 33728 nodos, juntamente con los demás componentes se asignó un método de hexaedros y cuadriláteros pertinente a los elementos ligeramente complejos y ligeros.

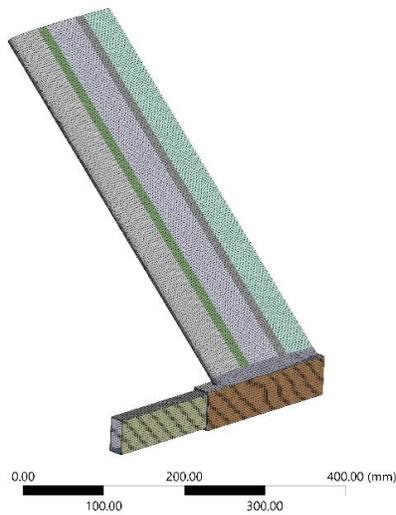


Figura 73. Enmallado exterior cola

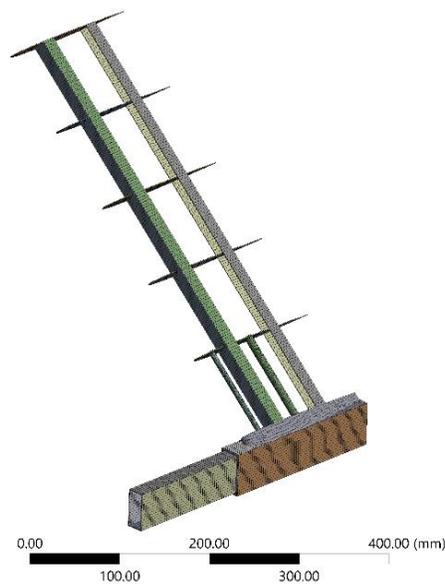


Figura 74. Enmallado interior cola

En cuanto a la cola las fuerzas experimentadas son la sustentación y el arrastre, sin embargo, el arrastre es omitido ya que tiene un valor pequeño, los vectores presentados en la figura 70 representan los componentes vertical y horizontal de la sustentación producto del viento lateral. En relación con los elementos fijos estos se determinaron como los dos límites extremos, superior e inferior.

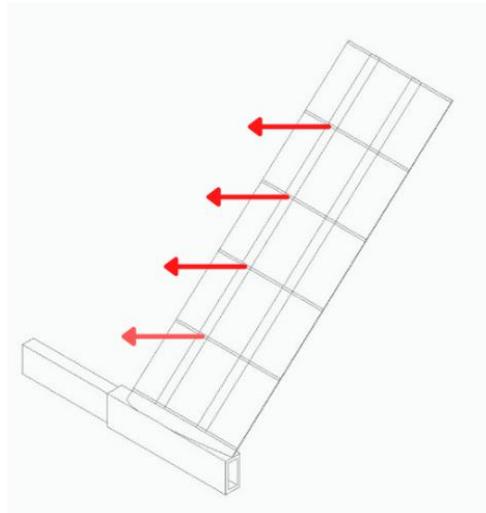


Figura 75. Cargas cola

Al estar sujeto en sus dos extremos la deformación total se concentra en la parte central de la media envergadura específicamente en la viga trasera, como se indica en la figura 76, tomando como máxima deformación 0,4237 mm.

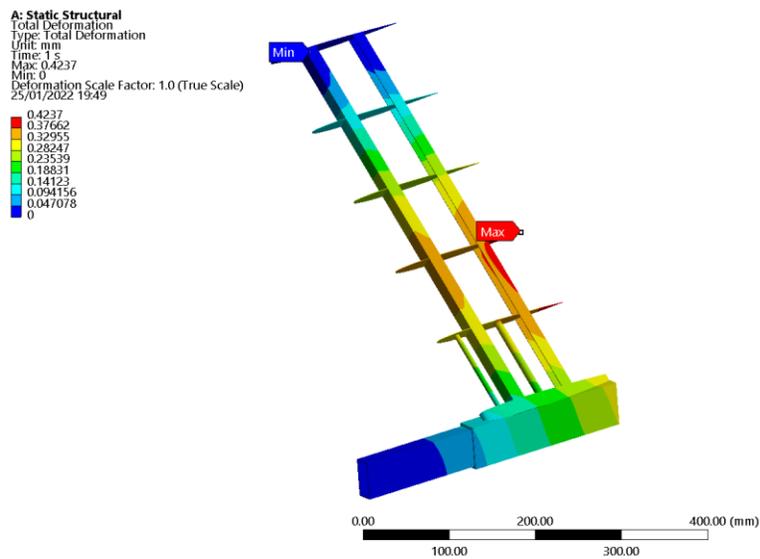


Figura 76. Deformación total empenaje

Como consecuencia del viento cruzado el esfuerzo axial máximo se presenta en eje x del sistema coordinado mostrado en la figura 77, el cual tiene una magnitud de 37,4 MPa ubicado en la tercera capa de la viga frontal.

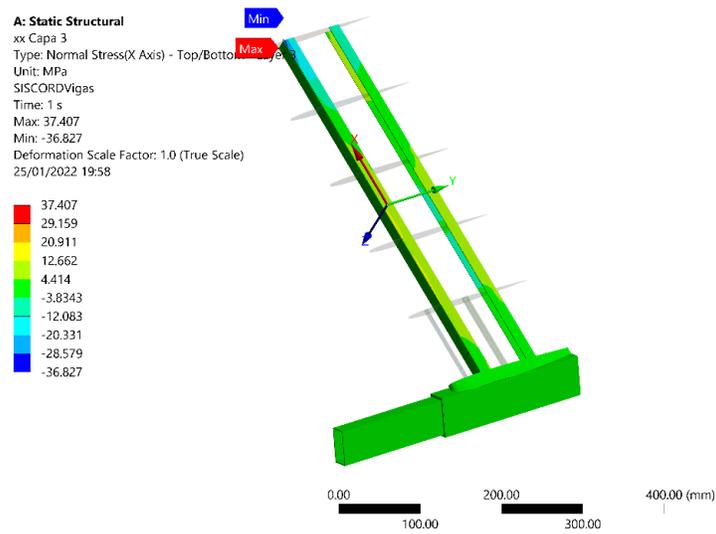


Figura 77. Esfuerzo axial viga frontal cola

Por último, debido a las características de la pieza de unión cola-tailboom este es susceptible a altos esfuerzos cortantes, en particular la primera capa del componente, como se manifiesta en la figura 78 donde se alcanza un esfuerzo máximo de 45,83 MPa.

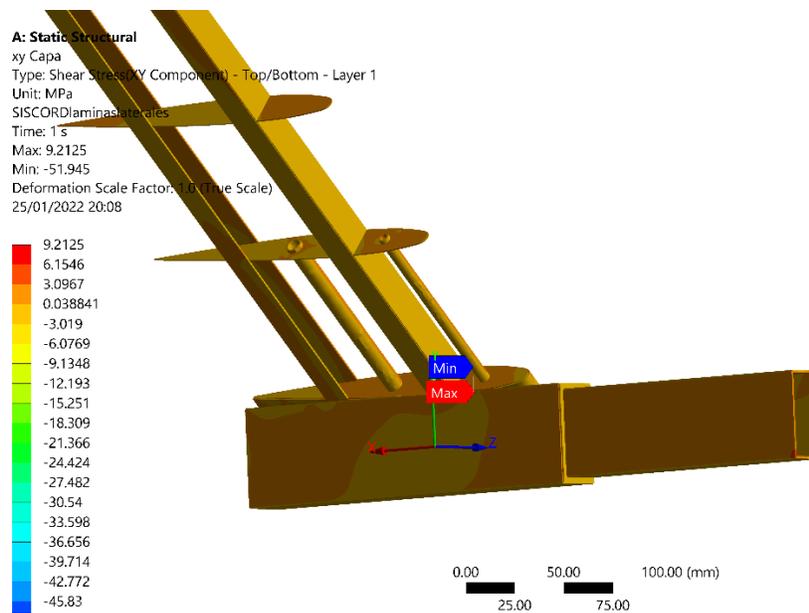


Figura 78. Esfuerzo cortante unión cola-tailboom

2.7 Análisis de elementos finitos debido al pandeo

Respecto al desarrollo del pandeo, se realizó el estudio estructural estático mostrado previamente, donde se analiza el pandeo por compresión que puede ser aplicado en cada uno de los elementos de la estructura; para esto se utilizó el módulo “*Eigenvalue Buckling*” en ANSYS 2WORKBENCH aplicando la misma configuración de malla, conexiones y cargas del análisis estructural estático. En la figura 79 se puede evidenciar el pandeo desarrollado en la tercera cuaderna del fuselaje con un factor de escala de 24 y un factor multiplicador de carga de -2,3.

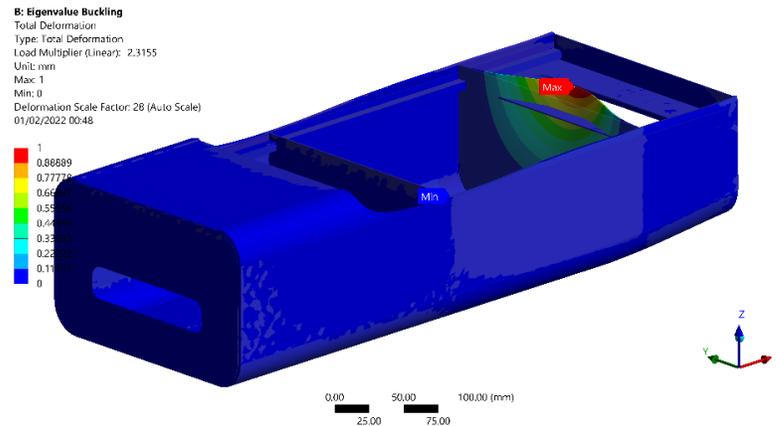


Figura 79. Pandeo en el fuselaje

La zona más crítica en cuanto a una falla por pandeo es el ala, debido a la importancia de la piel en mantener su forma aerodinámica y pueda soportar las cargas de vuelo como es previsto. En la figura 80 se observa el pandeo obtenido en el ala externa con un factor multiplicador de -1,6988 con una deformación máxima ubicada en la piel inferior entre la primera y segunda costilla con un factor de escalamiento de 32. Esta parte se encuentra a tensión, ya que se encuentra en condición de crucero y esto supone que no podría fallar por pandeo, sin embargo, una carga opuesta 1,69 veces la aplicada si provoca el fallo.

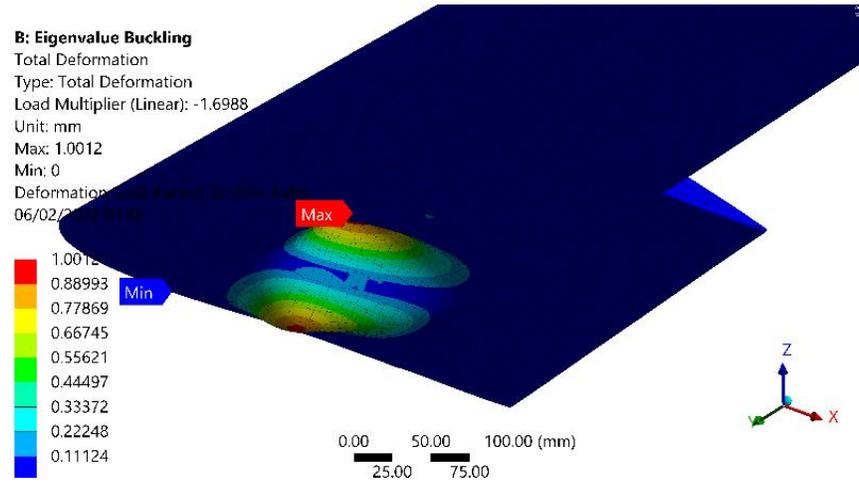


Figura 80. Pandeo en el ala externa

Por otro lado, se muestra el ala central, donde el pandeo podría generarse en la viga principal y de igual manera con una carga en la dirección opuesta al tratarse de un factor multiplicador de carga negativo.

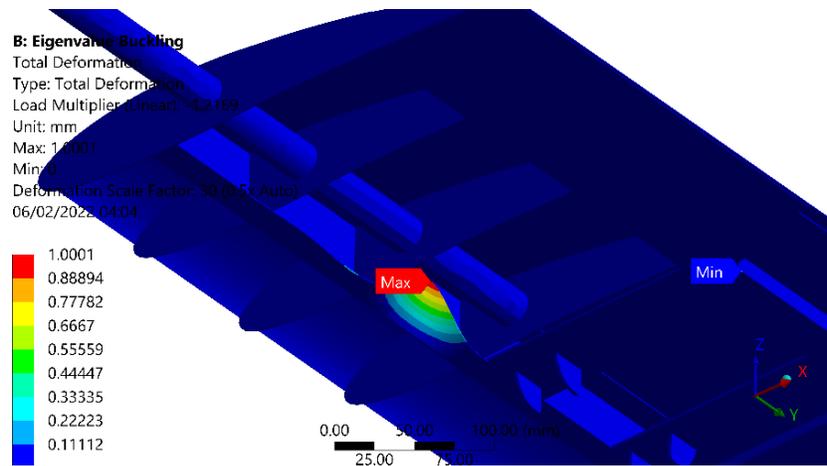


Figura 81. Pandeo en ala interna

Capítulo 3

Resultados

3.1 Caracterización unión ala interna – ala externa

En lo que respecta al tubo que conecta las dos secciones del ala se realizó una caracterización de sus propiedades mecánicas, a causa de que se conoce que es de fibra de carbono, pero no se especifica en detalle su formación y por lo tanto sus propiedades tampoco. Con relación a lo anterior, se llevó a cabo una prueba de flexión regida por la norma ASTM D7264 (ASTM International, 2008), la cual describe el procedimiento y factores que se deben definir en una prueba de flexión de tres o cuatro puntos, asimismo la distancia, longitud, velocidades y equipo necesarios para la prueba.

Para la prueba se hizo uso de la maquina universal de ensayos dispuesta en la Universidad de San Buenaventura sede Bogotá, en la cual se programó en el software de la máquina una prueba de flexión de tres puntos como la que se observa en la figura 82, una velocidad de 2 mm/s, una distancia entre soportes de 205 mm (L) y una longitud de la probeta de 26 mm (ASTM International, 2008). Cabe destacar que no se empleó el número de probetas mínimas establecidas en la norma ASTM porque en los objetivos del proyecto no se encuentra la caracterización de los materiales definidos.

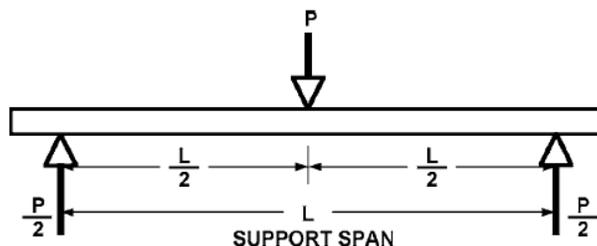


Figura 82. Prueba de flexión de 3 puntos (ASTM International, 2008)

No obstante, los elementos disponibles en el laboratorio de pruebas son empleados únicamente para probetas planas y no cilíndricas como en el caso de Fitting; por este motivo fue necesario diseñar tres piezas que proporcionaran un contacto uniforme con toda la superficie del cilindro. Para empezar, se diseñó un aditamento que contara con la forma del tubo y los soportes de la máquina, dando como resultado una pieza con dos agujeros circulares de 6,35 mm y 12,7 mm, correspondientes al soporte en la máquina y tubo, igualmente un largo de 76,2 mm, 15,14 mm de ancho y 30,01 mm de alto, como se observa en la figura 83, por añadidura el aditamento se diseñó con las medidas tomadas de la máquina universal de ensayos y el Fitting establecido, asimismo el ancho y alto se determinó según las dimensiones del tubo de fibra de carbono.

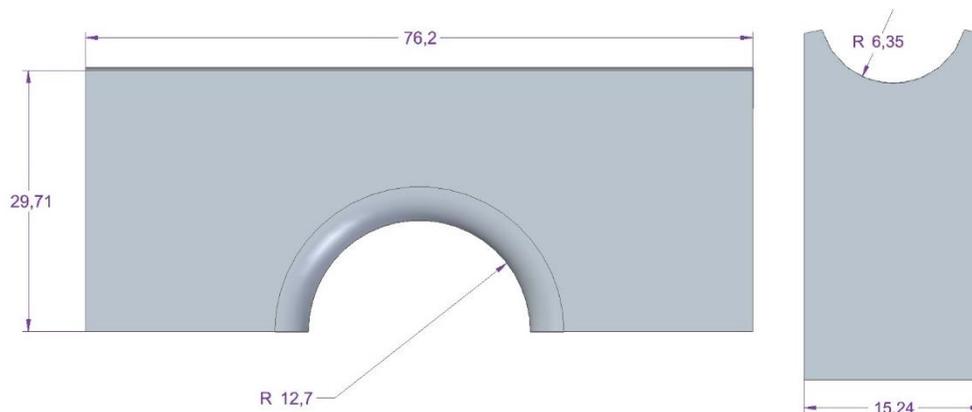


Figura 83. Pieza diseñada para prueba de flexión

Elaborado el boceto se tomó una barra de 25,4 x 25,4 milímetros de acero AISI 1020 (MatWeb, 2020) y se cortó en tres partes de 80 mm de largo, posteriormente mediante la fresadora (máquina disponible en el hangar de la universidad) se mecanizó con las dimensiones establecidas, también formando los agujeros inicialmente propuestos, para luego lijar y redondear las superficies en contacto con el Fitting (figura 84).

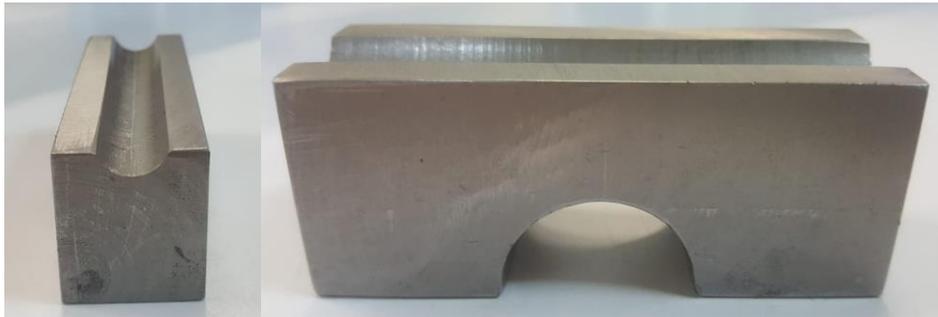


Figura 84. Pieza en acero AISI1020

Tan pronto se obtuvo la pieza final, se efectuó la prueba de flexión señalada anteriormente, no obstante ya que las piezas elaboradas se hicieron manualmente, las caras no estaban totalmente en contacto con la superficie por una inclinación producto del desbaste, en consecuencia, al momento del ensayo se creó un concentrador de esfuerzos en un solo borde del soporte de aditamento, fallando en esta sección como se observa en la figura 86, así mismo afectando el resultado de la prueba, invalidando los datos provistos por la máquina.

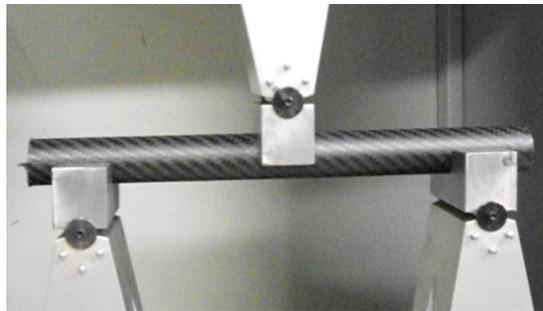


Figura 85. Prueba de flexión con aditamento de soporte de acero



Figura 86. Deformación a flexión con aditamento de soporte de acero

Puesto que el primer modelo del aditamento contiene errores complejos de evitar mediante la elaboración humana, se optó por maquinarlo en la máquina CNC disponible en la universidad de San Buenaventura, sin embargo, debido a la limitación en la totalidad de las herramientas de esta, no fue posible llevar a cabo el mecanizado del aditamento, además de tener un alto costo si se llegase a realizar en sitios especializados en CNC. Debido a esta limitación de las herramientas se determinó hacer los soportes del aditamento por medio de impresión 3D con una altura de capa 0,2 mm, 4 perímetros, 40% de relleno tipo rejilla y hecho en ácido poliláctico (PLA), estas propiedades con el objetivo de que resistan las cargas aplicadas en la prueba de flexión, obteniendo tres piezas iguales como se observa en la siguiente figura.

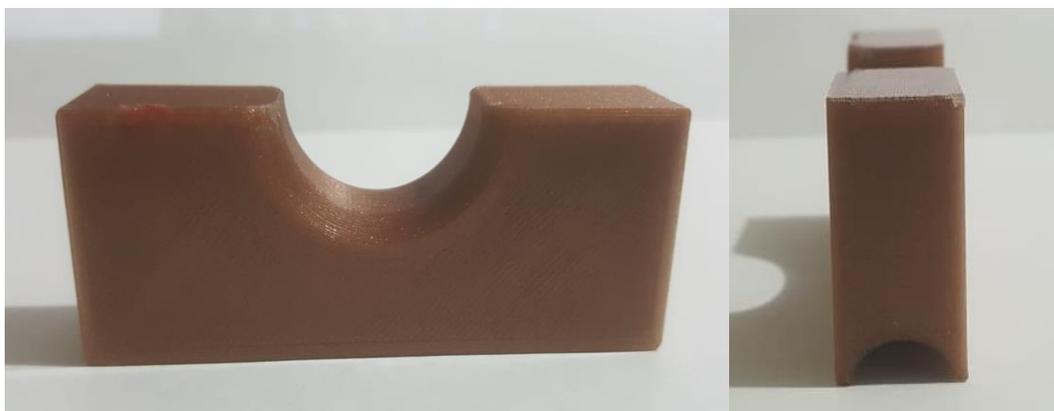


Figura 87. Soporte de aditamento de impresión 3D

Finalmente, impresas las piezas se realizó la prueba de flexión descrita en la primera parte de esta sección (figura 88), donde las piezas impresas presentaron un buen desempeño durante el ensayo sin presentar falla y posibilitando la deformación correcta de la probeta como se demuestra en las siguientes figuras.

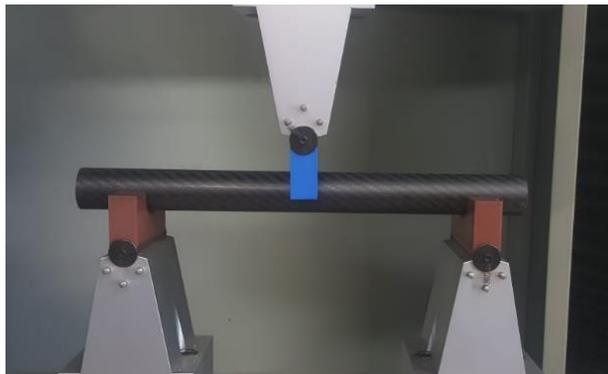


Figura 88. Prueba de flexión con piezas de impresión 3D



Figura 89. Deformación a flexión con piezas de impresión 3D



Figura 90. Falla a flexión con piezas de impresión 3D

Adicionalmente, se obtuvo la gráfica fuerza versus posición que permitió hallar el esfuerzo flector con el cual se determinó si el tubo falló al ser sometido a las cargas de la aeronave calculadas en el capítulo 2 y a su vez el factor de seguridad que alcanza.

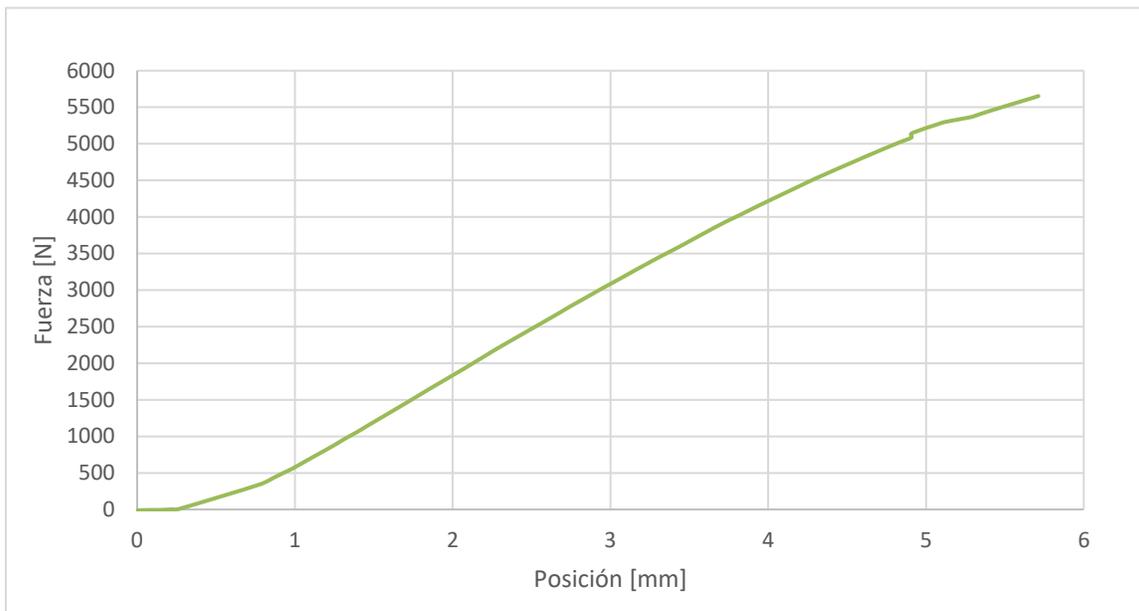


Figura 91. Gráfica Fuerza vs. Distancia

El esfuerzo flector se calculó a través de las ecuaciones dadas en mecánica de materiales (Beer F. , Johnston, DeWolf, & Mazurek, 2013), en el que inicialmente se asignó la misma denominación que en la figura 82, por ende, se calculó la distancia entre soportes, radio exterior (R) e interior (r), el momento de inercia, el momento flector, entre otros. Es preciso señalar que la fuerza tomada se encuentra en la sección en que la deformación deja de ser elástica, 5138 N como se ilustra en la figura 91. El procedimiento se muestra a continuación.

Tabla 23. Datos Fitting

Fitting	
R [mm]	25
r [mm]	23,7
L [mm]	205
F [N]	5138

En primer lugar, se evaluó el momento flector con la carga y la distancia entre los apoyos inferiores.

$$M_p = \frac{PL}{4} \quad (35)$$

$$M_p = \frac{(5138N)(0,205m)}{4}$$

$$M_p = 263,3225Nm$$

Ulteriormente se calculó el momento de inercia de la sección transversal de un cilindro de pared delgada.

$$I_x = \frac{\pi}{4}(R^4 - r^4) \quad (36)$$

$$I_x = \frac{\pi}{4}(0,025^4 - 0,0237^4)$$

$$I_x = 5,900645 \times 10^{-8} m^4$$

Por último, se estimó el máximo esfuerzo flector con la ecuación 37, donde c es la distancia del centroide hasta donde se determina el esfuerzo.

$$\sigma_F = \frac{Mcc}{I} \quad (37)$$

$$\sigma_F = \frac{(263,3225Nm)(0,025m)}{5,900645 \times 10^{-8} m^4}$$

$$\sigma_F = 111,5651 Mpa$$

Del mismo modo se realizó una segunda prueba con los mismos factores, pero la pieza superior encargada de aplicar la carga sobre el tubo falló y se fracturó como se observa en la figura 92, impidiendo el desarrollo del ensayo.

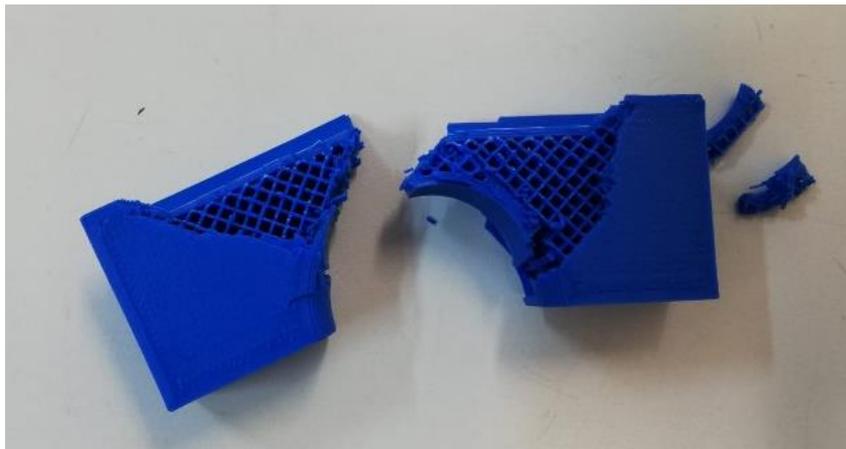


Figura 92. Fractura elemento impreso en 3D

3.2 Análisis de pesos

En la primera sección del capítulo dos se señalaron los pesos establecidos para la estructura, dispuestos en el diseño conceptual del HyVProp (Castillo, Galeano, & Sanchez, 2021) siendo de 8541gr y 280 gr para el tren de aterrizaje. Igualmente, además de determinar y analizar los materiales de cada componente, se debe garantizar que el peso sea el delimitado o no supere el valor; de este modo se presenta a continuación los pesos y espesores en cada parte de la aeronave, de la misma manera en el anexo [5](#) se encuentra de forma más detallada la evaluación del peso.

En efecto la información sobre los pesos se tomó de las propiedades descritas en el programa ANSYS y producto del análisis de elementos finitos mencionados en el capítulo dos. La tabla 24 precisa los detalles de los componentes del ala interna y la mitad del ala externa, contemplando las costillas, vigas frontal y trasera, uniones al fuselaje y uniones entre las dos partes del ala.

Tabla 24. Pesos y espesores componentes del ala interior y exterior

Elemento	Sección		Espesor [mm]	Peso [gr]
Ala interior	Piel	Superior	0,66	272,014
		Inferior	0,66	205,3
	Costillas	Exteriores	0,99	36,18
		Interiores	0,66	72,357
	Viga Principal	Cap superior	0,99	21,258
		Cap inferior	0,99	21,246
		Web	1,32	78,975
	Viga Posterior	Cap superior	0,66	9,6935
		Cap inferior	0,66	9,4415
		Web	0,66	20,612
Dowell			2,32	43,3644
Soporte unión fuselaje			0,99	18,3858
Ala exterior	Piel	Superior	0,66	295,52
		Inferior	0,66	295,52
	Costillas		0,99	123,8
	Viga Principal	Cap superior	2,64	86,452
		Cap inferior	1,65	55,018
		Web	1,65	127,63
	Viga Posterior	Cap superior	1,25	28,52
		Cap inferior	1,41	30,691
Web		1,32	53,294	
Unión Ala interior y exterior	Fitting		-	75,64

Los pesos y espesores de los elementos del fuselaje como los largueros, cuadernas, pared de fuego, soporte con el ala , unión skidpad y cada sección de la piel están especificados en la tabla mostrada a continuación.

Tabla 25. Pesos y espesores componentes del fuselaje

Sección		Espesor [mm]	Peso [gr]
Piel	Superior	1,66	19,042
	Inferior	2,66	114,46
	Lateral	2,98	248,4
Largueros		0,66	29,748
Cuadernas		0,99	79,363
Pared de fuego		1	39,333
Soporte Ala fuselaje		0,99	13,808
Unión Skidpad		1,66	50,804

En la tabla 26 se indican los espesores y masa de cada componente de la mitad de la cola, con un espesor máximo de 1,65 mm en la piel inferior y un mínimo de 0,66 mm en las costillas y piel superior.

Tabla 26. Pesos y espesores componentes de la cola

Sección		Espesor [mm]	Peso [gr]
Piel	Superior	0,66	150,07
	Inferior	1,65	8,0593
Costillas		0,66	15,0141
Viga Principal	Cap superior	0,75	8,625
	Cap inferior	0,75	8,625
	Web	0,99	14,295
Viga Posterior	Cap superior	0,99	11,134
	Cap inferior	0,99	11,42
	Web	0,99	8,1864
Unión tailboom-cola		1,32	133,9514

El tailboom es uno de los elementos más pesados en toda la aeronave como se muestra en la tabla 27.

Tabla 27. Pesos y espesores componentes del tailboom

Sección	Espesor [mm]	Peso [gr]
Tubo rectangular	2,31	778,06
Pestañas	1,32	57,738

Las fuerzas de impacto soportadas por el tren de aterrizaje ocasionan que este tenga espesores altos, pero no debe tener un peso excesivamente elevado, por esta razón es ideal la configuración tipo sándwich que reduce el peso hasta en un 39% comparado con solo fibra de carbono (Shrotri, COMPOSITE SKID LANDING GEAR DESIGN INVESTIGATION, 2008).

Tabla 28. Pesos y espesores componentes del skidpad

Sección	Espesor [mm]	Peso [gr]
Soporte superior	14,3	24,948
Soporte inferior	12,64	48,13
Sección curva	14,3	46,015

Finalmente, en la tabla 29, se expone el peso total en gramos de la estructura, en el cual, componentes como el ala exterior, cola, skidpad y tailboom se multiplica por dos debido a que en las tablas anteriores solo se presenta la mitad de estos.

Tabla 29. Peso total de la estructura

	Unidad [gr]	Total [gr]
Ala exterior	1096,445	2192,89
Ala interior	808,827	808,8272
Cola	369,380	738,7604
Tailboom	835,798	1671,596
Fuselaje	594,958	594,958
Skidpad	119,093	238,186
Fitting	75,640	151,28
TOTAL		6396,4976

En síntesis, el peso total de la estructura es de 6245,2176 gr, el cual cumple con lo establecido en el diseño y está un 26,8795% por debajo del límite y el skidpad con un total de 238,186 gr obteniendo un 15% menos del valor máximo.

3.3 Análisis del criterio de falla

Para el análisis se empleó la teoría de falla por esfuerzo máximo que supone que la falla de una lámina de material ocurre siempre que algún esfuerzo normal o esfuerzo cortante iguale o exceda la resistencia de este (Voyiadjis & Kattan, 2005). De igual forma, define que el esfuerzo de compresión en dirección longitudinal o transversal (σ^c) debe ser menor a los esfuerzos máximos en la lámina (σ_1 y σ_2), que a su vez deben ser menores a los esfuerzos de tensión en dirección longitudinal o transversal (σ^T). En otras palabras, matemáticamente se expresa de la siguiente manera:

$$\sigma_1^c < \sigma_1 < \sigma_1^T \quad (38)$$

$$\sigma_2^c < \sigma_2 < \sigma_2^T \quad (39)$$

También, el valor absoluto del esfuerzo cortante máximo en el plano 1-2 o xy ($|\tau_{12}|$), debe ser menor al esfuerzo cortante del material que se evalúa.

$$|\tau_{12}| < \tau_{12}^2 \quad (40)$$

No obstante, esta teoría posee una desventaja que es la falta de interacción entre los componentes de la tensión, aun así, es un método ampliamente aprovechado por su sencillez y resultados fiables.

Con base en lo anterior, en esta sección se evaluará el criterio de falla de los materiales utilizados, referente a las características determinadas por el Handbook MIL-HDBK-17-2F (Department of defense Handbook, 2002). Por consiguiente, en cada tabla se indica el esfuerzo máximo a tensión, compresión y cortante de cada elemento de la aeronave, acompañado del factor de seguridad hallado con la ecuación 41. Por añadidura todo fue evaluado en Excel y se encuentra detallado, con todas las capas, en el anexo [6](#).

$$FS = \frac{\sigma_{Ult}}{\sigma_{Max}} \quad (41)$$

Donde σ_{Ult} es el esfuerzo último propio del material evaluado y σ_{Max} el máximo esfuerzo presentado en la estructura debido a las cargas del avión.

3.3.1 Ala interna

Los factores de seguridad del ala interna se encuentran entre 1,74 y 69,588, cumpliendo lo establecido en la reglamentación australiana (Autralian goverment- Civil aviation safety authority, 2002), la cual es de 1,5 para una condición de crucero con un factor de carga de 3,8. De este modo ninguno de los componentes del ala interna falla.

Tabla 30. Factores de seguridad del ala interna

Componente	Axial				Cortante			
	Max [Mpa]	Min [Mpa]	FS T	FS C	Max [Mpa]	Min [Mpa]	FS	
Dowell	192,98	-179,55	2,658	2,43	33,049	-32,846	3,631	
Viga frontal	Web	115,7	-132,6	4,434	3,3	53,69	-68,95	1,740
	Cap superior	32,06	-144,41	69,588	7,493	21,584	-20,72	2,780
	Cap inferior	303,970	-101	7,34	10,7	28,873	-31,144	1,927
Web trasera	Web	24,414	-22,121	21,01	19,8	12,285	-9,6879	9,768
	Cap superior	6,0129	-52,506	371	20,6	3,2962	-3,3771	17,767
	Cap inferior	114,42	-10,851	19,5	9,22	8,9734	-5,5018	6,686
Fitting	24,669	-20,885	4,522	5,34	-	-	-	
Costillas	Exteriores	42,398	-37,56	12,1	11,6	38,251	-26,659	3,137
	Interiores	115,79	-86,102	4,43	5,08	51,755	-58,525	2,319
Soporte fuselaje	49,5	-53,114	10,36	8,23	5,8121	-5,6826	20,647	
Piel	Superior	27,285	-50,96	18,8	8,58	22,28	-20,155	5,386
	Inferior	72,829	-31,875	7,044	13,7	28,464	-27,225	4,216

3.3.2 Ala externa

Normalmente elementos del ala como la viga soportan cargas de tensión y compresión más altas que los demás, por ende, se debe cumplir con el factor de seguridad para que el

elemento no falle y asegurar la operación segura de la aeronave, tal como se destaca en la tabla 31 con un factor de seguridad mínimo de 1,71 a compresión y 1,81 a tensión. Igualmente, un mínimo de 1,905 a cortante.

Tabla 31. Factores de seguridad del ala externa

Componente		Axial				Cortante		
		Max [Mpa]	Min [Mpa]	FS T	FS C	Max [Mpa]	Min [Mpa]	FS
Costillas		78,99	-77,511	6,49449	5,638	39,914	-41,392	2,899
Viga frontal	Web	159,74	-255,01	3,21147	1,714	52,899	-35,826	3,350
	Cap Superior	114,1	-595,72	21,148	2,280	5,793	-83,254	1,905
	Cap Inferior	321,540	-214,05	6,93848	5,055	8,423	-4,4475	26,981
Viga trasera	Web	4,7631	-29,493	107,703	14,82	7,7843	-8,5005	14,1168
	Cap Superior	282,86	-137,21	1,81362	3,185	11,547	-11,054	10,856
	Cap Inferior	526,6	-105,19	4,23661	10,29	67,958	-29,674	4,044
Piel		32,235	-27,236	15,9144	16,04	14,451	-9,8082	12,235

3.3.3 Fuselaje

Ninguno de los componentes de fuselaje falla como se observa en la tabla 32, donde los componentes más críticos como la tercera capa de las cuernas y piel inferior poseen un factor mayor a 2.

Tabla 32. Factores de seguridad del fuselaje

Componente		Axial				Cortante		
		Max [Mpa]	Min [Mpa]	FS T	FS C	Max [Mpa]	Min [Mpa]	FS
Cuernas		53,567	-210,93	9,57679	2,072	7,3474	-7,2734	16,332
Largueros		21,872	-60,06	23,4546	7,276	5,7459	-9,3433	12,843
Soporte ala-fuselaje		52,93	-45,606	9,692	9,582	29,168	-31,406	3,821
Unión Skid		36,012	-54,045	14,2453	8,086	28,82	-29,144	4,117
Piel	Lateral	42,912	-130,72	11,9547	3,343	13,454	-41,778	2,87233
	Superior	11,131	-3,7506	46,0875	116,5	6,3105	-6,2222	19,286
	Inferior	70,212	-69,591	7,30644	6,28	44,164	-44,122	2,717

3.3.4 Tailboom

El tailboom soporta altas cargas cortantes a lo largo de todas sus capas, por ejemplo, en la quinta capa tiene el mayor esfuerzo de 70,467 Mpa, no obstante, el factor de seguridad de este es de 1,7.

Tabla 33. Factores de seguridad del tailboom

Componente	Axial				Cortante		
	Max [Mpa]	Min [Mpa]	FS T	FS C	Max [Mpa]	Min [Mpa]	FS
Tailboom	175,21	-239,37	2,92792	1,826	70,467	-61,374	1,703

3.3.5 Cola

La primera capa de la unión con el tailboom es la que presenta un esfuerzo cortante mayor comparado con los demás elementos como se ilustra en la tabla 34, con un valor de 45 Mpa y un factor de seguridad de 2,65, así pues, los demás componentes con menor magnitud en los esfuerzos tienen factores entre 27 y 190.

Tabla 34. Factores de seguridad del empenaje

Componente		Axial				Cortante		
		Max [Mpa]	Min [Mpa]	FS T	FS C	Max [Mpa]	Min [Mpa]	FS
Costillas		8,5398	-8,4858	60,0717	51,5	3,35	-3,576	33,557
Viga frontal	Web	10,076	-9,2763	50,9131	47,11	2,548	-6,6621	18,012
	Cap superior	20,447	-42,481	109,111	25,470	2,307	-2,9505	20,336
	Cap inferior	44,058	-14,023	50,6378	77,16	3,1339	-1,5623	19,145
Viga trasera	Web	3,016	-5,1118	170,093	85,49	1,3491	-3,096	38,7597
	Cap superior	11,559	-22,496	193,01	48,1	1,559	-0,6419	38,486
	Cap inferior	21,673	-9,0358	102,939	119,7	0,6603	-1,4359	41,786
Piel		12,531	-12,389	40,9385	35,27	3,75	-3,8315	31,319
Unión tailboom-cola		18,371	-10,473	27,9244	41,73	12,026	-45,257	2,652

3.3.6 Skidpad

Según la regulación australiana el factor de seguridad debe ser de 1,5, con un límite de - 1,5 (Autralian government- Civil aviation safety authority, 2002). En la tabla 35 se advierte un factor de 1,43, en la última capa de la sección curva del skidpad, menor a lo establecido por la regulación, sin embargo, las condiciones en las que se presenta este factor son a una altura de 1,2m, que idealmente no se presentaran en una operación normal y según la teoría de máximo esfuerzo para que este presente falla el esfuerzo normal o esfuerzo cortante debe igualar o exceder la resistencia del material (Voyiadjis & Kattan, 2005), en relación los esfuerzos no superan ni igualan los límites del Celion 3000/E7K8 plain weave fabric.

Tabla 35. Factores de seguridad del skidpad

Componente	Axial				Cortante		
	Max	Min	FS T	FS C	Max	Min	FS
Superior	304,31	-282,57	2,7242	1,554	10,184	-10,136	11,783
Curva	366,41	-307,02	2,26249	1,43	43,115	-40,558	2,783
Inferior	148,86	-256,93	5,569	1,709	28,962	-30,532	3,930

3.4 Análisis de falla por pandeo

De los resultados encontrados en el análisis de pandeo lineal se destaca el factor del multiplicador de carga, este da a conocer el número de veces de la magnitud de la carga que podría soportar la estructura antes de sufrir pandeo, cabe resaltar que un valor negativo indica que el elemento experimentaría pandeo si la carga fuera aplicada en la dirección opuesta. A continuación, se muestran los resultados del factor multiplicador de carga, así como el pandeo máximo, mínimo y su ubicación en la estructura.

3.4.1 Ala externa

Con base a lo mencionado anteriormente se observa un factor negativo en la piel inferior la cual está sometida a tensión, indicando que esta fallaría por pandeo si se encontrara a

compresión, con 1,69 veces la carga aplicada, adicionalmente el elemento menos afectado por esta condición es el cap inferior.

Tabla 36. Pandeo ala externa

Análisis de pandeo Ala externa	
Factor multiplicador de Carga	-1,6988
Pandeo Mínimo [mm]	0
Pandeo Máximo [mm]	1,0012
Mínimo ocurre en	Cap Inferior
Máximo ocurre en	Piel inferior (panel entre costilla 1 y 2)

3.4.2 Ala interna

Al igual que el ala externa, el valor Eigen muestra un valor negativo en una zona de tensión como lo es el cap inferior de la viga principal con un pandeo teórico máximo de 1mm.

Tabla 37. Pandeo ala interna

Análisis de pandeo Ala interna	
Factor multiplicador de Carga	-1,2169
Pandeo mínimo [mm]	0
Pandeo máximo [mm]	1,0001
Mínimo ocurre en	Unión posterior ala fuselaje
Máximo ocurre en	Viga Principal (Cap Inferior)

3.4.3 Fuselaje

De la misma manera como se presentó en el ala, el fuselaje tiene un factor multiplicador negativo en la tercera cuaderna.

Tabla 38. Pandeo fuselaje

Análisis de pandeo Fuselaje	
Factor multiplicador de Carga	-2,3155
Pandeo mínimo [mm]	0
Pandeo máximo [mm]	1
Mínimo ocurre en	Cuaderna 2
máximo ocurre en	Cuaderna 3

3.4.4 Tailboom

En contraste con los componentes previos, el tailboom presenta un multiplicador de carga de 2,80 en la pestaña izquierda correspondiente a la unión con el ala.

Tabla 39 Pandeo Tailboom

Análisis de pandeo Tailboom	
Factor multiplicador de Carga	2,8024
Pandeo mínimo [mm]	0
Pandeo máximo [mm]	1
Mínimo ocurre en	Pestaña derecha unión del ala
Máximo ocurre en	Pestaña izquierda unión del ala

3.4.5 Cola

Si se llegase a aplicar una carga 7,6 veces la carga aplicada en compresión, la piel inferior del empenaje fallaría por pandeo como se observa en la tabla 40.

Tabla 40. Pandeo Cola

Análisis de pandeo Cola	
Factor multiplicador de Carga	-7,6354
Pandeo mínimo [mm]	0
Pandeo máximo [mm]	1,3514
Mínimo ocurre en	Viga frontal-Cap inferior
Máximo ocurre en	Piel inferior (entre costilla 1 y 2)

3.4.6 Skidpad

Finalmente, el Skidpad no es afectado por el pandeo, ya que tendría que aplicarse una carga 1.5 veces mayor y al ser de esta manera, el tren fallaría en la sección central.

Tabla 41. Pandeo Skidpad

Análisis de pandeo Tren de aterrizaje	
Factor multiplicador de Carga	1,5071
Pandeo mínimo [mm]	0
Pandeo máximo [mm]	1
Mínimo ocurre en	Soporte frontal (parte superior)
Máximo ocurre en	Centro del skid

3.5 Catalogo Ilustrado de Partes (IPC)

Con el propósito de mostrar los elementos que componen la estructura preliminar de la aeronave, se elabora un catálogo que compone los diferentes ensambles enumerando cada elemento de forma ilustrada, asignando un numero de parte y cantidad a cada uno de ellos.

Este IPC puede ser encontrado en el anexo [7](#).

3.6 Planos

Los planos de la estructura preliminar de la aeronave HyVprop desarrollados se encuentran en el anexo [8](#). Estos fueron elaborados según la Norma Técnica Colombiana ICONTEC.

CONCLUSIONES

Se establecieron las cargas críticas soportadas por cada componente de la aeronave no tripulada HyVProp.

Se diseñó los componentes de la estructura del avión en el software de modelamiento Solid Edge, mediante el ambiente de ensamble, por otra parte, la idealización se realizó en el software Catia V5.

Se diseñó la estructura preliminar en materiales compuestos para la aeronave HyVProp, la cual cumplió con el factor de seguridad establecido por la regulación australiana.

El peso de los materiales definidos para la estructura de la aeronave se encuentra en el rango de peso determinado por el diseño conceptual con un 27,565% y 15% menor al peso máximo de 8541gr y 280 gr .

La selección de materiales se realizó y validó a través del análisis de elementos finitos en el programa ANSYS Workbench, con características de documentos oficiales como el Handbook *MIL-HDBK-17-2F* enfocado a materiales compuestos.

Las propiedades mecánicas del Fitting se determinaron por medio de un ensayo de flexión de tres puntos reglamentado por la ASTM D7264, donde se comprobó que el tubo de unión soporta 111,5651 Mpa a flexión antes de fracturarse.

Se seleccionó como materiales el hitex 33 6k/e7k8 unidireccional, fibra de carbono T300 3k/934 Plain Weave, Celion 3000/E7K8 plain weave fabric, fibra de carbono IM6 12k/APC-2

unidireccional y fibra de vidrio E-Glass, debido a sus propiedades mecánicas que garantizan la integridad de la estructura.

Se obtuvo las magnitudes de las deformaciones y esfuerzos normales y cortantes mediante el análisis de elementos finitos y teoría de pandeo, haciendo uso de mallas con un número de elementos menor a 32000, de acuerdo con la licencia estudiantil del programa ANSYS.

Ningún componente falló según lo establecido en la teoría de máximo esfuerzo.

Según la teoría de pandeo lineal ninguna pieza evidenció falla, ya que todos los componentes tienen un factor multiplicador de carga mayor a 1.

La configuración tipo sándwich con núcleo de espuma PVC permitió que componentes robustos como el skidpad, la piel del fuselaje, dowell y unión del fuselaje con el skidpad fueran livianos.

Las piezas hechas para el ensayo de flexión resistieron la primera prueba proporcionando resultados coherentes, sin embargo, en un segundo intento una de ellas falló, por ende, este tipo de impresión con las características establecidas se puede ejercer en un solo ensayo.

No fue posible realizar las piezas diseñadas para la prueba de flexión mediante la máquina CNC por una limitación en las herramientas disponibles en la universidad de San Buenaventura sede Bogotá.

RECOMENDACIONES

Al ser el diseño preliminar de la estructura solo se realizó una propuesta y análisis debido a que se elaboró cada elemento estructural desde cero, por lo tanto, se recomienda hacer futuros estudios que optimicen la estructura.

Se recomienda en futuros análisis realizar una optimización topológica de la estructura, debido al sobredimensionamiento existente en los componentes de la aeronave, que afecta el peso y rendimiento de la aeronave.

Se recomienda que para el análisis del momento flector y carga cortante se evalúe por dos partes separadas la ecuación polinómica, correspondientes a la discontinuidad presentada en la curva de sustentación.

Referencias

- Abester 1 Piece ID 48mm x OD 50mm x 1000mm Carbon Fiber Tube 3K Glossy Wing Tube/Quadcopter Arm.* (2020). (Amazon) Recuperado el 2020, de https://www.amazon.com/dp/B079QKGVCH/ref=cm_sw_r_cp_api_glt_fabc_F4SKYBZ4E421CA9PHAT2
- AeroToolbox.* (2017). Recuperado el 16 de Octubre de 2020, de <https://aerotoolbox.com/lift-drag-moment-coefficient/>
- Andreson, J. (1999). *Aircraft performance and design.* Nueva York: The McGraw-Hill Companies.
- ANSYS, Inc. (2010). *ANSYS Meshing User's Guide.* Southpointe: ANSYS.
- ASTM International. (2008). *Standard Test Method for Flexural Properties of Polymer Matrix.* West Conshohocken: ASTM International.
- Australian government- Civil aviation safety authority. (2002). Unmanned aerial vehicle (uav) operations, design specification, maintenance and training of human resources. En *CASA Part 101 - Unmanned aircraft and rockets.* Australia: Civil Aviation Safety Regulations 1998 (CASR).
- Ballesteros, D., Bello, J., & Cárdenas, S. (2013). *Diseño estructural de la aeronave no tripulada Kadet en materiales compuestos.* Bogotá D.C: Universidad de San Buenaventura.
- Barona, J., Farías, M., Osma, A., & Osorio, S. (2017). *Diseño preliminar de la aeronave atmosfera I para la adquisición de datos atmosféricos .* Bogotá D.C: Universidad de San Buenaventura.
- Beer, F., Johnston, R., & Cornwell, P. (2010). *Mecánica vectorial para ingenieros.* Mexico: McGRAW-HILL.
- Beer, F., Johnston, R., DeWolf, J., & Mazurek, D. (2013). *Mecánica de materiales.* Mexico: McGRAW-HILL/INTERAMERICANA EDITORES.
- Castillo, D., Galeano, D., & Sanchez, C. (2021). *Desarrollo de un Sistema Aéreo No Tripulado de Configuración Híbrida para el Mejoramiento de la Capacidad Productiva del Suelo en los Llanos Orientales (HyVProp).* Bogotá: Universidad de San Buenaventura.
- Castro, N., Coronado, W., & Luis, P. (2013). *Diseño estructural del fuselaje, ala central y unión ala-fuselaje para la aeronave no tripulada (UAV) Skycruiser.* Bogotá D.C: Universidad de San Buenaventura .
- CIAC S.A. (2020). *Corporación de la industria colombiana CIAC.* (CIAC S.A) Recuperado el 07 de Septiembre de 2020, de <https://www.ciac.gov.co/>
- Civil Aviation Safety Authority Australia. (2002). *UNMANNED AERIAL VEHICLE (UAV) OPERATIONS, DESIGN SPECIFICATION, MAINTENANCE AND TRAINING OF HUMAN RESOURCES.*
- Código de regulaciones federales. (2016). *PART 107 - SMALL UNMANNED AIRCRAFT SYSTEMS.* Estados Unidos de America: Administración Federal de Aviación.
- Corke, T. (2003). *Design of aircraft.* Upper Saddle River: Pearson Education, Inc.
- Corke, T. (2003). *Design of aircraft.* Upper Saddle River: Pearson Education, Inc.

- Corke, T. C. (2003). *Design of aircraft*. Upper Saddle River: Pearson Education.
- Department of defense Handbook. (2002). *MIL-HDBK-17-2F - Composite materials Handbook*. Estados Unidos: Department of defense Handbook.
- DINERO. (21 de Abril de 2019). *Dinero*. (Publicaciones Semana S.A) Recuperado el 2 de Septiembre de 2020, de <https://www.dinero.com/edicion-impresita/negocios/articulo/como-fabrica-la-fac-los-drones-en-colombia/267874>
- DUPONT. (2021). *Kevlar 49*. (DUPONT) Recuperado el 2021, de <https://www.dupont.com/brands/kevlar.html>
- Engineer, T. e. (17 de Agosto de 2021). *Undersatnding Buckling-YouTube*. Recuperado el 2022, de <https://youtu.be/21G7LA2DcGQ>
- FEDERAL AVIATION REGULATIONS. (2011). *Limit drop tests*.
- Finck, D. (1978). *USAF STABILITY AND CONTROL DATCOM*. California: McDonnell Douglas Corporation.
- Gl̄izde, N. (2017). *Plotting the Flight Envelope of an Unmanned Aircraft System Air Vehicle*. Riga: Riga Technical University.
- Gundlach, J. (2012). *Designing unmanned aircraft system: A Comprehensive Approach*. Blacksburg: AIAA education series.
- Handbook, Department of Defense. (2002). *MIL-HDBK-17-3F COMPOSITE MATERIALS HANDBOOK VOLUME 3. POLYMER MATRIX COMPOSITES*. EE.UU: Department of Defense Handbook.
- Hollman, M. (1983). *Composite aircraft design*. Montrey: Aircraft design. inc.
- Jimenez Soler, P. L. (2013). *Structural Design of a Composite Wing Structure: Analysis of an Unmanned Aerial Vehicle*. Lambert Academic Publishing.
- Jimenez, P., & Agudelo, D. (2020). *Desarrollo de un sistema aéreo no tripulado de configuración híbrida para el mejoramiento de la capacidad productiva del suelo para contribuir al incremento de la competitividad y sostenibilidad de los cultivos transitorios en los llanos orientales*. Bogotá: Universidad de San Buenaventura.
- Jobe, C. (1985). *Prediction and Verification of Aerodynamic Drag, Part I: Prediction*. American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- Jones, R. (1999). *Mechanics of composite materials*. Philadelphia: Taylor & Francis.
- Kaw, A. K. (2006). Introduction to composite materials. En *Mechanics of composite materials* (págs. 1-46). Boca ratón: Taylor & Francis Group.
- Louis A, P., & Michael J, M. (1994). *Advanced Composite Materials*. Springer.
- M. R. A., H., A. A., L., & Israr, H. A. (2016). STRUCTURAL DESIGN OF UAV SEMIMONOQUE COMPOSITE WING. *Journal of Transport System Engineering*, 3(1), 9.
- MarketsandMarkets. (Octubre de 2019). *Unmanned Aerial Vehicle (UAV) Market*. Recuperado el 5 de Septiembre de 2020, de <https://www.marketsandmarkets.com/Market-Reports/unmanned-aerial-vehicles-uav-market-662.html>
- MatWeb. (2020). *AISI 1020 Steel, cold rolled*. (MatWeb Material property data) Recuperado el 2021, de <http://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=10b74ebc27344380ab16b1b69f1cffbb>

- MatWeb. (2021). *DuPont Kevlar 49, Aramid Fiber*. (MatWeb Material property data) Recuperado el 2021, de <http://www.matweb.com/search/datasheet.aspx?MatGUID=77b5205f0dcc43bb8cbe6fee7d36cbb5>
- MatWeb. (2021). *Overview of materials for PVC, Foam grade*. (MatWeb Material property data) Recuperado el 2021, de <http://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=e19bc7065d1c4836a89d41ff23d47413>
- MatWeb. (2021). *S-Glass Fiber, Generic*. (MatWeb, material property data) Recuperado el 2021, de <http://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=6eb41a1324834878a1524129d915ca09&ckck=1>
- MatWeb. (2021). *Toray T300 carbon Fiber*. (MatWeb Material property data) Recuperado el 2021, de <http://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=86d0be5b80514c66b2c91e3357c57a1f>
- Mazhar, F., & Khan, A. M. (2010). *Structural Design of a UAV wing using finite element method*. Orlando, Florida: AIAA.
- Megson, T. (2007). *Aircraft Structures for engineering students*. Elsevier.
- Ministerio de Transporte República de Colombia. (2018). *Resolución Numero 04201*. MINTRANSPORTE.
- Mordor Intelligence. (2019). *Latin america small UAV market-growth trends, and forecast (2020-2025)*. Recuperado el 05 de Septiembre de 2020, de <https://www.mordorintelligence.com/industry-reports/latin-america-small-uav-market-industry>
- Mugin UAV. (2022). *Mugin EV350 Full Electric Carbon Fiber VTOL UAV Platform*. (MUGIN LIMITED) Recuperado el 2022, de <https://www.muginuav.com/product/mugin-ev350-carbon-fiber-full-electric-vtol-uav-platform/>
- Niu C. Y., M. (1989). *Airframe Structural Design*. Hong kong: Technical book company.
- Pamadi, B. (2004). *Performance, stability, dynamics, and control of airplanes*. Hampton: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.
- Pinto, J., & Ceron, D. (2019). Structural design of the wing for URCUNINA (UAV). *MPDI*, 1-37.
- PX4 Autopilot. (2021). *Alti Transition*. (PX4 Autopilot) Recuperado el 2021, de <https://px4.io/project/alti-transition/>
- R. Warsi, S., Hwang, Y., Rais-Rohani, M., & Lacy, T. (2009). Structural Analysis and Testing of an Ultralight Unmanned-Aerial-Vehicle Carbon-Composite Wing. *Journal of Aircraft*, 46(3), 7.
- Raymer, D. P. (2018). Overview of the Design Process. En *Aircraft design: A conceptual approach* (págs. 9-23). Blacksburg: AIAA education series.
- Reglamentos aeronáuticos colombianos (RAC). (2018). Apéndice 13-Operación de sistemas de aeronaves no tripuladas-UAS. En *RAC 91* (págs. 258-292). Bogotá: Unidad Administrativa Especial de Aeronáutica Civil.

- Sanchez, G., Mulero, M., & Saumeth, E. (2013). *Vehiculos aéreos no tripulados en Latinoamérica*. Madrid: Information & Design Solutions.
- Shrotri, K. (2008). *COMPOSITE SKID LANDING GEAR DESIGN INVESTIGATION*. Georgia: School of Aerospace Engineering .
- Shrotri, K. (2008). *COMPOSITE SKID LANDING GEAR DESIGN INVESTIGATION* . Georgia: School of Aerospace Engineering .
- SIEMENS. (2020). *Solid Edge*. (Siemens Digital Industry Software) Recuperado el 10 de Septiembre de 2020, de <https://solidedge.siemens.com/es/>
- Voyiadjis, G., & Kattan, P. (2005). *Mechanics of Composite Materials with MATLAB*. Paises bajos: Springer-Verlag Berlin Heidelberg.

ANEXOS

- Anexo 1: Cargas.
- Anexo 2: XFLR5.
- Anexo 3: Análisis de Elementos finitos en ANSYS.
- Anexo 4: Prueba de Flexión.
- Anexo 5: Pesos.
- Anexo 6: Resultados FEA.
- Anexo 7: IPC.
- Anexo 8: Planos.
- Anexo 9: Materiales.
- Anexo 10: CAD Estructura HyVprop.
- Anexo 11: Visualización de la aeronave.