DEDICATORIAS

Dedico este trabajo final a mis padres por su incansable apoyo y motivación en todos estos años. Apasionados por sus profesiones, supieron contagiarme su esmero por cada una de sus actividades y espero ese ánimo pueda reflejarse en esta obra.

Racca Maurizio P.

A nuestra familia, principalmente nuestros padres, quienes han sabido apoyarnos y guiarnos en cada momento de nuestras vidas.

Dedominici Martín I. y Dedominici Gastón J.

AGRADECIMIENTOS

Agradezco a toda mi familia, los cuales confiaron desde el inicio que esto puede ser posible y donde cada uno aportó mostrando su apoyo, interés y preocupación al realizar este recorrido. A todos ellos ¡MUCHAS GRACIAS!.

A mis compañeros de este trabajo final, los cuales compartimos este lindo gusto por la aeronáutica y que con dedicación, paciencia y esmero permitieron llevar adelante este trabajo final como un gran grupo de trabajo.

Agradezco con gran cariño a una familia especial que siempre supo apoyarme en cada momento de mi carrera con esmero y preocupación. Flia. Bottaro Bonadero.

A todos mis amigos que siempre han estado en todas o algunas etapas de este largo camino y que sin sus presencias hubiera sido todo más difícil.

Racca Maurizio P.

Agradecemos a nuestra familia por apoyarnos siempre y darnos ese voto de confianza que ha sido indispensable para llegar hasta aquí. Gracias por acompañarnos en cada momento, ayudándonos desde su lugar a perseguir nuestras metas y acercarnos cada vez más a nuestros sueños.

A este grupo de trabajo, que juntos pudimos superar los obstáculos con incansable esfuerzo y dedicación. Por haber forjado una amistad y compañerismo vital para llevar adelante este trabajo final.

Agradecer a nuestros amigos y a aquellas personas que desde su lugar han contribuido, mostrando interés y brindando su apoyo a lo largo de estos años.

Dedominici Martín I. y Dedominici Gastón J.

Agradecemos a nuestra tutora, Ing. Jeandrevin Griselda, quien nos ha guiado y ayudado durante este trabajo final.

Al departamento de Ingeniería Aeronáutica del IUA, especialmente al Ing. Liberatto Andrés, que ha sido fundamental a lo largo del desarrollo de este trabajo final.

Dedominici Martín I., Dedominici Gastón J., Racca Maurizio.



INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONÁUTICO

Departamento de Ingeniería Aeronáutica
Ingeniería Aeronáutica

VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO LANZADOR DE PARACAÍDAS

Por: Dedominici Gastón J., Dedominici Martín I., Racca Maurizio P.

Director: Ing. Griselda Jeandrevin

Febrero 2018

“VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO LANZADOR DE PARACAÍDAS”

Por

Dedominici Gastón J., Dedominici Martín I., Racca Maurizio P.

Córdoba, 01 de Febrero de 2018

RESUMEN

El presente trabajo forma parte del proyecto PIDDEF Nº 038/14 (2014-2017) “Paracaídas Comandado Autónomo para Entrega de Cargas” (Proyecto PCA), financiado por el Ministerio de Defensa. Este proyecto consiste en el desarrollo de un sistema paracaídas autónomo, capaz de guiar una carga hacia un determinado punto coordenado.

En este trabajo final se presenta el desarrollo de una aeronave radiocontrolada capaz de lanzar una carga en vuelo; específicamente está diseñado para el transporte y suelte del sistema autónomo, según los requerimientos provistos por el grupo de desarrollo del proyecto.

El trabajo se limita al diseño preliminar y estructural del vehículo. Además, se contempla la fabricación de la célula estructural. En cada etapa se detallan los procedimientos y métodos de cálculo utilizados para el diseño cada componente. En la etapa de fabricación, se presenta una descripción de los procesos de fabricación utilizados y las características asociadas a cada componente.

Contenidos

Índice de figuras VIII

Índice de tablas XV

1 Introducción 1
1.1. Objetivos . . . 2
1.2. Marco del trabajo . . . 2
1.3. Alcance . . . 2
1.4. Vehículos aéreos no tripulados . . . 2
1.4.1. Vehículos lanzadores de cargas . . . 3
1.5. Presentación del proceso de desarrollo . . . 7
1.5.1. Estructura del proyecto . . . 7
1.5.2. Adopción de requerimientos . . . 9
1.5.3. Adopción de la normativa . . . 10

Referencias 11

I DISEÑO PRELIMINAR 13

2 Determinación de parámetros preliminares 15
2.1. Introducción . . . 16
2.2. Configuración general de la aeronave . . . 16
2.3. Estimación de parámetros iniciales y curvas de diseño . . . 17
2.3.1. Características Geométricas . . . 17
2.3.2. Estimación de pesos . . . 18
2.3.3. Estimación de la polar . . . 22
2.3.4. Curvas de diseño . . . 24

Referencias 31

3 Ala: Diseño Preliminar 33
3.1. Introducción . . . 34
3.2. Características Geométricas . . . 34
3.2.1. Perfil alar . . . 34
3.2.2. Alargamiento . . . 36
3.2.3. Ahusamiento . . . 36
3.2.4. Flecha . . . 37
3.2.5. Alabeo . . . 37
3.2.6. Calaje . . . 37

3.3. Dimensionamiento de alerones . . . 38
3.4. Características aerodinámicas del Ala . . . 42
3.4.1. Coeficiente de sustentación . . . 42
3.4.2. Polar de resistencia aerodinámica . . . 45
3.4.3. Coeficiente de momento . . . 48
3.5. Dimensiones finales y derivativas del Ala . . . 48

Referencias **51**

4 Propulsión: Diseño Preliminar **53**
4.1. Introducción . . . 54
4.2. Configuración, tipo y número de motores . . . 54
4.3. Selección de motor . . . 54
4.4. Selección de hélice . . . 56
4.4.1. Factores generales . . . 56
4.4.2. Hélices disponibles . . . 57
4.5. Coeficientes de estabilidad y control . . . 59
4.5.1. Contribución del motor al control y la estabilidad longitudinal . . . 59
4.5.2. Contribución del motor al control y la estabilidad direccional . . . 61
4.6. Resumen de coeficientes . . . 62

Referencias **63**

5 Fuselaje: Diseño Preliminar **65**
5.1. Introducción . . . 66
5.2. Diseño de la Geometría . . . 67
5.2.1. Cálculos Aerodinámicos y Derivativas . . . 69
5.2.2. Geometría final del fuselaje . . . 77

Referencias **79**

6 Grupo de Cola: Diseño Preliminar **81**
6.1. Introducción . . . 82
6.2. Selección de la configuración del grupo de cola . . . 82
6.3. Dimensionamiento en función de coeficientes necesarios de estabilidad y control . . . 83
6.3.1. Contribución del estabilizador a la estabilidad longitudinal . . . 83
6.3.2. Contribución del estabilizador a la estabilidad direccional . . . 85
6.3.3. Contribución del estabilizador al equilibrio longitudinal . . . 86
6.3.4. Contribución del estabilizador al equilibrio direccional . . . 87
6.4. Definición de coeficientes de estabilidad y de control del empenaje . . . 88
6.5. Parámetros preliminares . . . 89
6.5.1. Perfil Aerodinámico . . . 89
6.5.2. Alargamiento . . . 90
6.5.3. Ahusamiento . . . 92
6.5.4. Relación de presiones dinámicas . . . 92
6.5.5. Eficiencia del elevador . . . 92
6.5.6. Factores de interferencia . . . 93
6.6. Dimensiones finales y derivativas del Grupo de Cola . . . 95
6.7. Cálculo del recorrido admisible del centro de gravedad . . . 96
6.8. Curvas de estabilidad y control longitudinal . . . 98

Referencias **103**

7 Tren de Aterrizaje: Diseño Preliminar **105**
7.1. Introducción . . . 106
7.2. Estimación de la Trocha . . . 108
7.3. Posicionamiento de las Ruedas del Tren Principal . . . 108
7.4. Posicionamiento Tren de Naríz . . . 110
7.5. Análisis de la Estabilidad del Tren de Aterrizaje . . . 111
7.5.1. Análisis de la Geometría . . . 111
7.5.2. Estabilidad en touchdown y taxi . . . 114
7.5.3. Geometría Final del Tren de Aterrizaje . . . 118

Referencias **119**

8 Peso y Centraje: Diseño Preliminar **121**
8.1. Introducción . . . 122
8.2. Cálculo de pesos . . . 122

II DISEÑO ESTRUCTURAL **127**

9 Requerimientos de diseño y materiales **129**
9.1. Definiciones . . . 130
9.2. Requerimientos de diseño estructural . . . 133
9.2.1. Criterios de diseño generales . . . 133
9.2.2. Criterios de cálculo del Ala . . . 133
9.2.3. Criterios de cálculo del Empenaje . . . 133
9.2.4. Criterios de cálculo del Fuselaje . . . 133
9.2.5. Criterios de cálculo del Tren de aterrizaje . . . 133
9.3. Materiales . . . 134
9.3.1. Introducción . . . 134
9.3.2. Propiedades de los materiales . . . 136

Referencias **141**

10 Envolvente de vuelo: Diseño Estructural **143**
10.1. Introducción . . . 144
10.2. Envolvente de vuelo . . . 144

Referencias **149**

11 Ala y unión ala-fuselaje: Diseño Estructural **151**
11.1. Introducción . . . 152
11.2. Diseño preliminar de la estructura . . . 152
11.2.1. Cargas límite de operación según norma . . . 152
11.2.2. Estructura del ala . . . 156
11.2.3. Estructura unión ala fuselaje . . . 161
11.3. Análisis de elementos finitos . . . 162
11.3.1. Ala . . . 162
11.3.2. Unión ala fuselaje . . . 177
11.4. Cálculo de servo actuadores . . . 186

11.4.1. Cálculo de cargas 186
11.5. Observaciones 190

Referencias **191**

12 Fuselaje: Diseño Estructural **193**
12.1. Introducción 194
12.2. Diseño preliminar de la estructura 194
12.2.1. Casos de cargas 194
12.2.2. Diseño conceptual y materiales utilizados 209
12.3. Cálculo y análisis estructural 213
12.3.1. Cuaderna N.1 214
12.3.2. Cuaderna N.2 219
12.3.3. Cuaderna N.3 226
12.3.4. Cuaderna N.5 230
12.3.5. Cuaderna N.6 234
12.3.6. Cuaderna N.4, cuaderna N.7 y tubo de cola 238
12.3.7. Piso trasero 260
12.3.8. Cáscara y piso delantero 265
12.3.9. Rigidez torsional 277

Referencias **281**

13 Grupo de Cola: Diseño Estructural **283**
13.1. Introducción 284
13.2. Diseño preliminar de la estructura 284
13.2.1. Cargas límite de operación según norma 284
13.2.2. Diseño conceptual de la estructura y materiales disponibles 288
13.3. Análisis de elementos finitos 291
13.3.1. Diseño de CAD para análisis 291
13.3.2. Asignación de materiales 292
13.3.3. Mallado de la estructura 293
13.3.4. Cargas actuantes y condiciones de borde de la estructura 294
13.3.5. Resultados y análisis de la estructura 297
13.3.6. Evaluación final de los estabilizadores 312
13.4. Servoactuadores 312
13.4.1. Introducción 312
13.4.2. Cargas actuantes 312
13.4.3. Selección de servoactuador 315
13.4.4. Consideraciones de selección 315

Referencias **317**

14 Tren de Aterrizaje: Diseño Estructural **319**
14.1. Introducción 320
14.2. Diseño preliminar de la estructura 320
14.2.1. Caso de cargas 321
14.2.2. Diseño conceptual y materiales utilizados 323
14.3. Cálculo y análisis estructural 325
14.3.1. Tren de naríz 325

14.3.2. Tren principal 330

Referencias **339**

15 Peso y Centraje: Diseño Estructural **341**
15.1. Introducción 342
15.2. Peso de Ala 342
15.3. Peso de Fuselaje 343
15.4. Peso de Grupo de Cola 344
15.5. Peso del Tren de Aterrizaje 345
15.5.1. Tren de naríz 345
15.5.2. Tren principal 346
15.6. Peso total 347

III FABRICACIÓN **349**

16 Técnicas de fabricación **351**
16.1. Laminado manual húmedo 352
16.1.1. Laminado sobre molde 353
16.1.2. Laminado directo 353
16.2. Saco de vacío 354

Referencias **357**

17 Ala: Fabricación **359**
17.1. Introducción 360
17.2. Materiales y herramientas 360
17.3. Fabricación de Largueros 361
17.3.1. Fabricación de Costillas 364
17.3.2. Fabricación del Núcleo 366
17.3.3. Armado de Estructura Interna 367
17.3.4. Recubrimiento 368

18 Grupo de Cola: Fabricación **373**
18.1. Introducción 374
18.2. Materiales y herramientas 374
18.3. Fabricación de los largueros 376
18.4. Conformado de la estructura central de los estabilizadores y elevadores 377
18.5. Fabricación del recubrimiento de los estabilizadores y elevadores 379
18.6. Realización de aberturas y soportes para instalación de servos 383
18.7. Fabricación de punteras 384

19 Tren de Aterrizaje: Fabricación **387**
19.1. Introducción 388
19.2. Materiales y herramientas 389
19.3. Fabricación del tren principal 390
19.3.1. Construcción del molde 390
19.3.2. Laminado del tren 391
19.4. Peso del tren principal 396

20 Pesos: Fabricación **397**
20.1. Introducción. 398
20.2. Peso del ala. 399
20.3. Peso del grupo de cola. 400
20.4. Peso del tren principal de aterrizaje. 401
20.5. Pesos finales del vehículo 402

21 Conclusiones y trabajos futuros **403**
21.1. Conclusiones 404
21.2. Trabajos futuros 406

Anexo A Servoactuador **407**

Anexo B Planos **409**

Índice de figuras

1.1. Datos estadísticos de VANTs. Referencia [1]. . . . 3
1.2. Mercado de VANTs por país. Referencia [1]. . . . 3
1.3. Drone con carga lanzable. . . . 4
1.4. Drone con lanzamiento de paracaídas. Referencia [4]. . . . 4
1.5. Arcturus T20. Referencia [5]. . . . 5
1.6. Opsars. Referencia [6]. . . . 5
1.7. Project Zipline. Referencia [7]. . . . 6
1.8. Esquema de diseño y fabricación. . . . 7

2.1. Regresión WTO. . . . 19
2.2. Misión de la aeronave. . . . 20
2.3. Curvas de diseño. . . . 28

3.1. Polar del Resistencia y curvas de Cl vs α y Cmo vs α. . . . 35
3.2. Curva Cl vs α y Cmo vs α. . . . 35
3.3. Polar de resistencia y momento. . . . 36
3.4. Distribución de $C_{l_{local}}$. . . . 37
3.5. Efecto aerodinámico de deflexión de alerón . . . 39
3.6. Factor de corrección vs deflexión alerón . . . 40
3.7. Coeficiente de momento de rolido producido por deflexión de alerones y amortiguamiento de rolido . . . 41
3.8. Coeficiente de sustentación vs ángulo de ataque. . . . 42
3.9. Polar perfil E197 a diferentes Re. . . . 45
3.10. Polar de resistencia inducida . . . 46
3.11. Polar de resistencia aerodinámica del ala. . . . 47
3.12. Coeficiente de momento vs Coeficiente de sustentación . . . 48
3.13. Geometría de ala . . . 49

4.1. Dimensiones generales RCGF56. . . . 55
4.2. Motor RCGF56. . . . 56
4.3. Hélice Zinger 22x8. . . . 57
4.4. Tabla experimental hélice 22x8. . . . 58
4.5. Tabla *downwash* hélice. . . . 61

5.1. Geometría del fuselaje. . . . 67
5.2. Componentes de la estructura del fuselaje. . . . 68
5.3. Geometría del fuselaje adoptada para el cálculo aerodinámico. . . . 71
5.4. Polar de resistencia del fuselaje. . . . 72
5.5. Valor de K en función de los parámetros δ_f y λ_f . . . 73
5.6. Distribución ancho de fuselaje. . . . 74

5.7. Coeficiente de estabilidad del fuselaje. 75
5.8. Factor de corrección Munk 76
5.9. Geometría final del fuselaje. 78

6.1. Configuraciones de empenaje típicas. 82
6.2. Brazos de momento generados por el motor. 84
6.3. Esquema de superficies de ala y grupo de cola. 89
6.4. Curvas aerodinámicas perfil NACA 0009. 90
6.5. Estadística de valores de alargamiento según diversos autores. 91
6.6. Promedios de estadística de valores de alargamiento. 91
6.7. Pendiente de sustentación de un plano alar. 92
6.8. Eficiencia del elevador. 93
6.9. Coeficiente de *sidewash*. 94
6.10. Curva de interferencia K. 95
6.11. Vista general del grupo de cola. 96
6.12. Vista de la posición más adelantada y atrasada del CG. 98
6.13. Vista del rango de CG con el ala instalada en el fuselaje. 98
6.14. Curva de estabilidad longitudinal Cm vs CL para deflexión de elevador cero. 98
6.15. Curva de estabilidad longitudinal Cm vs CL para distintas deflexiones de elevador. . 99
6.16. Gráfico cruzado – Angulo de deflexión de elevadores requerido para trimar la aeronave. 99
6.17. Angulo de deflexión de elevadores requerido para trimar la aeronave. 100
6.18. Curva de estabilidad direccional. 100
6.19. Angulo de guiñada en función de la deflexión de elevadores - Comparación criterio grado por grado. 101

7.1. Tendencia de *groundlooping* tren triciclo y convencional. 107
7.2. Datos de trocha de aeronaves similares. 108
7.3. Ubicación ruedas tren principal. 109
7.4. Distancias ruedas tren. 110
7.5. Geometría Tren de Aterrizaje. 111
7.6. Límites de cabeceo y rolido. 113
7.7. Angulo de vuelco. 115
7.8. Límites por condiciones de estabilidad. 116
7.9. Triángulo base. 117
7.10. Geometría final del tren de aterrizaje. 118

8.1. Distribución de masas 126

9.1. Direcciones principales laminado. 132
9.2. Esquema de ejes cartesianos en materiales compuestos 135
9.3. Tipos de refuerzos. 136

10.1. Envolvente de vuelo CS-VLA. 144
10.2. Factores de carga según categoría de aeronave. 144
10.3. Factor de carga de ráfaga positivo. 146
10.4. Factor de carga de ráfaga negativo. 146
10.5. Envolvente de vuelo estructural del vehículo. 147

11.1. Distribución de carga Caso I 153
11.2. Distribución de cargas Caso II 154
11.3. Distribución de Cl local 155

11.4. Largueros semiala . . . 157
11.5. Esquema 3D de costillas semiala . . . 159
11.6. Esquema 3D del recubrimiento . . . 160
11.7. Esquema 3D del núcleo de telgopor . . . 160
11.8. Esquema 3D unión ala fuselaje. . . . 161
11.9. Geometría semiala. ANSYS 14®. . . . 162
11.10. Sistema coordenado Largueros. ANSYS 14®. . . . 163
11.11. Sistema coordenado Tomas de largueros. ANSYS 14®. . . . 164
11.12. Sistema coordenado Costillas. ANSYS 14®. . . . 164
11.13. Sistema coordenado Recubrimiento. ANSYS 14®. . . . 164
11.14. Mallado semiala. ANSYS 14®. . . . 165
11.15. Condición de borde. ANSYS 14®. . . . 166
11.16. Valor criterio de wrinkling (Caso A). ANSYS 14®. . . . 173
11.17. Máxima deformación vertical (Caso A). ANSYS 14®. . . . 173
11.18. Máximo índice de Tsai-Wu 2D Larguero anterior (Caso D). ANSYS 14®. . . . 174
11.19. Máximo índice de Tsai-Wu 2D Larguero posterior (Caso D). ANSYS 14®. . . . 174
11.20. Máximo índice de Tsai-Wu 2D Costilla raíz (Caso D). ANSYS 14®. . . . 175
11.21. Máximo índice de Tsai-Wu 2D Recubrimiento: Fibra de Vidrio (Caso D). ANSYS 14®. 175
11.22. Máximo índice de Tsai-Wu 2D Recubrimiento: Cedro (Caso D). ANSYS 14®. . . . 176
11.23. Tensión axial en núcleo (Caso D). ANSYS 14®. . . . 176
11.24. Geometría semiala. ANSYS 14®. . . . 177
11.25. Sistema coordenado Largueros. ANSYS 14®. . . . 178
11.26. Sistema coordenado Tomas de largueros. ANSYS 14®. . . . 178
11.27. Sistema coordenado Costillas. ANSYS 14®. . . . 179
11.28. Sistema coordenado Placas Fuselaje. ANSYS 14®. . . . 179
11.29. Mallado unión ala fuselaje. ANSYS 14®. . . . 180
11.30. Condición de borde. ANSYS 14®. . . . 181
11.31. Traslación de cargas. . . . 182
11.32. Cargas actuantes. ANSYS 14®. . . . 183
11.33. Máximo índice de Tsai-Wu 2D Toma anterior (Caso A). ANSYS 14®. . . . 184
11.34. Máximo índice de Tsai-Wu 2D Toma posterior (Caso B). ANSYS 14®. . . . 185
11.35. Distribución de carga alerón. . . . 186
11.36. Carga $\overline{w}$ vs Carga alar. . . . 187
11.37. Distribución de carga alerón. . . . 189

12.1. Diagrama corte masas puntuales. . . . 196
12.2. Diagrama momento flector masas puntuales. . . . 196
12.3. Cargas distribuidas. . . . 197
12.4. Diagrama corte masas distribuidas. . . . 198
12.5. Diagrama momento flector masas distribuidas. . . . 198
12.6. Diagrama corte cargas aerodinámicas. . . . 199
12.7. Diagrama momento flector cargas aerodinámicas. . . . 200
12.8. Diagrama de corte. . . . 200
12.9. Diagrama de momento flector. . . . 201
12.10. Casos carga Apéndice ”C”. Referencia [2 . . . 203
12.11. CASO I. . . . 204
12.12. Diagrama de corte CASO I. . . . 204
12.13. Diagrama momento flector CASO I. . . . 205
12.14. CASO II. . . . 205
12.15. Diagrama de corte CASO II. . . . 206

12.16. Diagrama momento flector CASO II. 206
12.17. CASO III. 207
12.18. Diagrama de corte CASO III. 207
12.19. Diagrama momento flector CASO III. 208
12.20. Geometría del fuselaje. ANSYS 14.0®. 209
12.21. Partes de la cáscara. 211
12.22. Geometría cuaderna N.1. ANSYS 14.0®. 214
12.23. Mallado cuaderna N.1. ANSYS 14.0®. 215
12.24. Carga cuaderna N.1. ANSYS 14.0®. 216
12.25. Condiciones de borde cuaderna N.1. ANSYS 14.0®. 217
12.26. Resistencia cuaderna N.1.ANSYS 14.0®. 218
12.27. Geometría cuaderna N.2. ANSYS 14.0®. 219
12.28. Mallado cuaderna N.2. ANSYS 14.0®. 220
12.29. Carga cuaderna N.2 - Catia V5®. 222
12.30. Condiciones de borde cuaderna N.2. ANSYS 14.0®. 223
12.31. Resistencia cuaderna N.2-CASO A. ANSYS 14.0®. 224
12.32. Geometría cuaderna N.3. ANSYS 14.0®. 226
12.33. Mallado cuaderna N.3. ANSYS 14.0®. 227
12.34. Condiciones de borde cuaderna N.3. ANSYS 14.0®. 228
12.35. Resistencia cuaderna N.3. ANSYS 14.0®. 229
12.36. Geometría cuaderna N.5. ANSYS 14.0®. 230
12.37. Mallado cuaderna N.5. ANSYS 14.0®. 231
12.38. Condiciones de borde cuaderna N.5. ANSYS 14.0®. 232
12.39. Resistencia cuaderna N.5. ANSYS 14.0®. 233
12.40. Geometría cuaderna N.6. ANSYS 14.0®. 234
12.41. Mallado cuaderna N.6. ANSYS 14.0®. 235
12.42. Carga cuaderna N.6. ANSYS 14.0®. 236
12.43. Condiciones de borde cuaderna N.6. ANSYS 14.0®. 237
12.44. Resistencia cuaderna N.6. ANSYS 14.0®. 237
12.45. Diagramas de solicitaciones mecánicas - Carga última. 240
12.46. Geometría tubo de cola. ANSYS 14.0®. 241
12.47. Mallado de tubo de cola. ANSYS 14.0®. 242
12.48. Mallado de tubo de cola - zona del perno de sujeción delantero. ANSYS 14.0®. . . 242
12.49. Geometría toma del grupo de cola. ANSYS 14.0®. 244
12.50. Toma Tubo-grupo de cola. ANSYS 14.0®. 244
12.51. Mallado de la toma del grupo de cola. ANSYS 14.0®. 245
12.52. Izquierda:Caso de carga D. Derecha: Caso de carga H. ANSYS 14.0®. 245
12.53. Toma Tubo-cuaderna. ANSYS 14.0®. 246
12.54. Geometría brida de ajuste. ANSYS 14.0®. 247
12.55. Izquierda:Brida de sujeción. Derecha: Anillo de sujeción. ANSYS 14.0®. 247
12.56. Geometría cuadernas. ANSYS 14.0®. 248
12.57. Izquierda:Cuaderna 4. Derecha: Cuaderna 4 y refuerzo. ANSYS 14.0®. 248
12.58. Condiciones de borde de cuaderna N.4. ANSYS 14.0®. 249
12.59. Geometría cuadernas. ANSYS 14.0®. 250
12.60. Mallado de la cuaderna N.7. ANSYS 14.0®. 250
12.61. Condiciones de borde de cuaderna N.7. ANSYS 14.0®. 251
12.62. Tensiones axiales X - Tubo de cola. ANSYS 14.0®. 253
12.63. Tensiones axiales Z - Toma grupo de cola. ANSYS 14.0®. 253
12.64. Tensiones axiales X - Brida de sujeción. ANSYS 14.0®. 254

12.65. Tensiones axiales Z - Anillo de sujeción. ANSYS 14.0®. 254
12.66. Indice de falla de Tsai-Wu - Cuaderna N.4. ANSYS 14.0®. 255
12.67. Indice de falla de Tsai-Wu - Refuerzo cuaderna N.4. ANSYS 14.0®. 255
12.68. Indice de falla de Tsai-Wu - Cuaderna N.7. ANSYS 14.0®. 256
12.69. Tensiones axiales X - Tubo de cola. ANSYS 14.0®. 257
12.70. Tensiones axiales Y - Toma grupo de cola. ANSYS 14.0®. 257
12.71. Tensiones axiales Y - Brida de sujeción. ANSYS 14.0®. 258
12.72. Tensiones axiales Y - Anillo de sujeción. ANSYS 14.0®. 258
12.73. Indice de falla de Tsai-Wu - Cuaderna N.4. ANSYS 14.0®. 259
12.74. Indice de falla de Tsai-Wu - Refuerzo cuaderna N.4. ANSYS 14.0®. 259
12.75. Indice de falla de Tsai-Wu - Cuaderna N.7. ANSYS 14.0®. 260
12.76. Geometría piso trasero. ANSYS 14.0®. 260
12.77. Mallado piso trasero. ANSYS 14.0®. 261
12.78. Cargas Tren Principal. 262
12.79. Condiciones de borde piso trasero. ANSYS 14.0®. 263
12.80. Resistencia piso trasero, carga simétrica. ANSYS 14.0®. 264
12.81. Geometría de análisis del fuselaje. ANSYS 14.0®. 265
12.82. Mallado fuselaje. ANSYS 14.0®. 266
12.83. Condiciones de borde casos de aterrizaje. ANSYS 14.0®. 267
12.84. Condiciones de borde en vuelo. ANSYS 14.0®. 268
12.85. Tsai-Wu 2D Vuelo-panel lateral. ANSYS 14.0®. 269
12.86. Tsai-Wu 2D Vuelo-panel superior. ANSYS 14.0®. 269
12.87. Tsai-Wu 2D Vuelo-piso delantero. ANSYS 14.0®. 270
12.88. Tsai-Wu 2D CASO I-panel lateral. ANSYS 14.0®. 271
12.89. Tsai-Wu 2D CASO I-panel superior. ANSYS 14.0®. 271
12.90. Tsai-Wu 2D CASO I-piso delantero. ANSYS 14.0®. 272
12.91. Tsai-Wu 2D CASO II-panel lateral. ANSYS 14.0®. 273
12.92. Tsai-Wu 2D CASO II-panel superior. ANSYS 14.0®. 273
12.93. Tsai-Wu 2D CASO II-piso delantero. ANSYS 14.0®. 274
12.94. Tsai-Wu 2D CASO III-panel lateral. ANSYS 14.0®. 275
12.95. Tsai-Wu 2D CASO III-panel superior. ANSYS 14.0®. 275
12.96. Tsai-Wu 2D CASO III-piso delantero. ANSYS 14.0®. 276
12.97. Puntos de medición de deformaciones. 277
12.98. Mallado fuselaje. ANSYS 14.0®. 278
12.99. Carga y condiciones de borde fuselaje. ANSYS 14.0®. 279
12.100. Deformaciones en X por torsion. ANSYS 14.0®. 280

13.1. Tipos de distribución de carga según. 285
13.2. Distribuciones de carga. 285
13.3. Factores de forma de las distribuciones de carga. 286
13.4. Esquema de composición de las cargas. 287
13.5. Esquema de la estructura de un estabilizador. 289
13.6. Materiales y componentes del empenaje. 290
13.7. Materiales del empenaje. 291
13.8. Modelo de ANSYS 14®. Izquierda: Larguero - Derecha: Costillas. 291
13.9. Modelo de ANSYS 14®. Izquierda: Toma del tubo - Derecha: Recubrimiento. 292
13.10. Ejes coordenados - Larguero 292
13.11. Ejes coordenados - Costillas 293
13.12. Ejes coordenados. Izquierda:Recubrimiento. Derecha: Núcleo 293
13.13. Mallado del esqueleto de la estructura. 294

13.14. Mallado del recubrimiento. . . . 294
13.15. Distribución de cargas según norma - Cargas límite. . . . 295
13.16. Cargas sobre el recubrimiento. ANSYS 14® . . . 296
13.17. Condiciones de borde de la estructura. ANSYS 14® . . . 296
13.18. Tensiones de compresión en el recubrimiento - Caso A. ANSYS 14® . . . 298
13.19. Valores de desplazamiento en el estabilizador. . . . 298
13.20. Tensiones de compresión en el recubrimiento - Caso B. ANSYS 14® . . . 299
13.21. Valores de desplazamiento en el estabilizador. . . . 300
13.22. Indice de Tsai-Wu - Capa 1 - Larguero. . . . 301
13.23. Indice de Tsai-Wu - Capa 7 - Costilla raíz. . . . 302
13.24. Indice de Tsai-Wu - Capa de cedro. . . . 303
13.25. Indice de Tsai-Wu - Capa de fibra de vidrio/epoxi. . . . 304
13.26. Tensiones axiales X - Núcleo. . . . 305
13.27. Tensiones de corte en el plano YZ - Núcleo. . . . 305
13.28. Indice de Tsai-Wu - Capa 1. . . . 306
13.29. Indice de Tsai-Wu - Capa 9 - Costilla raíz. . . . 307
13.30. Indice de Tsai-Wu - Capa de cedro. . . . 309
13.31. Indice de Tsai-Wu - Capa de fibra de vidrio/epoxi. . . . 310
13.32. Tensiones axiales X - Núcleo. . . . 311
13.33. Tensiones de corte en el plano XZ - Núcleo. . . . 312
13.34. Factor $K_{\bar{w}}$ para estimación de cargas distribuida sobre el elevador. . . . 313
13.35. Cargas distribuidas sobre la cuerda. . . . 313
13.37. Servoactuador MG996R - Cotas en mm. . . . 315

14.1. Cargas Tren naríz. . . . 321
14.2. Cargas Tren Principal . . . 322
14.3. Geometría estructura tren. . . . 323
14.4. Geometría estructura tren naríz. . . . 324
14.5. Geometría estructura tren principal. . . . 324
14.6. Cargas resortes torsionales. . . . 326
14.7. Cálculo resortes. . . . 326
14.8. Dimensiones vástago. . . . 329
14.9. Geometría análisis tren principal. ANSYS 14.0® . . . 330
14.10. Mallado tren principal. ANSYS 14.0® . . . 331
14.11. Condiciones borde tren principal. ANSYS 14.0® . . . 332
14.12. Zonas tren principal. ANSYS 14.0® . . . 333
14.13. Indice Tsai-Wu 2D Zona 2. ANSYS 14.0® . . . 334
14.14. Indice Tsai-Wu 2D Zona 3. ANSYS 14.0® . . . 334
14.15. Ensayo. . . . 335
14.16. Comparación mediciones vs ANSYS®. . . . 336

15.1. Porcentajes en peso de Semiala. . . . 342
15.2. Porcentajes en peso de Fuselaje. . . . 343
15.3. Porcentajes en peso del Grupo de cola. . . . 344
15.4. Porcentajes en peso del Tren de naríz. . . . 345
15.5. Porcentajes en peso del Tren principal. . . . 346
15.6. Porcentaje en peso del Tren. . . . 346
15.7. Distribución de masas. . . . 347

16.1. Pesaje de monómero y catalizador para obtener resina. . . . 352

16.2. Embebebido de las telas de fibra de vidrio mediante espátula. 353
16.3. Descripción general de los componentes utilizados en un proceso con saco de vacío. 355

17.1. Diagrama de laminación. 362
17.2. Laminación primer etapa 363
17.3. Curado a temperatura. 363
17.4. Largueros de ala. 364
17.5. Costillas de ala. 364
17.6. Sistema de servo actuador del alerón. 365
17.7. Tornillo de sujeción costilla raíz. 365
17.8. Bloque de poliestireno expandido sin agujeros. 366
17.9. Bloque final de poliestireno expandido. 366
17.10. Ensamble de componentes. 367
17.11. Estructura interna. 367
17.12. Rellenado de juntas. 368
17.13. Laminado con cedro. 369
17.14. Unión de telas de vidrio. 369
17.15. Laminado de semiala. 370
17.16. Armado de saco de vacío: agregado de guata. 371
17.17. Armado de saco de vacío: terminación. 371
17.18. Semiala sin alerón integrado. 372
17.19. Semiala sin alerón integrado. 372

18.1. Laminado de los largueros. 376
18.2. Tratamiento térmico. 377
18.3. Fabricación de la estructura del intermediario. 378
18.4. Conformado final del intermediario. 378
18.5. Laminado de la estructura en madera de cedro. 379
18.6. Laminado de la estructura del elevador en madera de cedro. 380
18.7. Laminado del recubrimiento mediante técnica de laminado húmedo. 381
18.8. Laminado del recubrimiento mediante técnica de laminado húmedo y bomba de vacío.381
18.9. Laminado del recubrimiento mediante técnica de laminado húmedo. 382
18.10. Fabricación de aberturas para instalación de servoactuadores. 383
18.11. Fabricación de aberturas para instalación de servoactuadores. 384
18.12. Fabricación de moldes para la fabricación de las punteras. 385
18.13. Laminado de punteras. 386

19.1. Materiales. 390
19.2. Fabricación del molde. 391
19.3. Corte y pesaje de telas. 391
19.4. Primer etapa de fabricación. 392
19.5. Segunda etapa de fabricación. 392
19.6. Tercera etapa: corte y pesaje de telas. 393
19.7. Última etapa de laminación. 394
19.8. Finalización del tren principal. 394
19.9. Curado del tren principal. 395
19.10. Tren principal finalizado. 395
19.11. Peso del tren principal finalizado. 396

20.3. Peso del tren principal. 401

Índice de tablas

2.1. Datos de aeronaves similares. Referencia [4]. . . . 17
2.2. Estimación polar de la aeronave. . . . 23

3.1. Características aerodinámicas de perfiles $(Re\ 2{,}5E5)$. . . . 34
3.2. $\Delta\alpha_{l_0}$ para distintos ángulos de deflexión. . . . 40
3.3. Variación del $C_{l_{max}}$ del perfil con Re. . . . 42
3.4. Variación del $C_{L_{max}}$ de ala con Re. . . . 44
3.5. Dimensiones y parámetros principales del Ala. . . . 48
3.6. Derivativas y coeficientes globales del Ala. . . . 49

4.1. Características de cada clase de motor. . . . 54
4.2. Características técnicas del motor RCG56. . . . 55
4.3. Valores de J y eficiencia. . . . 58
4.4. Valores del coeficiente de fuerza normal según numero de palas. . . . 60
4.5. Valores de los coeficientes de estabilidad longitudinal y direccional. . . . 62

5.1. Datos fuselaje para determinación de $\Delta_{\alpha\beta}CdS$. . . . 71
5.2. Datos fuselaje. . . . 77

6.1. Efecto de la posición del ala en la estabilidad direccional. . . . 85
6.2. Comparación de perfiles para los estabilizadores. . . . 89
6.3. Dimensiones y parámetros principales del empenaje. . . . 95
6.4. Derivativas de estabilidad y control del avión. . . . 96

7.1. Datos fuselaje 118

8.1. Peso Motor 123
8.2. Pesos de componentes electrónicos. . . . 124
8.3. Pesos estimativos 125
8.4. Distribución de masas a lo largo de la aeronave 125

9.1. Propiedades del aluminio 6063-T6 136
9.2. Propiedades del acero AISI 1065 137
9.3. Propiedades de la madera de cedro 137
9.4. Propiedades de la madera de Eucalipto 138
9.5. Propiedades del Poliestireno Expandido. . . . 138
9.6. Propiedades de la Fibra de Vidrio/Epoxi 139
9.7. Propiedades de la Fibra de Carbono/Epoxi 140
9.8. Propiedades de la madera Balsa. . . . 140

10.1. Velocidades y factores de carga de envolvente de vuelo. . . . 147

11.1. Condiciones de carga del punto C. . . . 152
11.2. Carga límite y carga última. . . . 153
11.3. Condiciones de carga del punto A. . . . 153
11.4. Carga límite y carga última. . . . 154
11.5. Condiciones de carga del punto A. . . . 155
11.6. Carga límite y carga última. . . . 155
11.7. Ventajas y desventajas de materiales. . . . 156
11.8. Posicionamiento de largueros. . . . 157
11.9. Características de los largueros. . . . 157
11.10. Posición de costillas. . . . 158
11.11. Características geométricas de costillas. . . . 158
11.12. Características geométricas del recubrimiento. . . . 159
11.13. Posicionamiento de largueros. . . . 161
11.14. Características geométricos de la toma ala-fuselaje. . . . 161
11.15. Configuración de materiales de los componentes. . . . 163
11.16. Características de la malla. . . . 165
11.17. Condición de borde. . . . 166
11.18. Detalles de cargas actuantes y análisis. . . . 167
11.19. Cargas por panel y aceleración en cada Caso. . . . 168
11.20. Cargas distribuidas de recubrimiento. . . . 169
11.21. Resultados de estabilidad del recubrimiento para caso A. . . . 169
11.22. Resultados de deformación máxima. . . . 169
11.23. Cargas distribuidas de recubrimiento. . . . 169
11.24. Resultados de estabilidad del recubrimiento para caso B. . . . 170
11.25. Resultados de deformación máxima. . . . 170
11.26. Cargas distribuidas de recubrimiento. . . . 170
11.27. Resultados de estabilidad del recubrimiento para caso C. . . . 170
11.28. Resultados de deformación máxima. . . . 170
11.29. Índice de Tsai-Wu. . . . 171
11.30. Margen de seguridad - Núcleo. . . . 171
11.31. Índice de Tsai-Wu. . . . 171
11.32. Margen de seguridad - Núcleo. . . . 172
11.33. Índice de Tsai-Wu. . . . 172
11.34. Margen de seguridad - Núcleo. . . . 172
11.35. Configuración de materiales de los componentes. . . . 178
11.36. Características de la malla. . . . 180
11.37. Condición de borde. . . . 181
11.38. Detalles de cargas actuantes y tipo de análisis. . . . 182
11.39. Fuerzas cortantes y momentos flectores. . . . 183
11.40. Índice de Tsai-Wu. . . . 183
11.41. Índice de Tsai-Wu. . . . 184
11.42. Índice de Tsai-Wu. . . . 184

12.1. Distribución de masas a lo largo del fuselaje . . . 195
12.2. Cargas Aerodinámicas. . . . 199
12.3. Materiales Fuselaje. . . . 212
12.4. Materiales Cáscara Fuselaje. . . . 213
12.5. Mallado cuaderna N.1. . . . 215
12.6. Carga cuaderna N.1. . . . 216
12.7. Índice Tsai-Wu 2D cuaderna N.1. . . . 218

12.8. Factor multiplicativo cuaderna N.1. . . . 219
12.9. Mallado cuaderna N.2. . . . 221
12.10. Cargas cuaderna N.2. . . . 222
12.11. Índice Tsai-Wu 2D cuaderna N.2-CASO A. . . . 224
12.12. Factor multiplicativo cuaderna N.2-CASO A. . . . 225
12.13. Mallado cuaderna N.3. . . . 227
12.14. Carga cuaderna N.3. . . . 228
12.15. Indice Tsai-Wu 2D cuaderna N.3. . . . 229
12.16. Factor multiplicativo cuaderna N.3. . . . 229
12.17. Mallado cuaderna N.5. . . . 231
12.18. Carga cuaderna N.5. . . . 232
12.19. Indice Tsai-Wu 2D cuaderna N.5. . . . 233
12.20. Factor multiplicativo cuaderna N.5. . . . 233
12.21. Mallado cuaderna N.6. . . . 235
12.22. Indice Tsai-Wu 2D cuaderna N.6. . . . 237
12.23. Factor multiplicativo cuaderna N.6. . . . 238
12.24. Dimensiones comerciales disponibles de tubos de aluminio 6063-T6. . . . 239
12.25. Cargas totales sobre el tubo de cola. . . . 239
12.26. Tensiones máximas y MS sobre el tubo de cola - Estación de cuaderna 7. . . . 240
12.27. Dimensiones finales del tubo de cola. . . . 241
12.28. Mallado del tubo de cola. . . . 242
12.29. Mallado de la toma del grupo de cola. . . . 245
12.30. Mallado de la toma del grupo de cola. . . . 247
12.31. Mallado de la cuaderna N.4. . . . 249
12.32. Mallado de la cuaderna N.7. . . . 251
12.33. Tabla de resultados críticos para los componentes metálicos analizados. . . . 252
12.34. Tabla de resultados críticos para los componentes de material compuesto analizados. 252
12.35. Tabla de resultados de las cargas en los tornillos de sujeción. . . . 252
12.36. Tabla de resultados críticos para los componentes metálicos analizados. . . . 256
12.37. Tabla de resultados críticos para los componentes de material compuesto analizados. 256
12.38. Tabla de resultados de las cargas en los tornillos de sujeción. . . . 256
12.39. Mallado piso trasero. . . . 261
12.40. Índice Tsai-Wu 2D piso trasero carga simétrica. . . . 264
12.41. Factor multiplicativo piso trasero carga simétrica. . . . 264
12.42. Mallado del fuselaje. . . . 266
12.43. Casos carga fuselaje. . . . 266
12.44. Indice Tsai-Wu 2D- Vuelo carga última. . . . 270
12.45. Factor multiplicativo- Vuelo carga límite. . . . 270
12.46. Índice Tsai-Wu 2D- CASO I carga última. . . . 272
12.47. Factor multiplicativo- CASO I carga límite. . . . 272
12.48. Índice Tsai-Wu 2D- CASO II carga última. . . . 274
12.49. Factor multiplicativo- CASO II carga límite. . . . 274
12.50. Índice Tsai-Wu 2D- CASO III carga última. . . . 276
12.51. Factor multiplicativo- CASO III carga límite. . . . 276
12.52. Mallado del fuselaje. . . . 278
12.53. Estimación rigidez estructura de fuselaje. . . . 280

13.1. Cargas límite totales de cada superficie de control. . . . 287
13.2. Magnitudes de las cargas límite de diseño de la estructura. . . . 288
13.3. Materiales de los estabilizadores. . . . 290

13.4. Configuración de materiales de los componentes del grupo de cola. 292
13.5. Datos de refinamiento del mallado de la estructura. ANSYS 14® 293
13.6. Parámetros del mallado de la estructura. ANSYS 14® 294
13.7. Valores de las cargas límite distribuidas a lo largo de los tramos de cuerda. 295
13.8. Valores de las cargas distribuidas para los casos de solicitaciones considerados. . . 296
13.9. Cargas actuantes distribuidas del recubrimiento para el caso A. 297
13.10. Resultados de estabilidad del recubrimiento para el caso A. 297
13.11. Cargas actuantes distribuidas del recubrimiento para el caso A. 299
13.12. Resultados de estabilidad del recubrimiento para el caso A. 299
13.13. Indice de falla de Tsai-Wu - Elemento larguero. 301
13.14. Indice de falla de Tsai-Wu - Costilla raíz. 302
13.15. Indice de falla de Tsai-Wu - Segunda costilla. 302
13.16. Indice de falla de Tsai-Wu - Tercera costilla. 302
13.17. Indice de falla de Tsai-Wu - Cuarta costilla. 303
13.18. Indice de falla de Tsai-Wu - Costilla raíz. 303
13.19. Margen de seguridad - Núcleo. 304
13.20. Indice de falla de Tsai-Wu - Elemento larguero. 306
13.21. Indice de falla de Tsai-Wu - Costilla raíz. 307
13.22. Indice de falla de Tsai-Wu - Segunda costilla. 307
13.23. Indice de falla de Tsai-Wu - Tercera costilla. 307
13.24. Indice de falla de Tsai-Wu - Cuarta costilla. 308
13.25. Indice de falla de Tsai-Wu - Costilla raíz. 309
13.26. Margen de seguridad - Núcleo. 311

14.1. Materiales tren de aterrizaje. 325
14.2. Datos para cálculo de resorte. 328
14.3. Datos para cálculo de resorte. 328
14.4. Datos tubo. 329
14.5. Mallado tren principal. 331
14.6. Índices Tsai-Wu 2D. 333
14.7. Deformaciónes modelo. 335
14.8. Mediciones de deformación. 336
14.9. Mediciones de deformación. 336

15.1. Peso de componentes de la semiala. 342
15.2. Peso de componentes del fuselaje. 343
15.3. Peso de los componentes del grupo de cola. 344
15.4. Peso de componentes del Tren de naríz. 345
15.5. Peso de componentes del Tren principal. 346
15.6. Pesos estimativos a partir del diseño estructural de los componentes. 347
15.7. Distribución de masas a lo largo de la aeronave. 347

17.1. Detalles de laminado de larguero. 362
17.2. Características geométricas de las láminas de cedro. 368
17.3. Detalles de laminado de semiala. 370

18.1. Detalles del laminado de un larguero. 376
18.2. Pesos de componentes finales. 379
18.3. Detalles del recubrimiento de cedro de una semiestructura. 380
18.4. Detalles del laminado de los recubrimientos de una semiestructura. 382

18.5. Detalles de peso de los soportes para el servoactuador y otros componentes. . . . 384
18.6. Detalles del laminado de una puntera. 385
18.7. Detalles de fabricación de una puntera. 385

20.1. Pesos componentes semiala. 399
20.2. Pesos de componentes finales. 400
20.3. Peso total del tren principal de aterrizaje. 401
20.4. Pesos de componentes finales. 402

Capítulo 1

Introducción



En este capítulo se presentan los objetivos, el alcance y el marco del presente trabajo final. Además, se realiza un análisis de vehículos similares existentes relacionados al proyecto. Finalmente se describe el proceso de desarrollo que será llevado a cabo a lo largo del trabajo, en el cual se enumeran los requerimientos de diseño y detalla la norma adoptada en el proceso de diseño de la aeronave.

1.1. Objetivos

Objetivos del proyecto:

El proyecto tiene como finalidad el diseño de un vehículo aéreo no tripulado capaz de lanzar un paracaídas autónomo.

Objetivos personales:

El desarrollo de este trabajo estuvo motivado por el cumplimiento de los siguientes objetivos:

- Aprender sobre diseño de aeronaves no tripuladas.
- Aprender sobre diseño estructural con materiales compuestos.
- Aprender sobre fabricación de piezas mediante la tecnología de materiales compuestos.

1.2. Marco del trabajo

El trabajo final de grado se encuentra enmarcado en el proyecto PIDDEF 038/14 (2014-2017) “Paracaídas Comandado Autónomo para entrega de cargas (ó Proyecto PCA)”. Con la finalidad de poner a punto sistemas del paracaídas autónomo se hace vital contar con un vehículo para poder lanzar el mismo. Para ello, al investigar distintos trabajos similares realizados en otros lados del mundo se pueden encontrar distintas alternativas como drones (DJI®Phantom 4), vehículos tipo helicóptero (SnowGoose®CQ-10) y vehículos tipo avión (Arcturus®T-20). Se decidió en conjunto con el Director del proyecto, encaminar la solución por medio de un vehículo no tripulado tipo avión. Luego se plantearon los requerimientos necesarios para cumplir con la misión de lanzar el paracaídas autónomo.

1.3. Alcance

El trabajo final de grado se limita a un único ciclo de diseño y posterior fabricación de los componentes principales de la célula estructural.

1.4. Vehículos aéreos no tripulados

Los vehículos aéreos no tripulados, UAV por sus siglas en inglés (Unmanned Aerial Vehicle), o sistemas aéreos no tripulados, UAS (Unmanned Aerial System), conocidos en castellano por sus siglas VANT (Vehículo Aéreo No Tripulado), son vehículos aéreos que operan sin tripulación humana a bordo.

Día a día los vehículos aéreos no tripulados toman mayor protagonismo en la industria aeronáutica. Nacieron con fines militares debido a las ventajas que presentan al eliminar el factor humano y su versatilidad a la hora de solucionar problemas, aunque en la actualidad se ha dado una gran expansión en la industria civil por estas características. Las empresas presentan gran variedad de VANTs en el mercado, lo que permite su utilización en todo tipo de actividades con fines científicos, experimentales y de vigilancia, entre otras. No obstante, sigue siendo mayoritario su uso militar como puede verse en el siguiente gráfico.

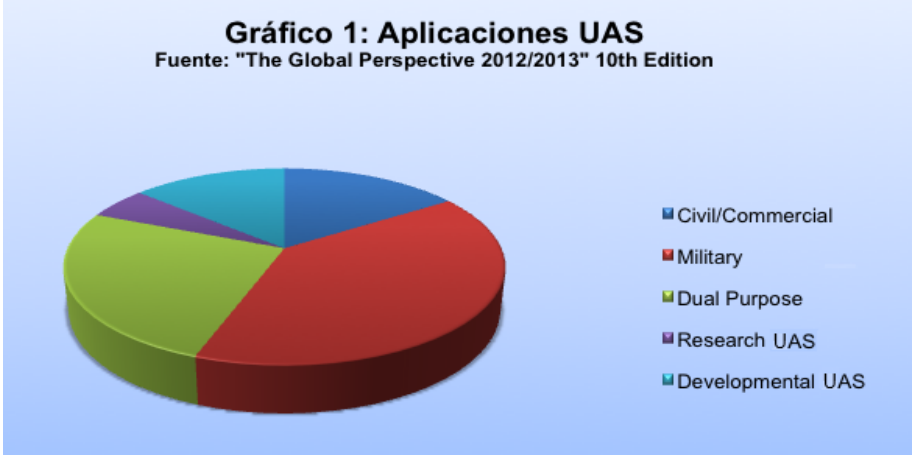


Figura 1.1: Datos estadísticos de VANTs. Referencia [1].

Cada vez más son los países que aumentan la producción y desarrollo de éstos, sin embargo los grandes fabricantes siguen siendo Estados Unidos, seguido de Israel y algunos países de la Unión Europea. En el siguiente gráfico se muestra la comparación del mercado de vehículos no tripulados por país.

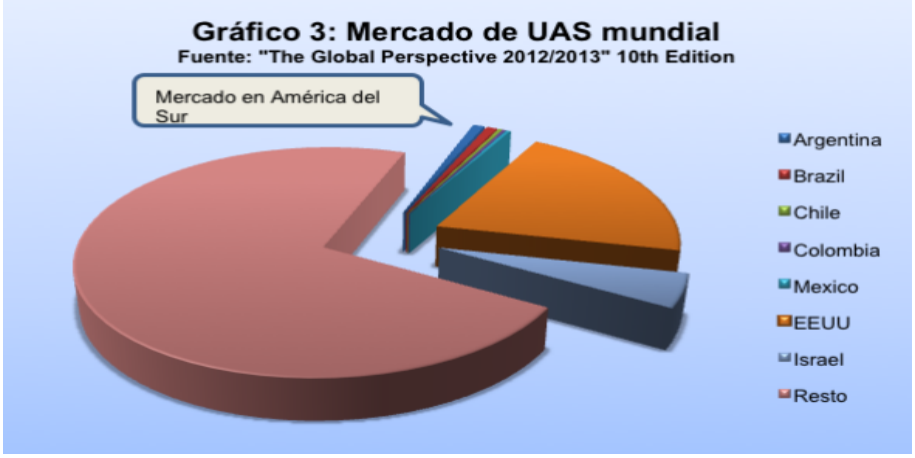


Figura 1.2: Mercado de VANTs por país. Referencia [1].

1.4.1. Vehículos lanzadores de cargas

El lanzamiento de cargas en vuelo, es estudiado principalmente con el objetivo de transportar cargas a lugares donde se dificulta el acceso por otros medios. Para ello se utilizan paracaídas con sistemas de guiado vía GPS. Los sistemas de control utilizados para guiar el paracaídas, necesitan de numerosas pruebas experimentales, que permiten poner a punto el sistema. Para ello son utilizados en general tres tipos de vehículos aéreos no tripulados:

- Vehículos tipo avión
- Drones
- Vehículos tipo helicóptero

Los drones y vehículos tipo helicóptero presentan la ventaja de que el lanzamiento es mas limpio, es decir, permiten lanzar la carga en posición *hover*, lo que simplifica el sistema de suelte y estabilización del paracaídas.



(a) Cuadricóptero. (b) Helicóptero.

Figura 1.3: Drone con carga lanzable. Referencias [3].



Figura 1.4: Drone con lanzamiento de paracaídas. Referencia [4].

La desventaja que presentan estos vehículos es que la carga paga que son capaces de transportar generalmente es pequeña y la autonomía se ve limitada, ya que en su mayoría utilizan motores eléctricos. La aeronave de la Figura (1.3b), no presenta estas desventajas, sin embargo el costo se eleva considerablemente.

En el caso de los vehículos tipo avión poseen mayor autonomía, y los techos de servicio para lanzar la carga superan ampliamente el de los drones.

Se pueden encontrar varios aviones distintos para el lanzamiento de cargas pagas. Existen algunos como el Arcturus®T-20 utilizado por la *U.S. Navy* para lanzar paracaídas no tripulados. El mismo tiene una envergadura de aproximadamente $6\,[m]$, por lo que es una aeronave de tamaño considerable, y su peso es de $90\,[Kg]$. Posee la carga montada en las alas y tiene la capacidad de lanzar dos paracaídas en simultáneo.



Figura 1.5: Arcturus T20. Referencia [5].

También se encuentran otros como el OPSARS®(Oceanography and Polar Science through Agile Robotic Systems), una aeronave bimotor desarrollada por SOTONuav, diseñada para el mismo fin.



Figura 1.6: Opsars. Referencia [6].

El Project Zipline®, cuenta con el desarrollo de vehículos no tripulados para entregar cargas con medicamentos usando paracaídas en distintas regiones de África. El mismo se encuentra actualmente en funcionamiento.

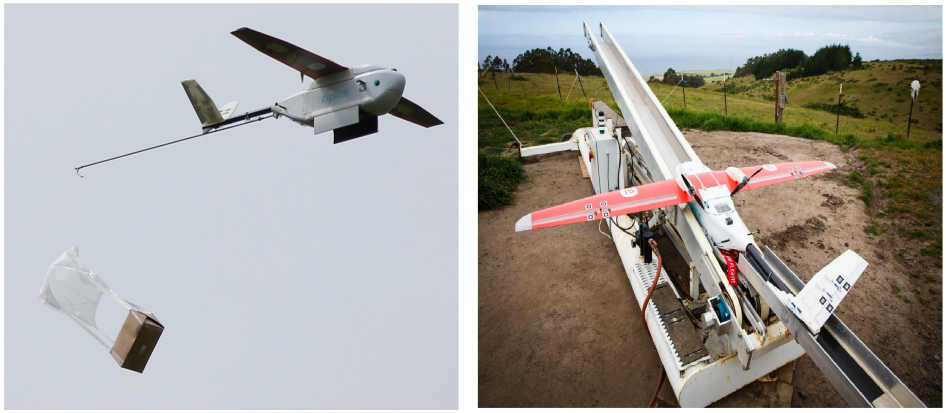


Figura 1.7: Project Zipline. Referencia [7].

1.5. Presentación del proceso de desarrollo

1.5.1. Estructura del proyecto

El siguiente esquema representa conceptualmente los distintos pasos que se llevarán a cabo en el proceso de diseño y fabricación del vehículo.

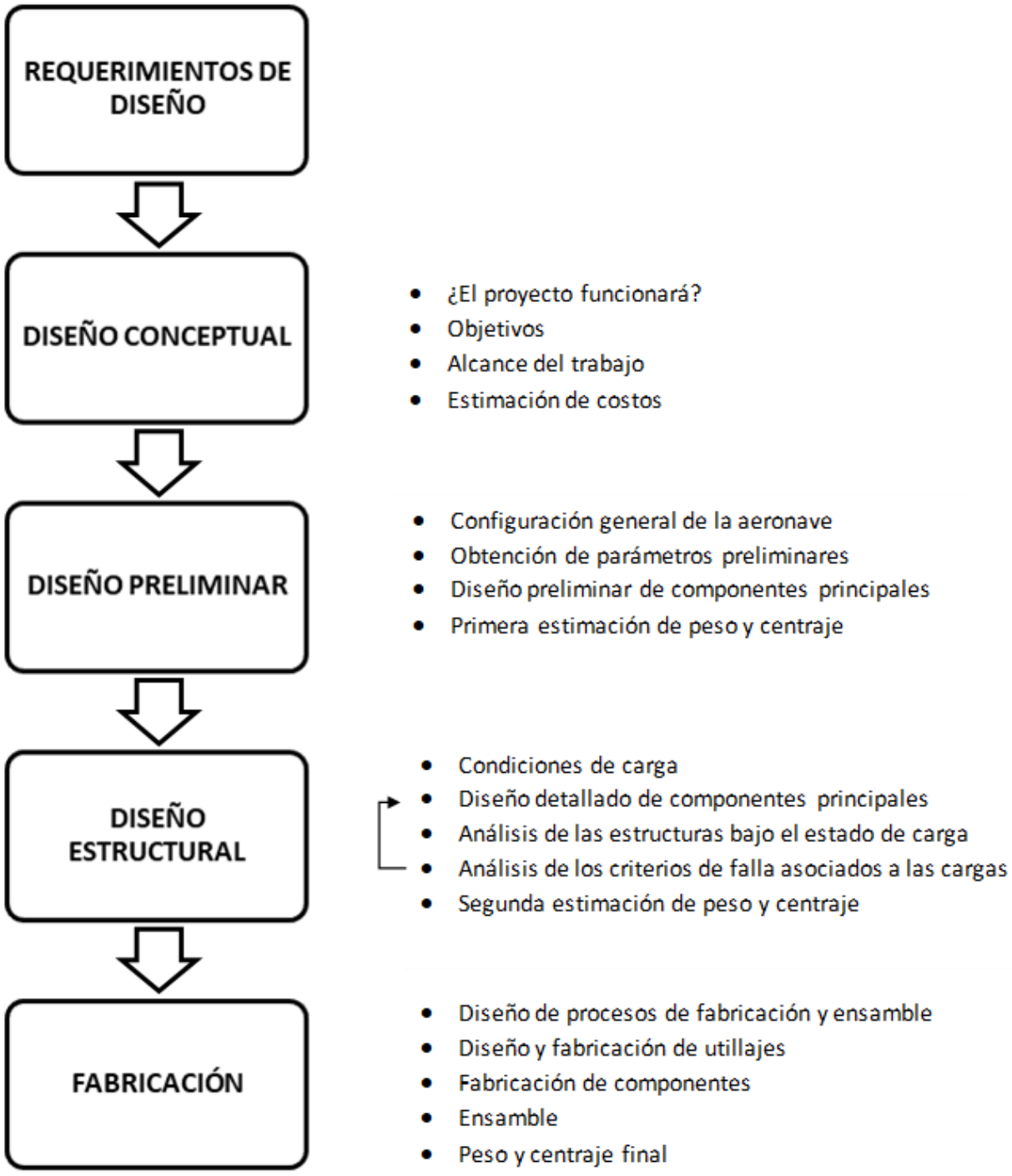


Figura 1.8: Esquema de diseño y fabricación.

Requerimientos de diseño

El punto de partida del diseño de un vehículo son los requerimientos, éstos definen el propósito básico de la aeronave y ciertas características de operación que deberá ser capaz de desempeñar el vehículo. Estos son extremadamente importantes ya que constituyen el objetivo que orienta el proceso de diseño y son el parámetro respecto al cuál se medirá su éxito.

Diseño conceptual

El diseño conceptual busca plantear la vías a través de las cuales se encarará el proyecto. De ésta forma, se analiza la capacidad disponible para llevar adelante el mismo, planteando el alcance y las viabilidades económicas de llevarlo a cabo. Ésto es vital, ya que define los límites y herramientas que se disponen para el desarrollo. A partir de ésto se estiman los plazos y costos implicados en la realización del proyecto.

Diseño preliminar

El diseño preliminar es un proceso en el cual se determina la configuración general de la aeronave y aquellos aspectos preliminares asociados a la aerodinámica, performances, propulsión, estabilidad y control. Para ello se utilizan datos estadísticos de aeronaves similares que permiten obtener estimaciones iniciales.

Es un proceso iterativo, en el cual el diseño debe ser capaz de admitir pequeñas modificaciones. Ésto permite corregir y ajustar el diseño con cada interación, buscando la mayor eficiencia.

Diseño estructural

El diseño estructural es un proceso de diseño más detallado de los componentes, en el cual se busca que cada uno trabaje de la forma más eficiente posible. En esta etapa se determinan las condiciones de carga a las que estará sometida la aeronave a partir la norma adoptada, Sección (1.5.3). Una vez determinadas las condiciones de carga, se realiza un diseño preliminar de la estructura, con la configuración de cada parte y sus materiales. Cada componente se diseña para tomar un determinado tipo de carga, evitando sobredimensionamientos que se traducen en mayor peso.

Finalmente se analiza a cada componente bajo el estado de cargas determinado, verificando que se cumplan los criterios de falla propuestos y en caso de no hacerlo se rediseñan tal que puedan cumplir con los mismos.

Fabricación

En esta etapa se materializan todos los diseños y cálculos previos. Para ello se deben analizar técnicas de fabricación de acuerdo a los materiales utilizados y la configuración de cada parte de la aeronave. Es vital tener en cuenta las capacidades tanto de la mano de obra como de las herramientas y maquinaria disponible.

1.5.2. Adopción de requerimientos

El diseño de una aeronave comienza con la formulación de los requerimientos operativos y dimensionales, que representan las características que debe poseer la aeronave para cumplir los objetivos para los que fue pensada.

A continuación se presentan los requerimientos propuestos por la dirección del proyecto, para llevar adelante el diseño preliminar de la aeronave.

1. Vehículo tipo “avión”.
2. Sistema propulsivo eléctrico (por simplicidad, limpieza y confiabilidad)(deseable).
3. Tren de aterrizaje fijo.
4. Controles de vuelo manuales (tipo aeromodelo).
5. Célula estructural calculada para maniobras y ráfagas “de nivel intermedio/bajo”.
6. Carga útil (lanzable): $5\,[Kg]$.
7. Dimensiones del bulto lanzable: $300x300x300\,[mm]$.
8. Interface para dispositivo de lanzamiento.
9. Equipado para transmitir datos vía telemetría (posición, velocidad, otros).
10. Equipado con cámara filmadora, orientada hacia abajo, para obtener videos de los lanzamientos.
11. Transportable en Pickup: $2300x1500x450\,[mm]$ (la altura de $450\,[mm]$, no es un limitante).
12. Velocidad de vuelo (crucero): $>\ 20\,[m/s]$.
13. Velocidad de lanzamiento de carga: $<\ 15\,[m/s]$.
14. Velocidad de pérdida (sin carga): $<\ 10\,[m/s]$.
15. Velocidad de ascenso: $>\ 150\,[m/min]$(Wmáx).
16. Distancia de despegue (Wmáx): $<\ 30\,[m]$(operando en pista de concreto).
17. Autonomía: $>\ 30\,[min]$.
18. Techo de servicio: $>\ 600\,[m]$.

1.5.3. Adopción de la normativa

La aeronave debe cumplir mínimos requerimientos de resistencia estructural, es decir, debe ser capaz de soportar las cargas de operación a la que estará sometida. Para estimar dichas condiciones de carga se adopta una norma que sirve como referencia. La norma adoptada es **CS-VLA *Certification Specifications for Very Light Aeroplanes*** , Referencia [2], la cual es aceptada mundialmente para aeronaves livianas.

La misma aplica a aeronaves con las siguientes características:

1. Monomotor a combustión
2. No más de dos asientos
3. Peso máximo de despegue $\leq 750\,[Kg]$
4. Máxima velocidad de pérdida en configuración de aterrizaje $\leq 83\,[Km/h]$

Referencias

[1] http:// www.infodefensa.com

[2] European Aviation Safety Agency (2009). *Certification Specifications for Very Light Aeroplanes*.

[3] http://www.techreplies.com

[4] http://www.uavglobal.com

[5] http://www.arcturus-uav.com

[6] http://www.sotonuav.uk

[7] http://www.flyzipline.com

Parte I

DISEÑO PRELIMINAR

Capítulo 2

Determinación de parámetros preliminares



En este capítulo se desarrolla la primera estimación de parámetros, tanto geométricos como aerodinámicos de la aeronave, a partir de los cuales se calcula la potencia motriz necesaria y la superficie alar utilizada para el diseño preliminar de los componentes principales de la aeronave.

2.1. Introducción

La determinación de ciertos parámetros, como la potencia de propulsión y la superficie alar, es esencial para poder realizar el diseño preliminar de la aeronave. La obtención de estos parámetros, requiere de ciertas características geométricas y aerodinámicas iniciales. Para ello se presentará la configuración general de la misma, y mediante un análisis estadístico de vehículos similares, se determinarán estas características.

Finalmente se presentan las curvas de diseño generadas a partir de los requerimientos, para cada condición de operación. Éstas curvas definirán una zona de diseño a partir de la cual se cumple con los requerimientos, permitiendo obtener los parámetros preliminares buscados.

2.2. Configuración general de la aeronave

Los requerimientos de diseño exigen que el vehículo sea de tipo *avión*. La configuración general de la aeronave depende de las condiciones de operación y de la misión para la cual fue pensada.

A continuación se detalla la configuración adoptada para cada parte de la aeronave, las cuales serán diseñadas con profundidad en capítulos posteriores.

Ala

Se opta por ala alta, ya que la aeronave debe ser capaz de operar en terrenos no preparados. Además, el ala alta genera menos interferencia con el fuselaje y aporta mayor estabilidad direccional.

Fuselaje

El fuselaje se diseñará tal que pueda facilitar el transporte y suelte de la carga. Su dimensión mínima queda limitada por el tamaño de la carga. Se optó por un tubo de cola, buscando ser un diseño modular, y facilitar el transporte.

Grupo de Cola

Se diseñará con un empenaje tipo V, debido a que se disminuye la cantidad de servo actuadores necesarios para mover las superficies de control de la aeronave, comparado con otros tipo de empenajes.

Propulsión

La propulsión será tipo tractora, debido a que se desea evitar todo tipo accidentes con el suelte de la carga y la facilidad constructiva a la hora de diseñar el tubo de cola.

Tren de Aterrizaje

Se decide optar por un tren triciclo fijo, ya que al poseer un tren de nariz permite realizar aterrizajes más simples, protegiendo la hélice y nariz del avión de posibles impactos durante el aterrizaje.

2.3. Estimación de parámetros iniciales y curvas de diseño

Ciertos parámetros del vehículo deben ser propuestos inicialmente para poder realizar estimaciones preliminares, debido a la existencia de una gran variedad de vehículos con distintas configuraciones y performances operativas.

Es por ello que se analizaron 10 aeronaves no tripuladas que poseen una carga paga en un rango muy cercano al de los requerimientos de este vehículo. Algunos parámetros se obtuvieron de datos estadísticos y otros fueron propuestos de tal forma que permitiese obtener un diseño conceptual de la aeronave.

Las aeronaves analizadas fueron las siguientes:

	AERONAVES	W_{TO} $[Kg]$	W_{Carga} $[Kg]$	b $[m]$	S $[m^2]$	CAS_{cruc} $[Km/h]$	$Potencia$ $[HP]$
1	ALO	20	6	3.03	1.4	200	6.4
2	AEROSONDE 4	15	5	2.9	0.57	74-111	1.3
3	BORDER EAGLE	15	4	3.1	0.98	30-160	6.0
4	MANTA	27.7	6.8	2.67	2.3		5.5
5	SCAN EAGLE	15.4	4.3	2.9	1.45	122	1.5
6	SEASCAN	18	6	2.9	1.45	117	1.5
7	GULL(SUAV 24)	16	5	2.4	1	101	3.6
8	BIODRONE	9	3	3.4	1.3	129	1.6
9	MARTI	12	3	2	0.6	100	2.2
10	YARARÁ	22.5	5	4	1.4	115	5.5

Tabla 2.1: Datos de aeronaves similares. Referencia [4].

2.3.1. Características Geométricas

La superficie alar fue estimada a partir de la velocidad de pérdida sin carga, para un valor de C_L igual a 1. Se propone un alargamiento bajo ya que se desea aumentar los números de Re locales del ala, para mejorar el comportamiento a bajas velocidades. El perfil utilizado es el Eppler E197, que será analizado posteriormente con mayor profundidad.

Para el caso del fuselaje, la longitud se obtuvo de la tabla de aeronaves similares y las dimensiones de la sección transversal fueron delimitadas por el tamaño de la carga.

Las dimensiones del empenaje y del tren de aterrizaje se obtuvieron a partir de datos estadísticos.

Las características geométricas estimadas para los componentes principales de la aeronave, se presentan a continuación:

ALA	**GRUPO DE COLA**	**FUSELAJE**	**TREN DE ATERRIZAJE**
Ala alta	Empenaje en V	$l_f = 1{,}72\,[m]$	Tren triciclo
$S = 2{,}4\,[m^2]$	$Sh = 0{,}3\,[m^2]$	$b_f = 0{,}3\,[m]$	$h_{nariz} = 0{,}2\,[m]$
$A = 6$	$Sv = 0{,}25\,[m^2]$		$\phi_{rnariz} = 0{,}1\,[m]$
$b = 3{,}8\,[m]$	$c = 0{,}25\,[m]$		$h_{principal} = 0{,}18\,[m]$
$c = 0{,}63\,[m]$	$t/c = 0{,}09$		$\phi_{rprincipal} = 0{,}12\,[m]$
$t/c = 0{,}135$			$trocha = 0{,}87\,[m]$

2.3.2. Estimación de pesos

El peso total de la aeronave al momento del despegue puede expresarse de forma general según la siguiente ecuación.

$$W_{T0} = W_e + W_p + W_f \tag{2.1}$$

Donde:

W_{T0}: Peso máximo de despegue.

W_e: Peso vacío.

W_p: Peso carga paga.

W_f: Peso de combustible.

2.3.2.1. Peso de máximo de despegue

Para estimar el peso máximo de despegue se utilizan los datos estadísticos presentados en Tabla (2.1), obteniéndose una regresión lineal de peso máximo de despegue vs carga paga. La regresión lineal se realiza en el rango de $W_p = 5 \pm 2\,[Kg]$.

Ingresando el valor de carga paga de $W_p = 5\,[Kg]$ en la regresión lineal, y suponiendo un $10\,\%$ de aumento del peso máximo de despegue debido a calidad constructiva, se obtiene finalmente:

$$W_{TO} = \{3{,}65 \cdot (5) – 0{,}512\} \cdot 1{,}1 = 17{,}754 \cdot 1{,}1 = 19{,}53[Kg]$$

$$\boxed{W_{TO} = 19{,}53[Kg] \rightarrow W_{TO} = 20[Kg]}$$

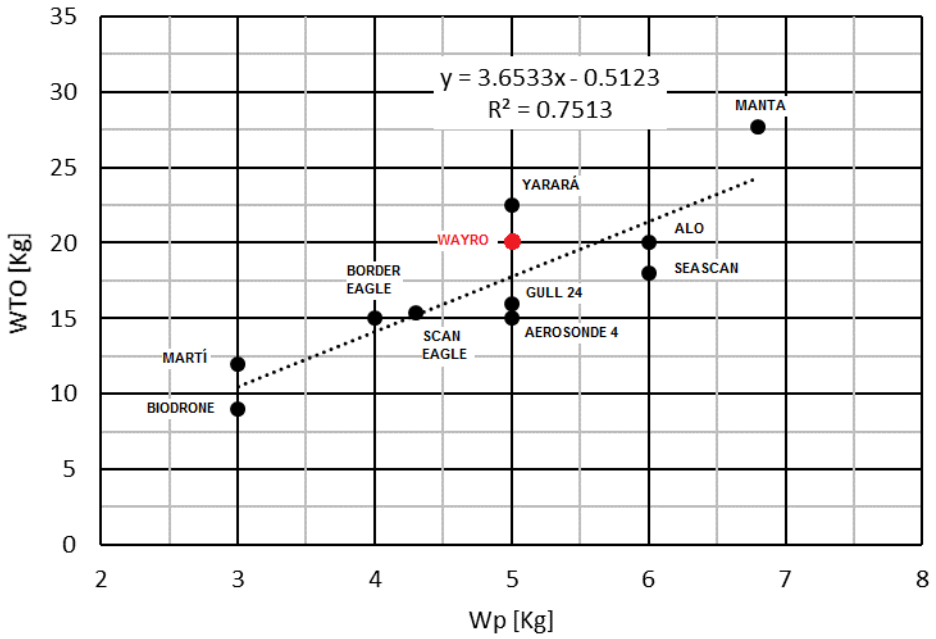


Figura 2.1: Regresión lineal - Peso máximo de despegue vs Carga paga.

2.3.2.2. Peso de combustible

La misión de la aeronave consiste en realizar maniobras básicas de despegue, ascenso y crucero para llegar a la posición de lanzamiento de la carga, realizar el lanzamiento con la aeronave compensada y volver a tierra para ser repostada para un nuevo lanzamiento. La secuencia de vuelo puede ser representada como sigue:

1 - 2 Encendido, Taxeo y Despegue: $\simeq$ 15 minutos. Se realiza la carga de combustible/baterías. Luego se realiza el procedimiento de encendido del motor y las posibles regulaciones del mismo. Finalmente debe considerarse el procedimiento para el taxeo y despegue de la aeronave.

$$t_{1-2} \simeq 15[min]$$

2 – 3 Ascenso: 2 minutos. El tiempo de ascenso se estima asumiendo el cumplimiento del requerimiento de ascenso a $13{,}9\,[m/s]$. El tiempo para ascender hasta los $300\,[m]$ es de $2\,[min]$.

$$t_{2-3} = t_{ascenso} = 2[min]$$

3 – 4/5 Estabilización y lanzamiento: $3\,[min]$. Maniobra por la cual se alcanza la distancia deseada según ecuación (2.2) y el trimado del vehículo a la velocidad de lanzamiento ($2\,[min]$ para trimado). Alcanzadas estas condiciones, se lanza la carga.

$$t_{cruc} = \frac{Distancia}{V_{crucero}} = \frac{1000[mts]}{20\,[m/s]} = 50[seg] \tag{2.2}$$

$$t_{trim} \simeq 2[min]$$

$$t_{3-4} = t_{cruc} + t_{trim} = 2[min], 50[seg]$$

5 – 6 Retorno: $2\,[min]$**.** es el tiempo que toma el realizar el viraje de retorno, navegación de retorno y aproximación a pista.

$$t_{viraje} \simeq 30[seg]$$

$$t_{cruc} = 50[seg]$$

$$t_{trimdescenso} \simeq 1[min]$$

$$t_{5-6} = t_{viraje} + t_{cruc} + t_{trimdescenso} = 2[min]20[seg]$$

6 – 7 Descenso: 3 minutos. maniobra por la cual se aproxima el vehículo a tierra y se realiza el primer contacto a pista. Se supone que el descenso se realiza a menor velocidad que el ascenso.

$$t_{6-7} = t_{desc} = 3[min]$$

7 – 8 Aterrizaje/ Taxi: 5 minutos. maniobra que incluye el rodaje de frenado desde contacto con pista, y taxi hacia posición final de detención del motor o repostaje para siguiente salida.

$$t_{rodaje+taxi} \simeq 5[min]$$

$$t_{7-8} = t_{rodaje+taxi} = 5[min]$$

Tiempo total estimado: $\simeq$ 30 minutos.

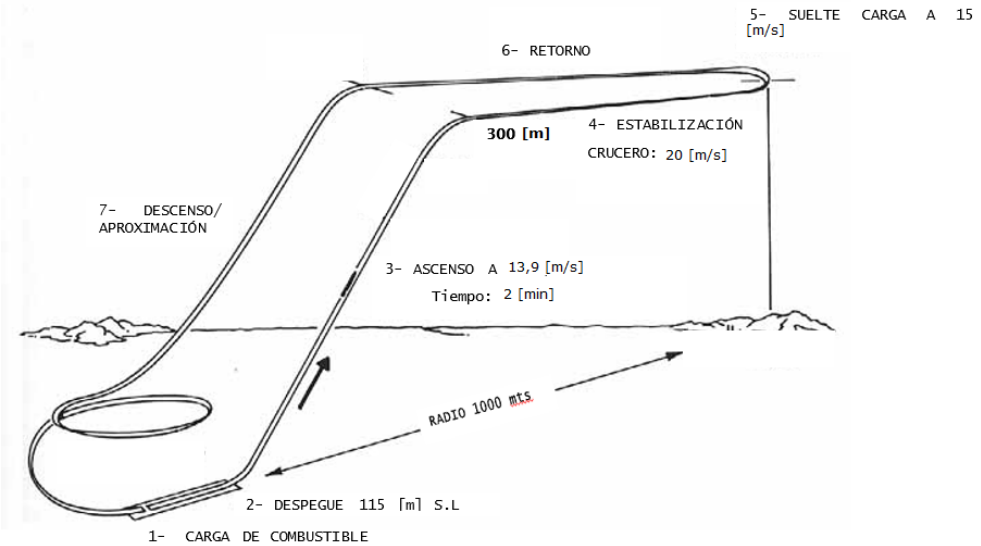


Figura 2.2: Esquema de la misión de la aeronave.

Mediante datos estadísticos se obtuvo un consumo promedio de combustible para el tipo de motores utilizados. Se tuvo en cuenta el total consumido durante cierta cantidad de vuelos, en los cuales el motor opera a máxima potencia, permitiendo ser más conservativos.

$$\frac{dW_f}{dt} = 0{,}2\,[g/s]$$

Por lo tanto para un tiempo estimado de la misión de $t = 30\,[min]$, se tiene:

$$W_f = 0{,}360\,[Kg]$$

El peso de combustible estimado es el mínimo necesario para completar la misión. Debido a cuestiones de seguridad y autonomía, se piensa una capacidad de combustible mayor. Por lo tanto, el peso de combustible es:

$$\boxed{W_f = 0{,}5\,[Kg]}$$

2.3.2.3. Peso Vacío

El peso vacío de la aeronave se obtiene despejando de la ecuación (8.1), es decir:

$$W_e = W_{T0} - W_p - W_f \tag{2.3}$$

Siendo:

$W_{T0} = 20\,[Kg]$

$W_p = 5\,[Kg]$

$W_f = 0{,}5\,[Kg]$

Donde:

W_{T0}: Peso máximo de despegue.

W_e: Peso vacío.

W_p: Peso carga paga.

W_f: Peso de combustible.

Por lo tanto el peso vacío de la aeronave es:

$$\boxed{W_e = 14{,}5\,[Kg]}$$

2.3.3. Estimación de la polar

Para realizar la curva de diseño es necesario estimar la polar del vehículo, la cual se propone como polar parabólica simple, expresada según ecuación (2.4). La polar debe ser obtenida para ciertas condiciones de operación tales como despegue, ascenso, lanzamiento de carga y crucero.

$$C_D = C_{D_0} + KC_L^2 \tag{2.4}$$

2.3.3.1. Estimación de Resistencia parásita

Para la estimación del C_{D_0} se utiliza el *Component Buildup Method* que consiste en estimar el aporte de resistencia parásita de cada componente teniendo en cuenta las interferencias mutuas. Los parámetros de cada componente se calculan a partir de las ecuaciones obtenidas de la Referencia [1].

Para estimar la resistencia del tren de aterrizaje, se modelaron las distintas partes como placas y cilindros enfrentados al flujo de aire. Para la obtención de los coeficientes de arrastre se utilizaron las curvas experimentales de la Referencia [2].

$$C_{D_0} = \frac{1}{S}\sum(FF)(C_{f_{pp}})(S_{wet})(FI) + \frac{1}{S}\sum(C_D S) \tag{2.5}$$

Donde:

S: Superficie de referencia, en este caso superficie alar.

FF: Factor de forma.

$C_{f_{pp}}$: Coeficiente de resistencia de fricción de placa plana.

S_{wet}: Superficie mojada.

FI: Factor de interferencia.

$C_D S$: Aporte de resistencia de misceláneos.

$$C_{D_0} = C_{D_{0ala}} + C_{D_{0fuselaje}} + C_{D_{0empenaje}} + C_{D_{0tren}} \tag{2.6}$$

2.3.3.2. Estimación de Resistencia inducida

El coeficiente de resistencia inducida se obtiene de la siguiente ecuación.

$$K = \frac{1}{\pi A e} \tag{2.7}$$

Donde:

A: Alargamiento.

e: Factor de Oswald.

En la Tabla (2.2) se presenta la polar de la aeronave estimada para cada condición de operación. Las velocidades tenidas en cuenta son las siguientes:

$V_{ascenso} = 1{,}2\, V_{stall}$

$V_{despegue} = V_{stall}$

$V_{lanzamiento} = V_{lanzamiento}\,(requerimientos)$

$V_{crucero} = V_{crucero}\,(requerimientos)$

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{W\, n_z}{0{,}5\, \rho\, S\, C_L}} \tag{2.8}$$

Siendo:

$W = 196{,}2\,[N]$

$n_z = 1$

$\rho = 1{,}225\,[Kg/m^3]$

$S = 2{,}4\,[m^2]$

$C_L = 1$

Donde:

V_{stall}: Velocidad de pérdida

W: Peso máximo de despegue

n_z: Factor de carga

ρ: Densidad

S: Superficie alar

C_L: Coeficiente de sustentación

$$V_{stall} = 11{,}6\,[m/s]$$

OPERACIÓN	**Velocidad** $[m/s]$	C_{D0}	K
Despegue	11,6	0,0607	0,0567
Ascenso	13,9	0,0600	0,0567
Lanzamiento	15	0,0598	0,0567
Crucero	20	0,0587	0,0567

Tabla 2.2: Estimación polar de la aeronave.

2.3.4. Curvas de diseño

Las curvas de diseño son curvas generadas a partir de los requerimientos de diseño. Éstas curvas delimitan una zona de diseño en la cual la aeronave cumple con todos los requerimientos. Se escoge un punto de esa zona, y se obtiene un valor de carga alar y de relación potencia peso. Luego, utilizando el valor de peso máximo de despegue estimado en la Sección (2.3.2), se obtendrá la superficie del ala y la potencia a partir de las cuales se diseñará la aeronave.

Donde:

$\frac{SHP_{SL}}{W_{TO}}$: Relación potencia peso.

$\frac{W_{TO}}{S}$: Carga alar.

A continuación se presentan las ecuaciones para cada condición, y los valores de cada parámetro.

DESPEGUE

$$\frac{SHP_{SL}}{W_{TO}} = \left[\frac{\epsilon^2(\frac{W_{TO}}{S})}{\rho g C_{L_{max}} S_G} + \frac{\bar{q} C_D}{(\frac{W_{TO}}{S})} + \mu \left(1 - \frac{\bar{q} C_{L_g}}{(\frac{W_{TO}}{S})} \right) + \phi \right] \frac{\bar{V}}{\sigma^{1,2} \eta_p} \tag{2.9}$$

Siendo:

$\epsilon = 1{,}1$

$C_{L_{max}} = 1$

$S_G = 30\,[m]$

$\bar{q} = 0{,}5\rho\bar{V} = 0{,}5\rho \left(\frac{{V_{TO}}^2 + 0}{2} \right)$

$\bar{V} = \frac{V_{TO}}{\sqrt{2}}$

$V_{TO} = \epsilon V_{stall}$

$V_{stall} = 11{,}6\,[m/s]$

$\mu = 0{,}03$

$C_D = 0{,}0607 + 0{,}0567{C_L}^2$

$C_{Lg} = 0{,}1$

$\phi = 0$

$\eta_p = 0{,}25$

$\sigma = 1$

Donde:

ϵ : Factor multiplicativo.

$C_{L_{max}}$: Coeficiente de sustentación máximo propuesto.

S_G : Distancia de despegue-Requerimientos.

$\bar{q}$: Presión dinámica promedio.

$\bar{V}$: Velocidad promedio.

V_{TO} : Velocidad de despegue.

V_{stall} : Velocidad de pérdida con carga paga calculada con la superficie estimada en la sección (2.3.1).

μ : Coeficiente de fricción.

C_D : Polar de Resistencia de la aeronave en despegue.

C_{Lg} : Coeficiente de sustentación en despegue.

ϕ : Ángulo de inclinación de pista.

η_p : Eficiencia de hélice.

σ : Relación de densidad.

ASCENSO 100 % POTENCIA

$$\frac{SHP_{SL}}{W_{TO}} = \left[\frac{ROC}{V_a} + \frac{\frac{1}{2}\rho V_a^2 C_{D_0}}{(\frac{W_{TO}}{S})} + \frac{K(\frac{W_{TO}}{S})}{\frac{1}{2}\rho V_a^2}\right] \frac{V_a}{\sigma^{1,2}\eta_p} \frac{1}{\Delta_p} \tag{2.10}$$

Siendo:

$ROC = 2{,}5\,[m/s]$

$V_a = 13{,}9\,[m/s]$

$\rho = 1{,}225\,[Kg/m^3]$

$C_{D0} = 0{,}0600$

$K = 0{,}0567$

$\sigma = 1$

$\eta_p = 0{,}25$

$\Delta_p = 1$

Donde:

ROC: Velocidad ascensional.

V_a: Velocidad en ascenso.

ρ: Densidad a nivel del mar según atmósfera standar.

C_{D0}: Coeficiente de resistencia parásita en ascenso.

K: Coeficiente de resistencia inducida.

σ: Relación de densidad.

η_p: Eficiencia de hélice.

Δ_p: % de Potencia.

ASCENSO 90 % POTENCIA

$$\frac{SHP_{SL}}{W_{TO}} = \left[\frac{ROC}{V_a} + \frac{\frac{1}{2}\rho V_a^2 C_{D_0}}{(\frac{W_{TO}}{S})} + \frac{K(\frac{W_{TO}}{S})}{\frac{1}{2}\rho V_a^2}\right] \frac{V_a}{\sigma^{1,2}\eta_p} \frac{1}{\Delta_p} \tag{2.11}$$

Siendo:

$ROC = 2{,}5\,[m/s]$

$V_a = 13{,}6\,[m/s]$

$\rho = 1{,}225\,[Kg/m^3]$

$C_{D0} = 0{,}0600$

$K = 0{,}0567$

$\sigma = 1$

$\eta_p = 0{,}25$

$\Delta_p = 0{,}9$

Donde:

ROC: Velocidad ascencional.

V_a: Velocidad en ascenso.

ρ: Densidad a nivel del mar según atmósfera standar.

C_{D0}: Coeficiente de resistencia parásita en ascenso.

K: Coeficiente de resistencia inducida.

σ: Relación de densidad.

η_p: Eficiencia de hélice.

Δ_p: % de Potencia.

LANZAMIENTO

$$\frac{SHP_{SL}}{W_{TO}} = \left[\frac{P_S}{V_L} + \frac{\frac{1}{2}\rho V_L^2 C_{D_0}}{(\frac{W_{TO}}{S})} + \frac{K(\frac{W_{TO}}{S})}{\frac{1}{2}\rho V_L^2}\right] \frac{V_L}{\sigma^{1,2}\eta_p} \tag{2.12}$$

Siendo:

$P_S = 0$

$V_L = 15\,[m/s]$

$\rho = 1{,}225\,[Kg/m^3]$

$C_{D0} = 0{,}0598$

$K = 0{,}0567$

$\sigma = 1$

$\eta_p = 0{,}25$

Donde:

P_S: Exceso de potencia.

V_L: Velocidad en lanzamiento.

ρ: Densidad a nivel del mar según atmósfera standar.

C_{D0}: Coeficiente de resistencia parásita en lanzamiento.

K: Coeficiente de resistencia inducida.

σ: Relación de densidad.

η_p: Eficiencia de hélice.

CRUCERO

$$\frac{SHP_{SL}}{W_{TO}} = \left[\frac{P_S}{V_L} + \frac{\frac{1}{2}\rho V_L^2 C_{D_0}}{(\frac{W_{TO}}{S})} + \frac{K(\frac{W_{TO}}{S})}{\frac{1}{2}\rho V_L^2}\right] \frac{V_L}{\sigma^{1,2}\eta_p} \tag{2.13}$$

Siendo:

$P_S = 0$

$V_L = 20\,[m/s]$

$\rho = 1{,}225\,[Kg/m^3]$

$C_{D0} = 0{,}0587$

$K = 0{,}0567$

$\sigma = 1$

$\eta_p = 0{,}25$

Donde:

P_S: Exceso de potencia.

V_L: Velocidad en crucero.

ρ: Densidad a nivel del mar según atmósfera standar.

C_{D0}: Coeficiente de resistencia parásita en crucero.

K: Coeficiente de resistencia inducida.

σ: Relación de densidad.

η_p: Eficiencia de hélice.

Finalmente se obtiene la zona de diseño y el punto de diseño seleccionado, como puede apreciarse en la siguiente figura.

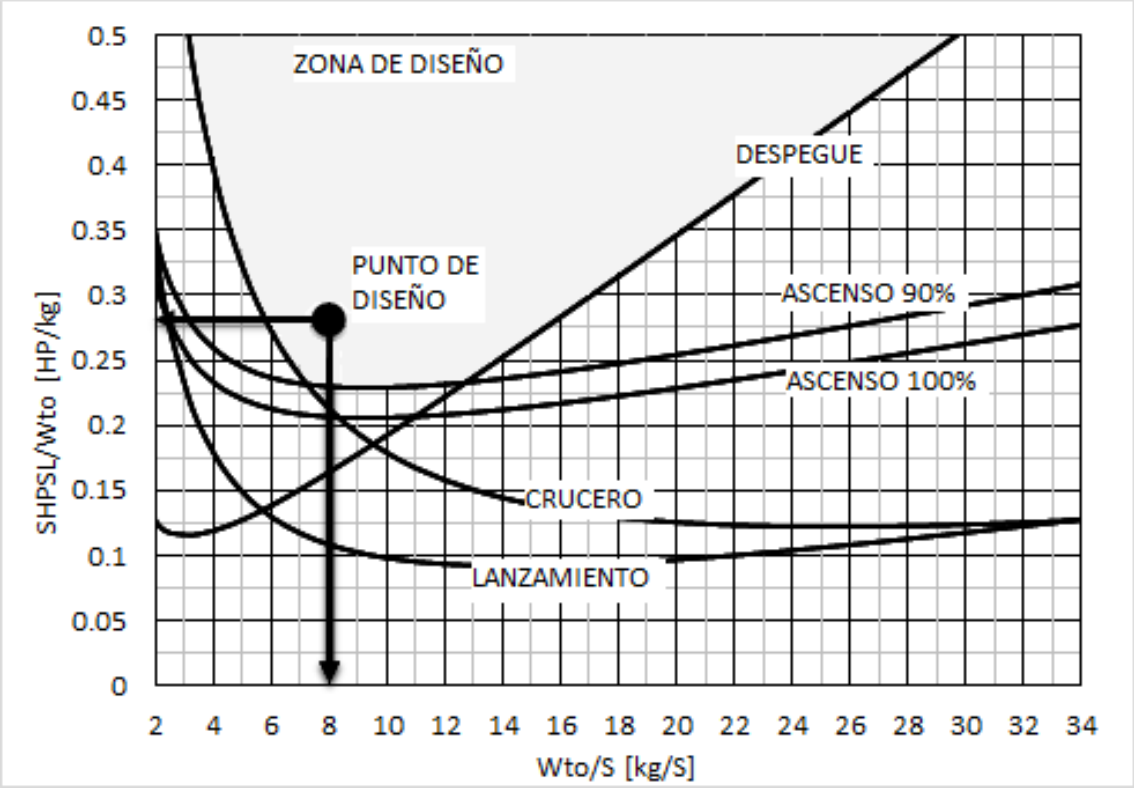


Figura 2.3: Curvas de diseño.

El punto de diseño seleccionado es:

$$\frac{SHP_{SL}}{W_{TO}} = 0{,}28\,[HP/Kg]$$

$$\frac{W_{TO}}{S} = 8\,[Kg/m^2]$$

Utilizando el peso estimado en la Sección (2.3.2), se obtiene la potencia del motor requerida y la superficie alar de diseño.

$$SHP_{SL} = 5{,}6\,[HP]$$

$$S = 2{,}5\,[m^2]$$

Se debe verificar que la superficie obtenida, cumpla el requerimiento de velocidad de pérdida sin carga paga ($V_{stall} \leq 10[m/s]$).

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{Wnz}{0{,}5\rho S C_L}} \tag{2.14}$$

Siendo:

$W = 147{,}2\,[N]$

$nz = 1$

$\rho = 1{,}225\,[Kg/m^3]$

$S = 2{,}5\,[m^2]$

$C_L = 1$

$$V_{stall} = 9{,}8\,[m/s]$$

Se observa que la superficie obtenida cumple con el requerimiento. Además, se debe aclarar que para la selección del punto de diseño, se tuvo en cuenta las potencias de motores que se comercializan en el mercado.

Referencias

[1] D'Errico, M. (2015). *Notas de Aerodinámica I*. Córdoba: Instituto Universitário Aeronáutico.

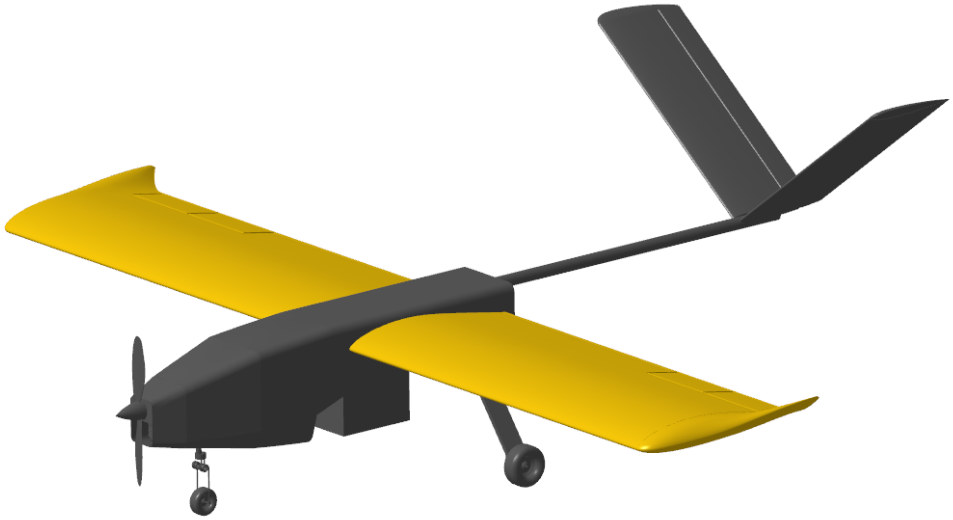
[2] Robert W. Fox, Philip J. Pritchard, Alan T. McDonald (2012). *Introducción a la Mecánica de los Fluidos*. 6ta edición.

[3] Scarpin, G. (2008). *Mecánica del Vuelo I*. Córdoba: Instituto Universitário Aeronáutico.

[4] http://www.uvsr.org

Capítulo 3

Ala: Diseño Preliminar



En este capítulo se desarrollará el diseño preliminar del ala y superficies de control. Primero se define la geometría externa del ala, y luego se realiza el diseño de las superficies de control en rolido. Finalmente se presentan las características aerodinámicos del ala completa.

3.1. Introducción

El ala es el principal responsable de proveer la fuerza de sustentación necesaria para que la aeronave pueda cumplir con los requerimientos de diseño. Para ello, se debe analizar aspectos asociados a las características geométricas (tipo de perfil, alargamiento, ahusamiento, entre otros), como así también estudiar las características aerodinámicas del ala.

Los alerones son superficies móviles diseñadas para el control en rolido de la aeronave. El tipo y dimensionamiento de los mismos, como así también garantizar su efectividad en diferentes condiciones, se hace sumamente importante para el cumplimiento de los requerimientos.

3.2. Características Geométricas

3.2.1. Perfil alar

3.2.1.1. Selección de perfil

Para la selección del perfil se compararon perfiles de distintas características y se eligió aquel que cumpliera satisfactoriamente los aspectos tenidos en cuenta. Para ello se consideró la resistencia aerodinámica, características de pérdida, coeficiente de sustentación máximo, espesores relativos y facilidad constructiva (combadura) entre otros.

A continuación se presenta una tabla comparativa de los perfiles considerados. Los valores fueron obtenidos de Referencia [2] y Referencia [4].

PERFILES	$C_{l\alpha}[1/rad]$	$\alpha_{l_0}[^\circ]$	$C_{l_{max}}$	$C_{d_{0min}}$	t/c
NACA 2412	$5{,}84$	$-2{,}2$	$1{,}08$	$0{,}0159$	$0{,}12$
NACA 23012	$6{,}24$	$-1{,}6$	$1{,}15$	$0{,}0179$	$0{,}12$
EPPLER E197	$6{,}36$	-2	$1{,}17$	$0{,}0130$	$0{,}135$

Tabla 3.1: Características aerodinámicas de perfiles $(Re\ 2{,}5E5)$.

El perfil seleccionado es el **Eppler E197** debido a las siguientes características:

- Presenta una pérdida muy suave, ya que ésta se inicia en el borde de fuga y aumenta progresivamente. Este aspecto es muy importante, ya que se desea evitar una pérdida abrupta.
- El espesor relativo t/c se encuentra en un rango de $C_{l_{max}}$ óptimo $(0{,}12 - 0{,}14)$, según Referencia [1]. Al tener un espesor mayor que los otros perfiles, se produce un aumento de rigidez en flexión, lo que conlleva a una estructura más liviana.
- Posee un $C_{l_{max}}$ alto respecto a los otros perfiles. Si bien los valores son próximos, éste valor guarda relación con la velocidad de pérdida.
- Relativa facilidad constructiva ya que no posee gran combadura.

3.2.1.2. Características Aerodinámicas Eppler E197

Debido a que la aeronave opera a bajas velocidades, es decir a números de Reynolds menores a $1E6$, las características aerodinámicas varían considerablemente. En la Figura (3.1) se presentan los datos experimentales de túnel.

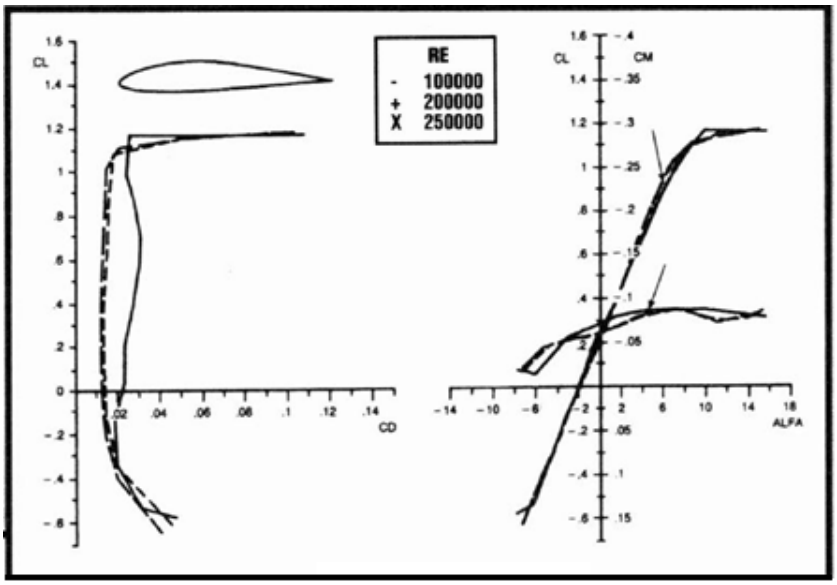


Figura 3.1: Polar del Resistencia y curvas de Cl vs α y Cmo vs α. Referencia [2].

Debido a las bajas velocidades de operación, las características aerodinámicas del perfil varían fuertemente con el número de Reynolds. Por consiguiente, se analizó el perfil en el rango de números de Re correspondiente a las condiciones de operación de la aeronave. Se utilizó como herramienta el software XFLR5, Referencia [5]. A continuación se presentan las curvas obtenidas :

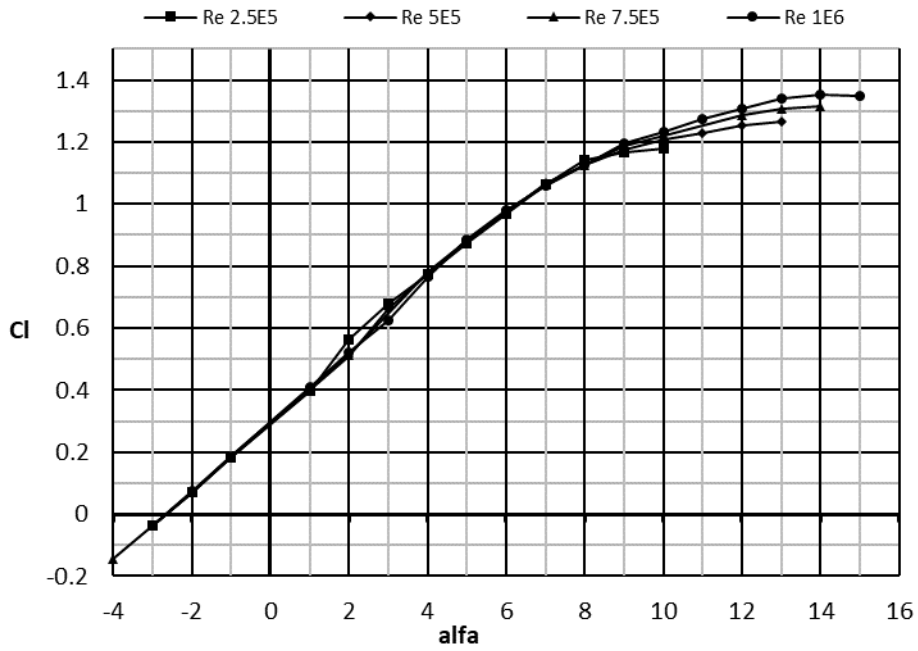


Figura 3.2: Curva Cl vs α y Cmo vs α.

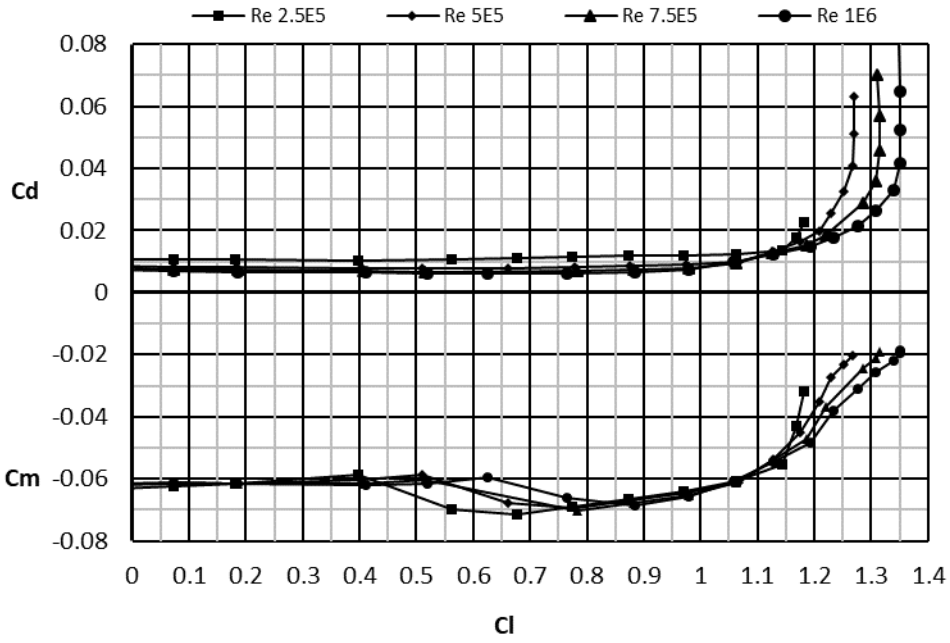


Figura 3.3: Polar de resistencia y momento.

3.2.2. Alargamiento

El alargamiento es una característica muy importante, ya que cuando éste aumenta, los efectos debido a los vórtices de puntera son más leves, disminuyendo la resistencia inducida. Además, la pendiente de sustentación aumenta con el alargamiento lo que permite volar a menos ángulos de ataque. Sin embargo, el aumento de alargamiento incrementa los momentos flectores lo que lleva a una estructura más resistente, que se puede traducir en mayor peso.

El alargamiento obtenido fue resultado de la selección de la superficie y de una cuerda alar que permitiese aumentar el número de Re local.

$$A = \frac{b}{c} = \frac{S}{c^2} \tag{3.1}$$

$$A = \frac{2{,}5[m^2]}{(0{,}7[m])^2} = 5{,}1$$

3.2.3. Ahusamiento

El ahusamiento permite disminuir el peso del ala, ya que la distribución de sustentación se corre hacia la raíz de la misma disminuyendo los momentos flectores. Sin embargo, la pérdida en alas ahusadas tiende a iniciarse en las punteras debido a que los valores de Cl locales se incrementan hacia ella. Éste es un efecto no deseado ya que disminuye la eficiencia de los alerones. Sumado a esto, la complejidad constructiva aumenta considerablemente, lo que es un factor vital en este proyecto.

Debido a la gran importancia que se le da a la fabricación, se opta por un ala sin ahusamiento, es decir:

$$\lambda = \frac{cp}{cr} = 1 \tag{3.2}$$

3.2.4. Flecha

Debido a que la flecha trae beneficios relacionados a efectos de compresibilidad, no aporta grandes ventajas para el tipo de aeronave. Además, constructivamente aumenta la complejidad por lo tanto se decide ángulo de flecha nulo.

3.2.5. Alabeo

El alabeo permite que la pérdida no se inicie en la puntera ya que afectaría la eficiencia de los alerones, y por ende se podría perder el control en rolido.

En la Figura (3.4) se presenta la distribución de $C_{l_{local}}$ obtenida por REDM, Referencia [6], en la cual se observa que la pérdida se inicia aproximadamente al $25\,\%$ de la semienvergadura, por lo cual no se justifica el alabeo en el ala.

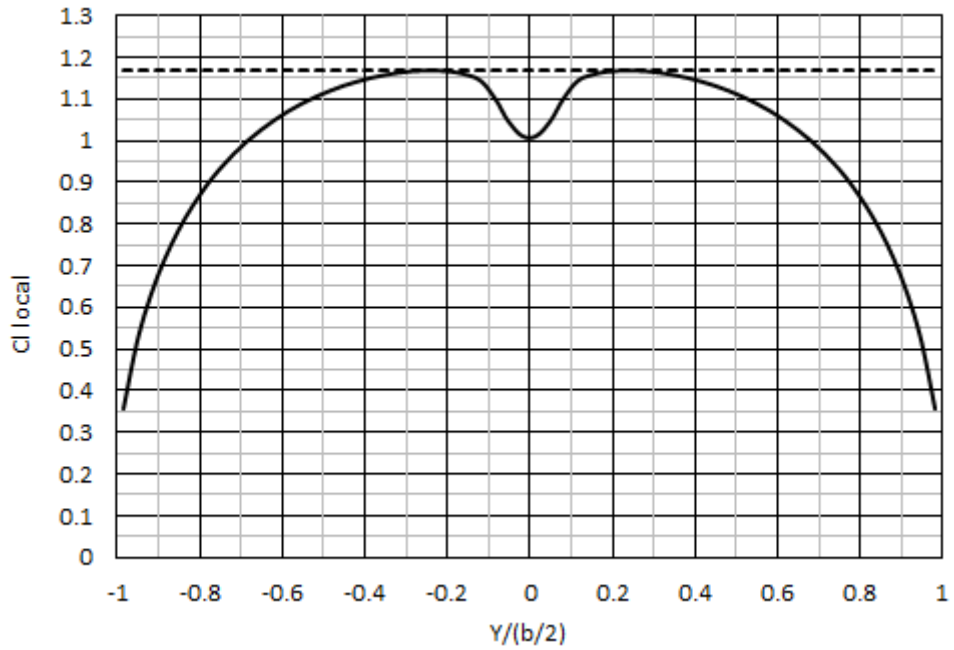


Figura 3.4: Distribución de $C_{l_{local}}$.

3.2.6. Calaje

El calaje se realiza con el fin de disminuir la resistencia aerodinámica en alguna condición operacional, generalmente en crucero. Para esto se calcula el ángulo de ataque necesario en esa condición, y se le da el calaje al ala tal que el fuselaje se encuentre al ángulo de mínima resistencia.

Despreciando el aporte de otros componentes, el ángulo de calaje puede estimarse de la siguiente manera:

$V_{crucero} = 21{,}8\,[m/s]$

$\rho = 1{,}225\,[Kg/m^3]$

$W = 196{,}2\,[N]$

$S = 2{,}5\,[m^2]$

$n_z = 1$

De la ecuación de sustentación se tiene:

$$C_L = \frac{n_z W}{0{,}5\rho V^2 S} = 0{,}270 \tag{3.3}$$

La variación de C_L con α es:

$$C_L = 0{,}0692\alpha + 0{,}1785 \tag{3.4}$$

Despejando α de la ecuación anterior:

$$\alpha = \frac{C_L - 0{,}1785}{0{,}0692} = 1{,}3 \tag{3.5}$$

El ángulo de ataque aerodinámico α, esta compuesto por:

$$\alpha = \alpha_G + i - \alpha_{l_0} \tag{3.6}$$

Donde:

α: ángulo de ataque aerodinámico

α_G: ángulo de ataque del eje de referencia del avión

α_{l_0}: ángulo de sustentación nula

i: ángulo de calaje

Despejando i de la ecuación anterior se tiene:

$$i = \alpha - \alpha_G + \alpha_{l_0} \tag{3.7}$$

Por lo tanto el ángulo de calaje estimado es:

$$i = 1{,}3^\circ - 0^\circ - 2{,}7^\circ = -1{,}4^\circ \tag{3.8}$$

3.3. Dimensionamiento de alerones

El diseño de los alerones se basa en un análisis de dinámica estacionaria en rolido para máximas deflexiones. Para ello se tiene en cuenta valores de velocidades de rolido adimensionales que se encuentran en un rango típico de $0{,}06$ a $0{,}09$. Debido a que se desea que la aeronave tenga una respuesta rápida, se dimensionará a partir de una velocidad de $0{,}09$.

Se analizaron tamaños típicos de alerón tipo “plain flap” utilizados en aeronaves similares. Mediante datos estadísticos se observa que las relaciones de cuerda de alerón y cuerda alar varían entre $0{,}15 - 0{,}25$ y las deflexiones máximas rondan entre 15 y 25 grados.

Se fijará una relación de cuerda de $0{,}2$, y una deflexión máxima de 20 grados. La envergadura del alerón se buscará tal que cumpla con la velocidad de rolido adimensional elegida.

Al deflectar el alerón se modifica la curva de C_L vs α de la sección, ésta se mueve como puede apreciarse en la siguiente figura.

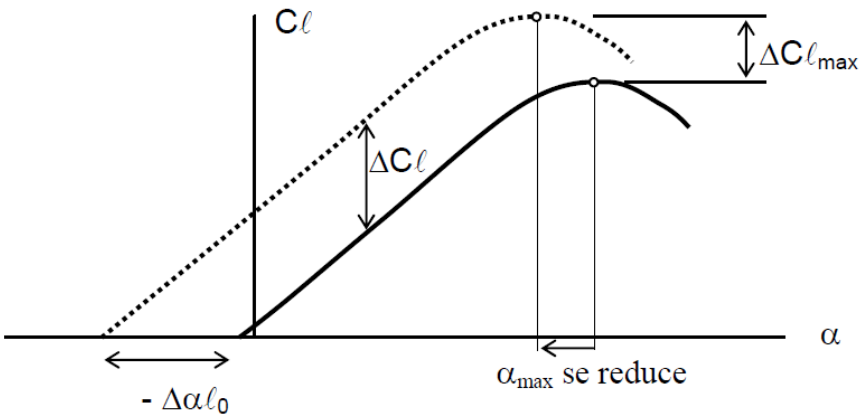


Figura 3.5: Efecto aerodinámico de deflexión de alerón

El $\Delta\alpha_{lo}$ producido puede aproximarse de la siguiente forma:

$$\Delta\alpha_{lo} = \eta_\delta \frac{\partial\alpha_{l_0}}{\partial\eta}_{ideal} \eta \tag{3.9}$$

$$\frac{\partial\alpha_{l_0}}{\partial\eta}_{ideal} = \frac{1}{\pi}(\pi - \theta_h + \sin\theta_h) \tag{3.10}$$

$$\theta_h = \cos^{-1}(2\frac{c_f}{c} - 1) \tag{3.11}$$

Donde:

η_δ: Factor de corrección.

η: Ángulo de deflexion de alerón.

$\frac{\partial\alpha_{l_0}}{\partial\eta}_{ideal}$: Variación ideal por cambio de combadura.

θ_h: Parametrización del porcentaje de cuerda del alerón.

$\frac{c_f}{c}$: Relación cuerda alerón cuerda alar.

Ingresando la relación de cuerda del alerón en la ecuación (3.11), se obtiene la parametrización. Utilizando el valor de θ_h en la ecuación (3.10), se obtiene la variación ideal por cambio de combadura $\frac{\partial\alpha_{l_0}}{\partial\eta}_{ideal}$. El factor de corrección se obtiene de la siguiente figura, para alerones tipo *plain gap closed* y una relación de cuerda de $0{,}2$.

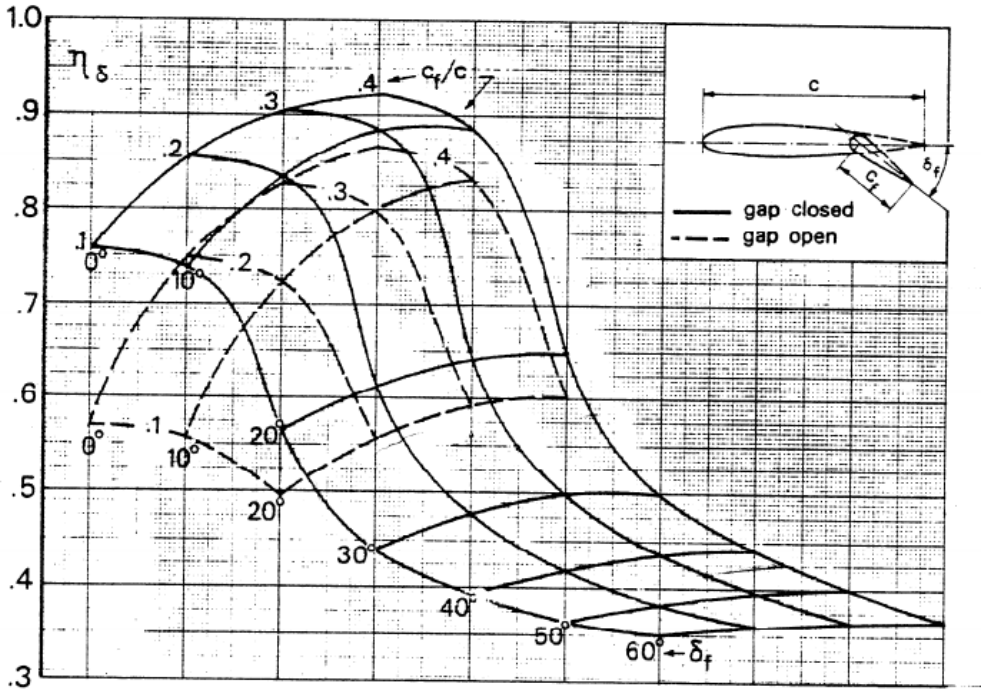


Figura 3.6: Factor de corrección vs deflexión alerón. Referencia [1].

Finalmente, ingresando el valor de $\frac{\partial \alpha_{l_0}}{\partial \eta}_{ideal}$ y el factor de corrección en la ecuación (3.9), se obtiene $\Delta\alpha_{lo}$ para cada ángulo de deflexión η.

En la siguiente tabla se presentan los resultados.

$\frac{c_f}{c}$	$\theta_h[rad]$	$\frac{\partial \alpha_{l_0}}{\partial \eta}_{ideal}$	$\eta[^\circ]$	η_δ	$\Delta\alpha_{lo}[^\circ]$
0,2	2,2148	-0,5496	0	0,855	0
			5	0,850	2,3358
			10	0,830	4,5617
			15	0,725	5,6769
			20	0,615	6,7601

Tabla 3.2: $\Delta\alpha_{l_0}$ para distintos ángulos de deflexión.

Mediante el programa LSE4, Referencia [7], se obtienen los valores del coeficiente de momento de rolido (C_{mx}) producidos para cada deflexión de alerón y el producido por el amortiguamiento de rolido. Con estos resultados se grafica C_{mx} vs deflexión de alerón (Figura (3.7)), verificándose que la dimensión de alerones, para una deflexión máxima $(20°)$, pueda igualar la velocidad de rolido adimensional deseada $(0{,}09)$.

El cálculo se realizó para dos proporciones de envergadura de alerón respecto a la envergadura del ala.

$ba/b = 0{,}35$ ($64{,}5\,\% - 99{,}5\,\%$ de envergadura)

$ba/b = 0{,}4$ ($59{,}5\,\% - 99{,}5\,\%$ de envergadura)

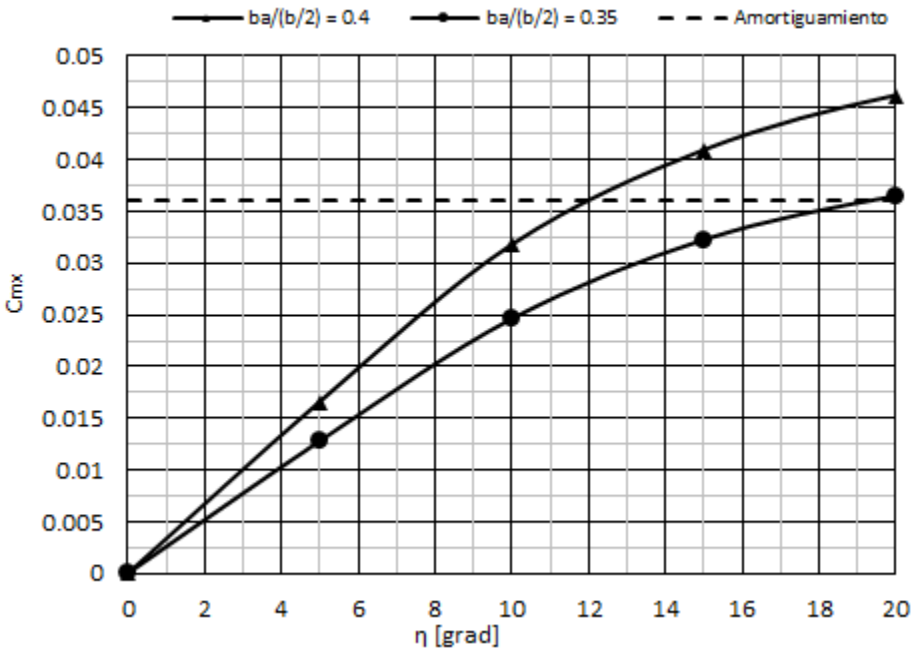


Figura 3.7: Coeficiente de momento de rolido producido por deflexión de alerones y amortiguamiento de rolido.

Se puede observar que para ambas relaciones de envergadura se cumple satisfactoriamente la condición de velocidad de rolido adimensional de $0{,}09$. Por lo tanto se optará por la menor, es decir una relación de envergadura de $0{,}35$.

3.4. Características aerodinámicas del Ala

3.4.1. Coeficiente de sustentación

3.4.1.1. Variación del coeficiente de sustentación con el ángulo de ataque

A continuación se presenta la variación del coeficiente de sustentación del ala con el ángulo de ataque. Esta curva fue obtenida mediante el software REDM, Referencia [6].

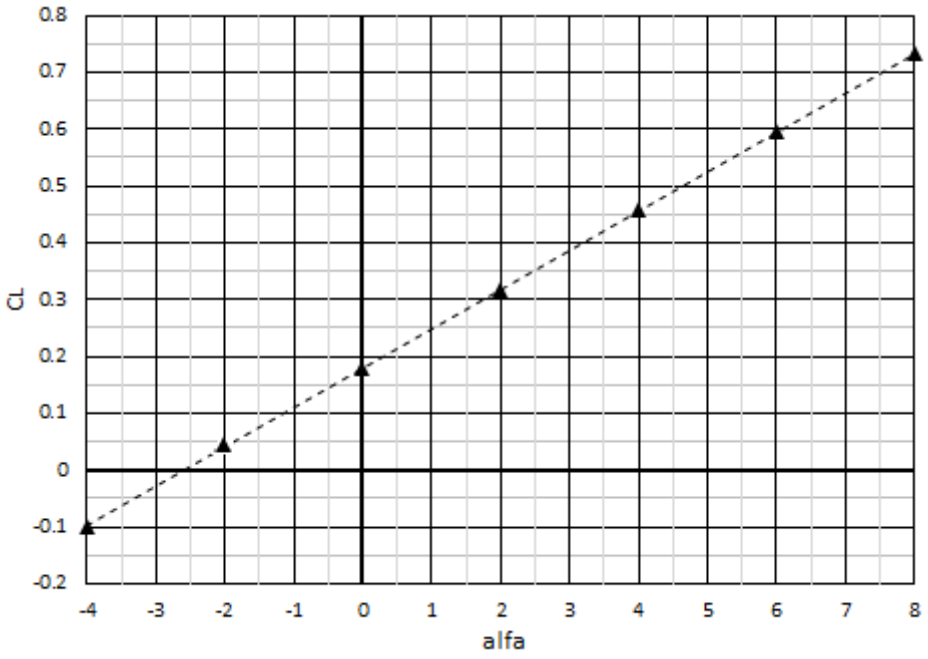


Figura 3.8: Coeficiente de sustentación vs ángulo de ataque.

$$C_L = 0{,}0692\alpha[^\circ] + 0{,}1785 \tag{3.12}$$

$$C_L = 3{,}9649\alpha[rad] + 0{,}1785 \tag{3.13}$$

3.4.1.2. Coeficiente de sustentación máximo

Como ya se explicó anteriormente, las características aerodinámicas del perfil varían con el número de Reynolds. A continuación se presenta una tabla con los valores $C_{l_{max}}$ del perfil a distintos Re.

Re	$C_{l_{max}}$
$2{,}5E5$	$1{,}181$
$5{,}0E5$	$1{,}270$
$7{,}5E5$	$1{,}315$
$1{,}0E6$	$1{,}351$

Tabla 3.3: Variación del $C_{l_{max}}$ del perfil con Re.

Para estimar el coeficiente de sustentación máximo del ala se utiliza el método recomendado según Referencia [3]. Este método define un valor de coeficiente de sustentación de pérdida del ala como el menor valor de C_L a partir del cual alguna sección alcanza su valor de $C_{l_{max}}$ 2D local.

Para ello se debe obtener la distribución básica y adicional de C_l local, la cual para un ala con ahusamiento nulo, viene dada por la siguiente ecuación.

$$C_{l_{bas(y)}} + C_{l_{adic(y)}} C_L = C_{l(y)} \tag{3.14}$$

Donde:

$C_{l_{bas(y)}}$: Coeficiente de sustentación local de distribución básica en sección (y).

$C_{l_{adic(y)}}$: Coeficiente de sustentación local de distribución adicional en sección (y).

C_L : Coeficiente de sustentación global del ala.

$C_{l(y)}$: Coeficiente de sustentación local en sección (y).

El método consiste en calcular la distribución del coeficiente sustentación local a dos ángulos de ataques diferentes. Ésto permite obtener la distribución adicional y básica de C_l local a lo largo de la envergadura mediante la ecuación (3.15) y ecuación (3.16) respectivamente. La distribución se genera utilizando el software REDM, Referencia [6].

$$C_{l_{adic(y)}} = \frac{C_{l2(y)} - C_{l1(y)}}{C_{L2} - C_{L1}} \tag{3.15}$$

$$C_{l_{bas(y)}} = C_{l1} - C_{L1} C_{l_{adic}} \tag{3.16}$$

Donde:

$C_{l1(y)}$: Coeficiente de sustentación local a ángulo de ataque 1.

$C_{l2(y)}$: Coeficiente de sustentación local a ángulo de ataque 2.

C_{L1} : Coeficiente de sustentación global a ángulo de ataque 1.

C_{L2} : Coeficiente de sustentación global a ángulo de ataque 2.

Si se reemplaza el valor de C_l local de cada sección por el $C_{l_{max}}$ del perfil en la ecuación (3.14), se obtiene la siguiente ecuación:

$$C_{l_{bas(y)}} + C_{l_{adic(y)}} \widehat{C_{L(y)}} = C_{l_{max}} \tag{3.17}$$

Donde:

$\widehat{C_{L(y)}}$: Coeficiente de sustentación global para sección (y) a $C_{l_{max}}$.

Despejando el $\widehat{C_{L(y)}}$ se tiene:

$$\widehat{C_{L(y)}} = \frac{C_{l_{max}} - C_{l_{bas(y)}}}{C_{l_{adic(y)}}} \tag{3.18}$$

Mediante la ecuación anterior se llega a un valor de coeficiente de sustentación global del ala tal que la sección alcanza su valor de $C_{l_{max}}$. De esta forma se obtiene un valor de $\widehat{C_{L(y)}}$ diferente para cada sección. El menor de ellos, dará el valor del coeficiente de sustentación máximo del ala, evidenciando que al menos una sección ha alcanzado la pérdida.

Finalmente se repite el procedimiento para cada $C_{l_{max}}$ del perfil a su respectivo número de Reynolds, obteniéndose así el valor del coeficiente de sustentación máximo del ala para cada Re.

En la siguiente tabla se presentan los resultados.

Re	$C_{l_{max}}$	$C_{L_{max}}$
$2{,}5E5$	$1{,}181$	$1{,}006$
$5{,}0E5$	$1{,}270$	$1{,}082$
$7{,}5E5$	$1{,}315$	$1{,}120$
$1{,}0E6$	$1{,}351$	$1{,}150$

Tabla 3.4: Variación del $C_{L_{max}}$ de ala con Re.

3.4.2. Polar de resistencia aerodinámica

3.4.2.1. Estimación de la polar

Para determinar la polar resistencia del ala se utiliza el método de aproximación sugerido en la Referencia [3]. A continuación se detalla el proceso paso a paso. El mismo se repite para diferentes números de Reynolds.

1. Obtención de distribución de sustentación a un C_L dado.

   Se utilizó el software REDM, Referencia [6], para obtener la distribución de sustentación a distintos ángulos de ataque.

2. Para cada C_l local se determina la resistencia de fricción utilizando la polar del perfil para esa sección.

   A continuación se muestra la polar del perfil E197 a diferentes números de Reynolds.

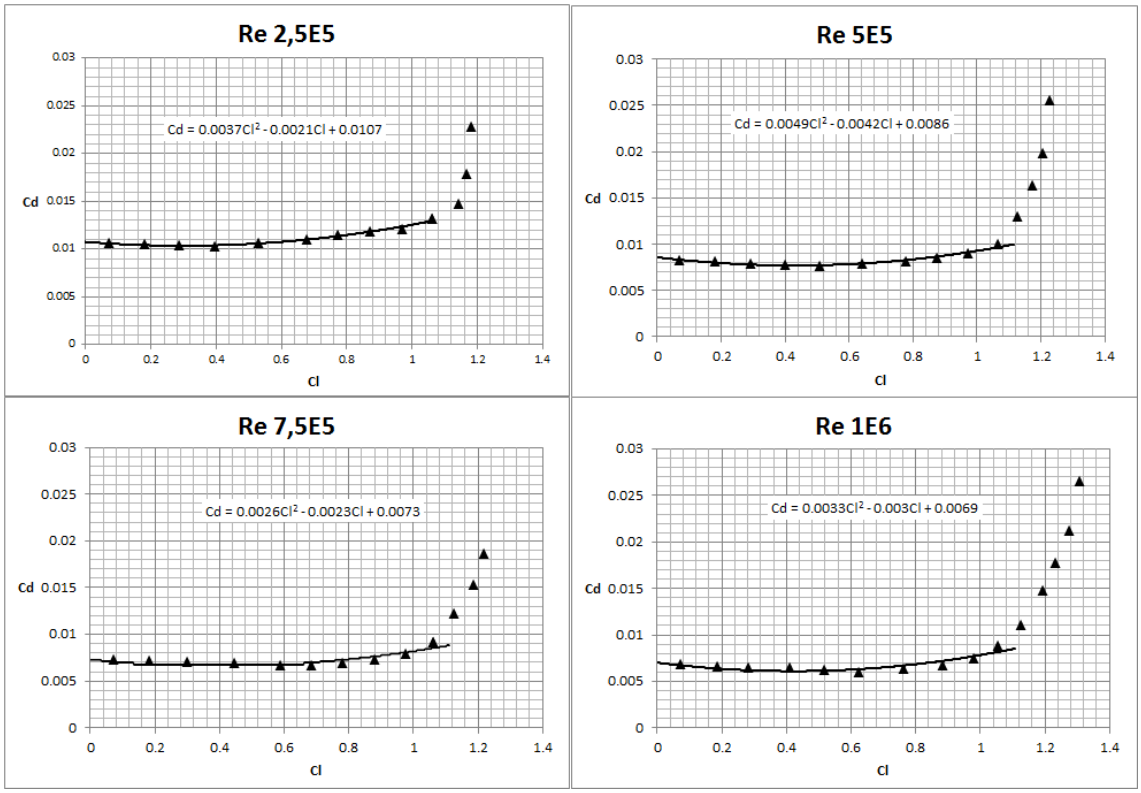


Figura 3.9: Polar perfil E197 a diferentes Re.

Se obtienen las aproximaciones cuadráticas de cada polar en la zona lineal:

$$Re = 2{,}5E5 \rightarrow C_d = 0{,}0037{C_l}^2 - 0{,}0021C_l + 0{,}0107 \tag{3.19}$$

$$Re = 5{,}0E5 \rightarrow C_d = 0{,}0049{C_l}^2 - 0{,}0042C_l + 0{,}0086 \tag{3.20}$$

$$Re = 7{,}5E5 \rightarrow C_d = 0{,}0026{C_l}^2 - 0{,}0023C_l + 0{,}0073 \tag{3.21}$$

$$Re = 1{,}0E6 \rightarrow C_d = 0{,}0033{C_l}^2 - 0{,}0030C_l + 0{,}0069 \tag{3.22}$$

3. Se estima el coeficiente de resistencia de fricción de la siguiente forma:

$$C_{D_f} = \frac{\sum C_{d_j} S_j}{S} \tag{3.23}$$

Donde:

C_{D_f}: Coeficiente de resistencia de fricción del ala para un C_L dado.

C_{d_j}: Polar del perfil valuada para cada C_l local.

S_j: Superficie de cada panel[1].

S: Superficie alar.

4. Se repiten los pasos de 1-3 para distintos valores de C_L, y mediante una regresión cuadrática se obtienen las expresiones de resistencia de fricción.

$$Re = 2{,}5E5 \rightarrow C_{D_f} = 0{,}0039{C_L}^2 - 0{,}0021C_L + 0{,}0107 \tag{3.24}$$

$$Re = 5{,}0E5 \rightarrow C_{D_f} = 0{,}0052{C_L}^2 - 0{,}0042C_L + 0{,}0086 \tag{3.25}$$

$$Re = 7{,}5E5 \rightarrow C_{D_f} = 0{,}0028{C_L}^2 - 0{,}0023C_L + 0{,}0073 \tag{3.26}$$

$$Re = 1{,}0E6 \rightarrow C_{D_f} = 0{,}0035{C_L}^2 - 0{,}003C_L + 0{,}0069 \tag{3.27}$$

5. Se obtiene la resistencia inducida C_{D_i} para cada C_L. Ésta se obtuvo utilizando el software REDM, Referencia [6].

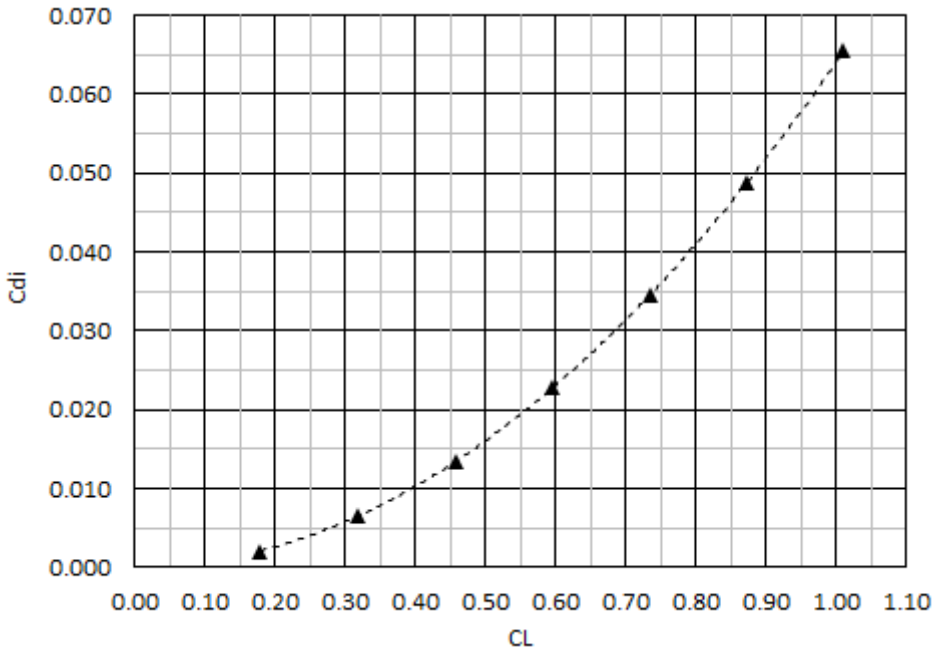


Figura 3.10: Polar de resistencia inducida.

[1]La superficie de cada panel viene dada por la cantidad de paneles que se cargan en el archivo de datos del programa. En este caso, la cantidad de paneles a lo largo de la envergadura es de 60.

Mediante una regresión cuadrática se obtiene la expresión de C_{D_i} como función de C_L.

$$C_{D_i} = 0{,}0641{C_L}^2 - 0{,}0001C_L + 0{,}0000 \tag{3.28}$$

6. Finalmente la polar resultante adopta la siguiente forma:

$$C_D = C_{D_f} + C_{D_i} \tag{3.29}$$

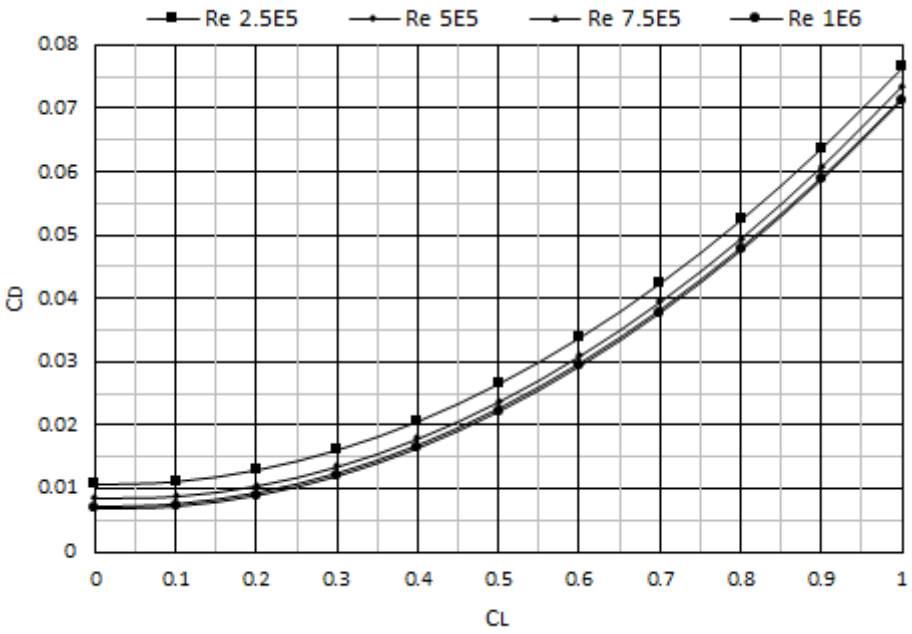


Figura 3.11: Polar de resistencia aerodinámica del ala.

$$Re = 2{,}5E5 \rightarrow C_D = 0{,}068{C_L}^2 - 0{,}0022C_L + 0{,}0107 \tag{3.30}$$

$$Re = 5{,}0E5 \rightarrow C_D = 0{,}0693{C_L}^2 - 0{,}0043C_L + 0{,}0086 \tag{3.31}$$

$$Re = 7{,}5E5 \rightarrow C_D = 0{,}0669{C_L}^2 - 0{,}0024C_L + 0{,}0073 \tag{3.32}$$

$$Re = 1{,}0E6 \rightarrow C_D = 0{,}0676{C_L}^2 - 0{,}0031C_L + 0{,}0069 \tag{3.33}$$

3.4.3. Coeficiente de momento

La variación del coeficiente de momento del ala respecto al borde de ataque fue obtenida utilizando el programa REDM, Referencia [6].

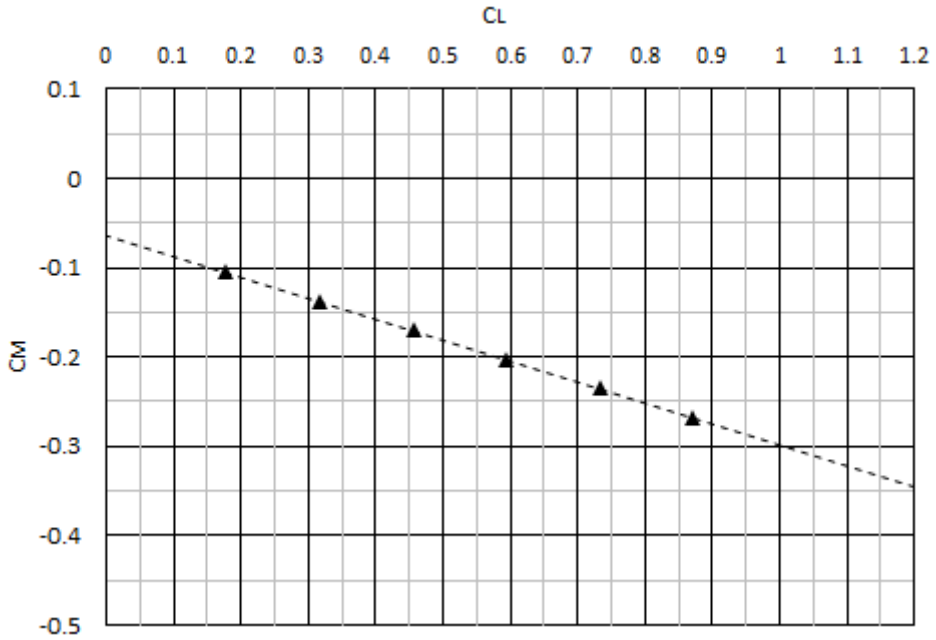


Figura 3.12: Coeficiente de momento vs Coeficiente de sustentación.

$$C_M = -0{,}2345 C_L - 0{,}0640 \tag{3.34}$$

3.5. Dimensiones finales y derivativas del Ala

S	Superficie del ala	$2{,}5\ [m^2]$
b	Envergadura del ala	$3{,}571\ [m]$
c	Cuerda del ala	$0{,}700\ [m]$
Perfil	Eppler E197	
A	Alargamiento	$5{,}1$
λ	Ahusamiento	1
Δ	Flecha	$0\ [°]$
ε	Alabeo geométrico	$0\ [°]$
i	Calaje del ala	$-1{,}4\ [°]$
S_a	Superficie del alerón	$0{,}088\ [m^2]$
b_a	Envergadura del alerón	$0{,}625\ [m]$
c_a	Cuerda del alerón	$0{,}140\ [m]$

Tabla 3.5: Dimensiones y parámetros principales del Ala.

$C_{L\alpha}$	Pendiente de sustentación	$3{,}96491/rad$
C_M	Coeficiente de momento	$C_M = -0{,}2345C_L - 0{,}0640$
Re $2{,}5E5$		
C_D	Polar de resistencia del ala	$C_D = 0{,}068{C_L}^2 - 0{,}0022C_L + 0{,}0107$
C_{Lmax}	Coeficiente de sustentación máximo	$1{,}006$
Re $5{,}0E5$		
C_D	Polar de resistencia del ala	$C_D = 0{,}0693{C_L}^2 - 0{,}0043C_L + 0{,}0086$
C_{Lmax}	Coeficiente de sustentación máximo	$1{,}082$
Re $7{,}5E5$		
C_D	Polar de resistencia del ala	$C_D = 0{,}0669{C_L}^2 - 0{,}0024C_L + 0{,}0073$
C_{Lmax}	Coeficiente de sustentación máximo	$1{,}120$
Re $1{,}0E6$		
C_D	Polar de resistencia del ala	$C_D = 0{,}0676{C_L}^2 - 0{,}0031C_L + 0{,}0069$
C_{Lmax}	Coeficiente de sustentación máximo	$1{,}150$

Tabla 3.6: Derivativas y coeficientes globales del Ala.

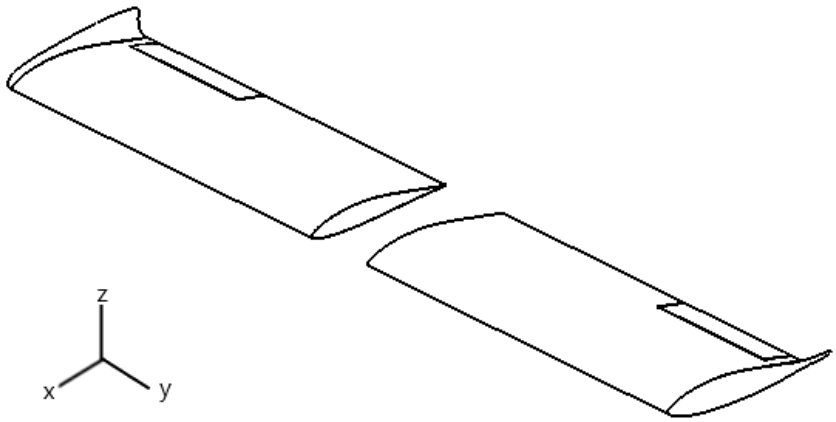


Figura 3.13: Geometría de Ala.

Referencias

[1] D'Errico, M. (2015). *Notas de Aerodinámica I*. Córdoba, Argentina: Instituto Universitário Aeronáutico.

[2] Althaus, D. (1980). *Profilpolaren für den Modellflug*. Stuttgart, Alemania: Instituts für Aerodynamik und Gasdynamik der Universität Stuttgart.

[3] Rizzo, A.(2009). *Guías de diseño preliminar de ala*. Córdoba, Argentina: Instituto Universitário Aeronáutico.

[4] Eastman, N., y Jacobs, A. S. (1936). *Report No. 586: Airfoil Section characteristics affected by variations of the Reynolds number*. U.S.: National Advisory Committee for Aeronautics.

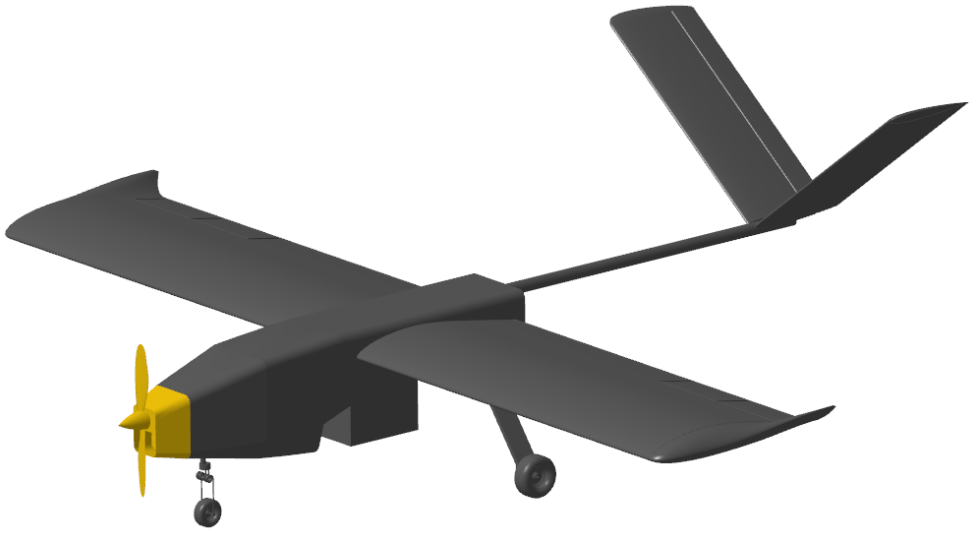
[5] *XFLR5*-http://www.xflr5.com/xflr5.htm

[6] (2015). *REDM*. Córdoba, Argentina: Instituto Universitario Aeronáutico.

[7] (2015). *LSE4*. Córdoba, Argentina: Instituto Universitario Aeronáutico.

Capítulo 4

Propulsión: Diseño Preliminar



En ésta etapa de diseño se lleva a cabo la selección del sistema propulsivo: motor y hélice. Se parte de la curva de diseño obtenida en la sección anterior y se realiza la selección de un motor comercial. Posteriormente se realiza la selección de una hélice que posibilite una buena eficiencia de operación. Finalmente se obtienen las derivativas que afectan a la estabilidad y control de la aeronave.

4.1. Introducción

En este capítulo se busca determinar el modelo de motor y hélice óptima tal que sea capaz de desarrollar la potencia que la aeronave requiere para lograr las performances requeridas y que fueron obtenidas en la curva de diseño de la aeronave, Capítulo (2). Para ello debe reunirse información de diversos fabricantes de motores de potencias similares y obtener sus características para realizar la selección definitiva. El fabricante generalmente recomienda una hélice para instalar en el motor aunque también deben realizarse algún estudio básico para determinar si cumplirá o no los requerimientos. Por ultimo se estudia la ubicación de la planta de poder con respecto a la posición relativa en la aeronave y obtención de la contribución a los coeficientes de estabilidad de la aeronave.

4.2. Configuración, tipo y número de motores

De acuerdo con la curva de diseño, Capítulo (2), es conocida la potencia disponible que el sistema propulsivo debe entregar para cumplir con los requerimientos de diseño. Para llevar a cabo esta etapa de diseño fue seleccionado un motor existente en el mercado.

Existen dos grandes clases de sistemas propulsivos que pueden cumplir de forma confiable los requerimientos: Los sistemas que utilizan motores eléctricos y los de combustión interna. Ambos poseen ventajas diferenciadas y en la siguiente tabla se presentan las características más importantes en su instalación y operación.

Motor eléctrico	**Motor de combustión**
3 [Kg] (Incluye baterías para 30 [min])	2.5 [Kg] (Incluye 700 [cc] de combustible)
Recarga de energía muy lenta	Rápida recarga de combustible
Recarga de energía sencilla	Recarga de combustible más laboriosa
Instalación segura de baterías	Instalación de tanque de comb. lejos de vibraciones
Reemplazo de baterías en periodos moderados	Solo requiere limpieza de tanque
No tiene puesta a punto	Puesta a punto laboriosa

Tabla 4.1: Características de cada clase de motor.

4.3. Selección de motor

Siendo evaluada la configuración que resulta más conveniente, se seleccionó un motor monocilíndrico de combustión interna el cual adicionalmente permite obtener mayor eficiencia de autonomía con pesos razonables. Además permite múltiples vuelos consecutivos debido a que no es necesario recargar baterías y la vida útil del sistema es suficiente para cumplir con una etapa de pruebas prolongadas.

El motor elegido es el RCGF56 y sus características técnicas son:

Tipo	Motor de gasolina de 2 tiempos para aeronaves
Desplazamiento de pistón	56(cc) (3.42 cu in)
Diámetro x Carrera (mm)	1.77 in(45mm) x 1.38 in (35mm)
Carburador	RCGF
Encendido	DC-CDI (Sistema de encendido electrónico, con auto-avance controlado por computadora)
Suministro de energía	4.8-8.4V
Máxima potencia de salida	5.6HP /4.5KW
Combustible y prop	Gasolina, aceite de 2 tiempos, batería de encendido y hélice
Rango de vueltas de motor	1500-7500 rpm
Tipo de combustible	Combustible pre-mezclado, 25-40 (Nafta):1 , Recomendado:30:1 (90 % nafta sin plomo de alto octano)
Aceite de lubricación	Aceite de motor de 2 tiempos
Hélice	22X10 6900rpm (Hélice estándar de 2 palas)
Hélices recomendadas	22x8, 22x10, 23x8 y 23x10
Break-in hélice recomendada	22X8
Bujía de encendido	NGK CM6
Sistema de refrigeración	Refrigeración por aire
El motor RCGF56 incluye	Encendido electrónico CDI, escape, bujías, juntas, tornillos de sujeción, extensión de brazo de acelerador y manual

Tabla 4.2: Características técnicas del motor RCG56. Referencia [1].

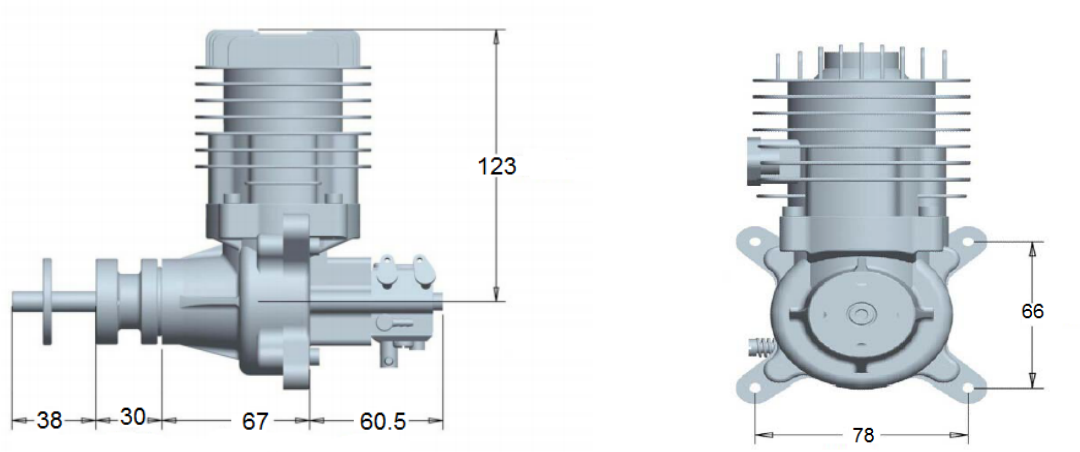


Figura 4.1: Dimensiones generales RCGF56. Unidades en $[mm]$.



Figura 4.2: Motor RCGF56.

4.4. Selección de hélice

La hélice debe seleccionarse de manera tal de proporcionar eficiencias aceptables para que el sistema motopropulsor sea capaz de cumplir con las performances exigidas. La elección de la misma contempla ciertos factores que afectan directamente a las performances de una hélice.

4.4.1. Factores generales

4.4.1.1. Diámetro de hélice

El diámetro de la hélice debe ser seleccionada de tal forma que cumpla con la norma CS-VLA, Referencia [2], que asigna un despeje mínimo de $180\,[mm]$ a tierra de la puntera de la pala.
Por otra parte, de poseer un diámetro muy grande pueden generarse pérdidas de eficiencia para altas velocidades de giro debido a los efectos de compresibilidad de puntera el cual es tenido en cuenta según el número de Mach. Los valores límites de Mach van de 0,85-0,9 según la Referencia [3], “Characteristics, choice and installation of propellers”. El diámetro máximo de la hélice seleccionado para un motor con $7000\,[RPM]$ se estima mediante la siguiente relación.

$$D_{max} = \frac{V_{puntera}}{\omega\left(\frac{\Pi}{60}\right)} \tag{4.1}$$

Siendo:

$V_{puntera} = 309[m/s]$

$\omega = 7000\,[RPM]$, Referencia [5].

$$D_{max} = 0{,}843\,[m]$$

4.4.1.2. Paso geométrico de hélice

El paso geométrico de una hélice es el avance de la hélice cuando da un giro completo de 360 grados, considerándolo que avanza en un medio solido (ideal) y no existe “deslizamiento”. Es muy importante que el paso se calcule apropiadamente ya que de ella depende la eficiencia de operación de la aeronave. Si para determinada potencia del motor y condiciones de vuelo el paso es muy grande la hélice exige más potencia de la que el motor le puede dar. Por el contrario, si el paso es muy pequeño la hélice se vuelve “ligera” y no alcanzaría a absorber la potencia que brinda el motor.

Para el tipo de aeronave que se pretende diseñar y de acuerdo con el nivel de potencia de motor y performances de vuelo, se elije como sistema el de paso fijo. Al ser de paso fijo, el paso de la hélice debe seleccionarse de forma tal que provea la máxima eficiencia en las condiciones de vuelo que mayor tiempo realice.

También se puede clasificar a las hélices mediante su ángulo de paso, que como convención general se toma de referencia el valor del ángulo de la cuerda del perfil en una sección ubicada al 75 % de la longitud de la pala ya que este ángulo varia a lo largo de la su envergadura.

4.4.1.3. Número de palas de hélice

El número de palas serán de solo dos por la dificultad de conseguir en el mercado hélices de mayores palas.

4.4.2. Hélices disponibles

Teniendo en cuenta todos los factores descritos, se adoptó una hélice de 2 palas, 22” de diámetro y 8” de paso. En la Figura (4.4) se muestran las curvas experimentales de la hélice citada.



Figura 4.3: Hélice Zinger 22”x8”.

La relación de avance “J” es un factor que relaciona la velocidad de avance y la velocidad tangencial de la puntera de la pala. Ya que la eficiencia depende de la relación de avance, debe calcularse este factor para las condiciones de crucero, ascenso y lanzamiento.

$$J = \frac{V_{avance}}{D\omega\left(\frac{\pi}{60}\right)} \tag{4.2}$$

Las revoluciones por minuto estimadas en cada condición son:

Crucero: Se supuso un $75\,\%$ de las máximas RPM del motor.

Ascenso: Se supuso un $95\,\%$ de las máximas RPM del motor.

Lanzamiento: Se supuso un $65\,\%$ de las máximas RPM del motor.

	$V_{avance}[m/s]$	$\omega[RPM]$	J	η
Crucero	20,6	5250	0,142	0,32
Lanzamiento	15	4550	0,113	0,27
Ascenso	13,9	6650	0,072	0,19

Tabla 4.3: Valores de J y eficiencia.

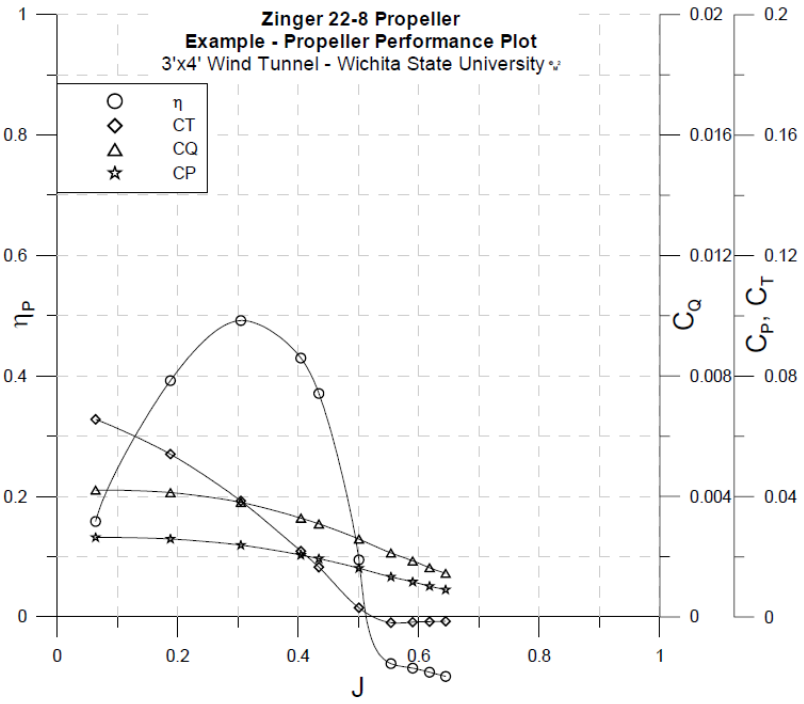


Figura 4.4: Tabla experimental hélice 22x8. Referencia [5].

4.5. Coeficientes de estabilidad y control

En esta sección se procede a calcular los coeficientes de estabilidad y control que serán requeridos en futuras secciones para el diseño del grupo de cola.

4.5.1. Contribución del motor al control y la estabilidad longitudinal

Según la Referencia [4] el coeficiente de momento generado por el motor y por la hélice pueden expresarse mediante las ecuaciones (4.3) y (4.4) respectivamente. Derivando estas ecuaciones se obtienen las contribuciones a la estabilidad longitudinal ecuaciones (4.5) y (4.6).

$$C_{m_m} = T_c \frac{2D^2}{S_w} \frac{h}{\bar{c}} N \tag{4.3}$$

$$C_{m_N} = C_{N_p} \frac{l_p}{S_w} \frac{S_p}{\bar{c}} N \tag{4.4}$$

$$\left(\frac{dC_m}{dC_L}\right)_m = \frac{dT_c}{dC_L} \frac{2D^2}{S_w} \frac{h}{\bar{c}} N \tag{4.5}$$

$$\left(\frac{dC_m}{dC_L}\right)_N = \frac{dC_{N_p}}{dC_L} \frac{l_p}{S_w} \frac{S_p}{\bar{c}} N \tag{4.6}$$

Donde:

C_{m_m}: Coeficiente de momento longitudinal del motor.

C_{m_N}: Coeficiente de momento longitudinal de la hélice.

$\left(\frac{dC_m}{dC_L}\right)_m$: Derivativa del coeficiente de momento longitudinal del motor.

$\left(\frac{dC_m}{dC_L}\right)_N$: Derivativa del coeficiente de momento longitudinal de la hélice.

T_c: Coeficiente de empuje.

C_{N_p}: Coeficiente de fuerza normal de la hélice.

$\frac{dT_c}{dC_L}$: Derivativa del coeficiente de empuje.

$\frac{dC_{N_p}}{dC_L}$: Derivativa del coeficiente de fuerza normal de la hélice.

D: Diámetro de la pala $[m]$.

S_w: Superficie alar$[m^2]$.

h: Distancia entre linea de acción de empuje y el CG de la aeronave$[m]$.

c: Cuerda media aerodinámica$[m]$.

N: Número de motores.

l_p: Brazo de acción longitudinal entre la fuerza normal de la hélice y el CG de la aeronave$[m]$.

S_p: Superficie cubierta por la pala$[m^2]$.

Según la Referencia [4], basado en gráficos experimentales puede tomarse un valor de $\frac{dT_c}{dC_L} = 0{,}5$ para aeronaves monomotor de performances bajas. El coeficiente de empuje T_c es definido entonces como:

$$T_c = \frac{dT_c}{dC_L} C_L \tag{4.7}$$

El coeficiente de fuerza normal de la hélice puede expresarse según la ecuación (4.8). A su vez el coeficiente de fuerza normal en configuración de tracción no nula puede describirse mediante la ecuación (4.9).

$$\frac{dC_N}{dC_L} = \frac{\left(\frac{dC_N}{d\alpha}\right)_p \left(1 + \frac{d\epsilon}{d\alpha}\right)}{a_w} \tag{4.8}$$

$$\left(\frac{dC_N}{d\alpha}\right)_{pT} = 1{,}5 \left(\frac{dC_N}{d\alpha}\right)_{pT=0} \tag{4.9}$$

El coeficiente $\left(\frac{dC_N}{d\alpha}\right)_{pT=0}$ puede obtenerse de la siguiente tabla extraída de Referencia [4].

$\left(\frac{dC_N}{d\alpha}\right)_{pT=0}$	
$0{,}00165$	Hélice de dos palas
$0{,}00235$	Hélice de tres palas
$0{,}00296$	Hélice de cuatro palas
$0{,}00510$	Hélice de seis palas

Tabla 4.4: Valores del coeficiente de fuerza normal según numero de palas.

Adicionalmente, por efecto del flujo de la hélice aparece un coeficiente de *downwash* que depende exclusivamente de la hélice y debe sumarse al producido por el resto del avión para estimar la estabilidad. El coeficiente $\frac{d\epsilon_p}{d\alpha}$ puede estimarse mediante la ecuación (4.10). Los valores de A y B deben extraerse de una tabla de valores experimentales, Figura (4.5) extraída de la Referencia [4].

$$\frac{d\epsilon_p}{d\alpha} = A + B \left(\frac{dC_N}{d\alpha}\right)_{pT=0} \tag{4.10}$$

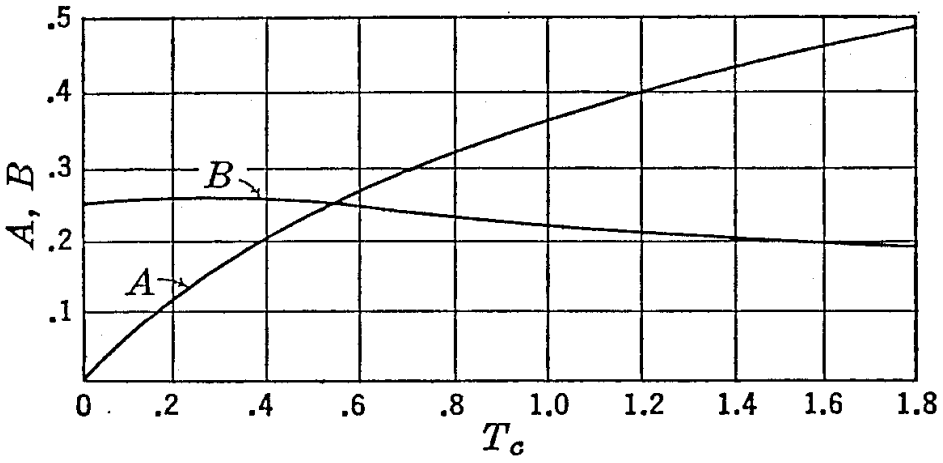


Figura 4.5: Factor de *downwash* de la hélice. Referencia [4].

4.5.2. Contribución del motor al control y la estabilidad direccional

Según la Referencia [4] la derivativa del coeficiente de momento generado por el sistema propulsivo la genera solo la fuerza normal de la hélice y puede expresarse mediante la ecuación (4.11). El coeficiente $\frac{dC_{Y_p}}{d\psi}$ es la derivativa del coeficiente de fuerza normal y que fue listado en la Tabla (4.4).

$$\left(\frac{dC_n}{d\psi}\right)_N = \frac{\pi D^2 l_p \left(\frac{dC_{Y_p}}{d\psi}\right) N}{4 S_w b} \tag{4.11}$$

donde:

Donde:

$\frac{dC_{Y_p}}{d\psi}$: Derivativa del coeficiente de fuerza normal de la hélice.

D: Diámetro de la pala$[m]$.

S_w: Superficie alar$[m^2]$.

b: Envergadura del ala$[m]$.

N: Número de motores.

l_p: Brazo de acción longitudinal entre la fuerza normal de la hélice y el CG de la aeronave$[m]$.

El coeficiente de momento generado por el sistema propulsivo entonces queda definido linealmente como:

$$C_{n_p} = \left(\frac{dC_n}{d\psi}\right)_N \psi \tag{4.12}$$

4.6. Resumen de coeficientes

En esta sección se listan los coeficientes de estabilidad del sistema propulsivo.

$\left(\frac{dC_m}{dC_L}\right)_m$	$0{,}0089$
$\left(\frac{dC_m}{dC_L}\right)_N$	$0{,}0070$
$\left(\frac{dC_n}{d\psi}\right)_N$	$0{,}0010[1/rad]$

Tabla 4.5: Valores de los coeficientes de estabilidad longitudinal y direccional.

Referencias

[1] http://www.zjrcgf.com.(2014).

[2] European Aviation Safety Agency (2009). *Certification Specifications for Very Light Aeroplanes*

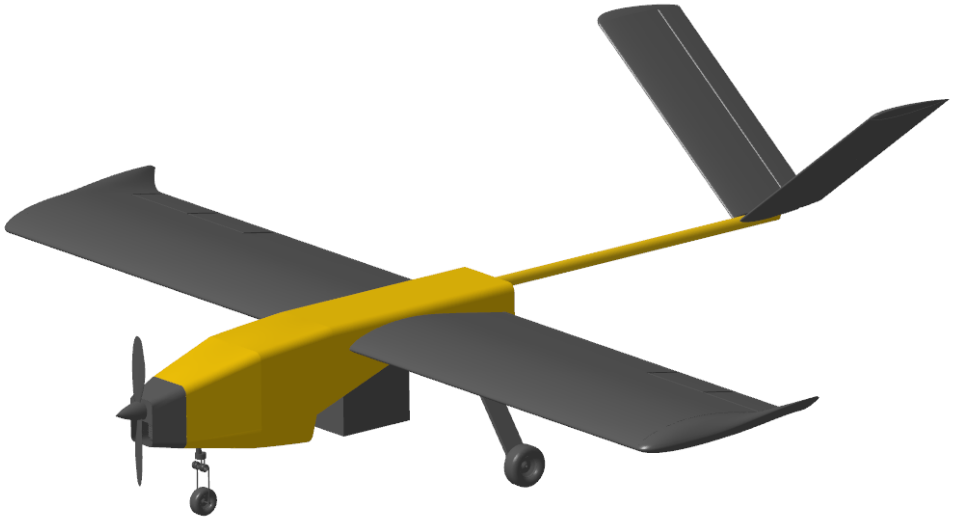
[3] Roskam, J. (1985). *Airplane Design (part VI).* Ottawa, Kansas: Roskam Aviation and Engineering Corporation.

[4] Perkins, C. (1949). *Airplane Performance, Stability and Control*., Wiley.

[5] Monal, P. M. (2005). *Propeller performance meassurement for low reynolds number unmanned aerial vehicle applications*, Wichita: Wichita State University.

Capítulo 5

Fuselaje: Diseño Preliminar



En el siguiente capítulo se desarrollará el diseño preliminar del fuselaje. Se presenta la geometría externa e interna del mismo en función de ciertos requerimientos. Luego se calculará la polar y el coeficiente de momento Cm_{fus}. A continuación se obtendrán las derivativas dCm/dCL, $dCn/d\psi$ y $dcl/d\psi$.

5.1. Introducción

El propósito del fuselaje del avión es unir los componentes principales de la aeronave como son el ala, empenaje, tren de aterrizaje y motor. Entre los requerimientos generales para el diseño del fuselaje están:

1. Tener suficiente resistencia estructural, rigidez y durabilidad con bajo peso.
2. La forma, el tamaño y la condición de la superficie de un fuselaje debe generar la mínima resistencia al avance.
3. Uso racional del espacio interno.
4. Proceso conveniente de cargar y descargar el avión.

Las formas exteriores de los fuselajes son determinadas por sus propósitos, como el rango de número de Mach, arreglo de los motores, y otros factores. La sección transversal puede ser rectangular, circular, ovalada o combinada y cada una tiene sus ventajas y desventajas. El fuselaje circular es el mejor aerodinámicamente, ya que con una misma área de sección transversal se tiene el perímetro mínimo, por lo tanto, menor resistencia al avance por fricción. La masa de los fuselajes con esta forma de sección transversal es también menor mientras que las ventajas de uno con sección transversal rectangular son simplicidad de construcción y capacidad de uso racional del volumen interno.

5.2. Diseño de la Geometría

El diseño preliminar del fuselaje, Figura (5.1), se llevó a cabo mediante la filosofía de diseño en función de la misión. La misma consiste en lanzar un paracaídas no tripulado, por lo tanto se diseñó alrededor de éste. A su vez, se debió tener en cuenta el requerimiento dimensional: "Transportable en vehículo con capacidad de carga: 2300 x 1500 x $450[mm]$, la altura de $450[mm]$ no es un limitante". El fuselaje se pensó como un monocasco de materiales compuestos. El mismo está constituído por dos partes: cáscara y tubo de cola. La decisión de tener un tubo de cola fue tomada para poder extender el fuselaje y disminuir el tamaño de las superficies de control (empenaje) y cumplir, al mismo tiempo, los requerimientos dimensionales. Posee una tapa inferior móvil que permite el acceso a todos los sistemas. La carga útil es ubicada externamente a través de agarres montados en el fuselaje.

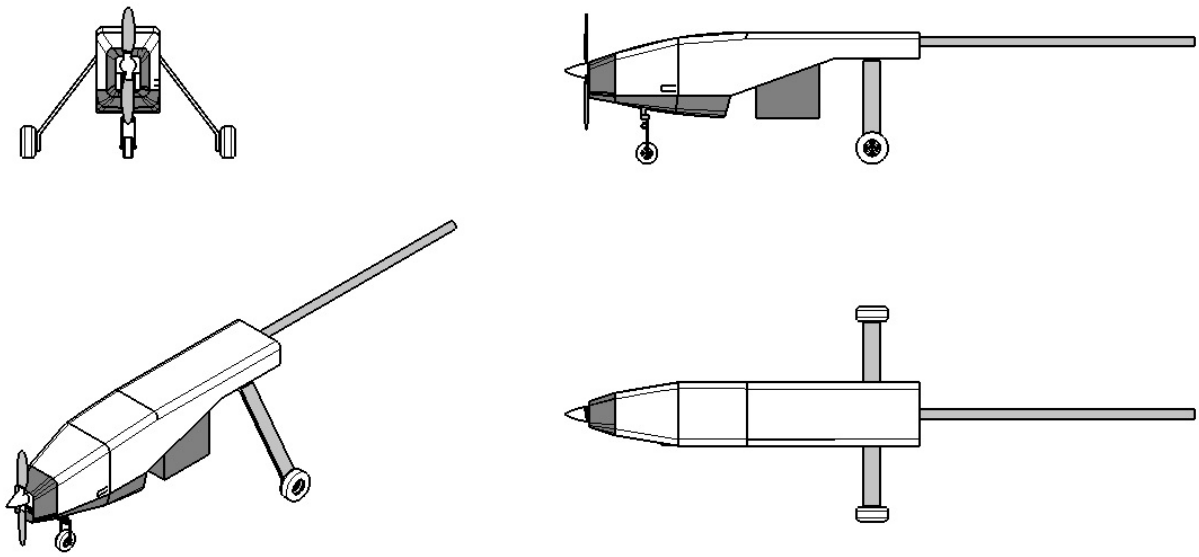


Figura 5.1: Geometría del fuselaje.

El diseño estructural preliminar, Figura (5.2), tuvo como principal premisa proveer el soporte y ubicación a los distintos sistemas. Para ello se divide en cuatro cuadernas en la primer zona y tres en la segunda que sirve de soporte del tubo de cola, aloja las tomas con el ala y las tomas con el tren principal. Consta además con una cáscara a la que van pegadas las cuadernas para formar el monocasco y una tapa de inspección móvil que permite el acceso a los distintos sistemas desde la zona inferior del fuselaje. Los materiales (preferentemente del tipo *composites*) se determinarán en la parte estructural del presente trabajo.

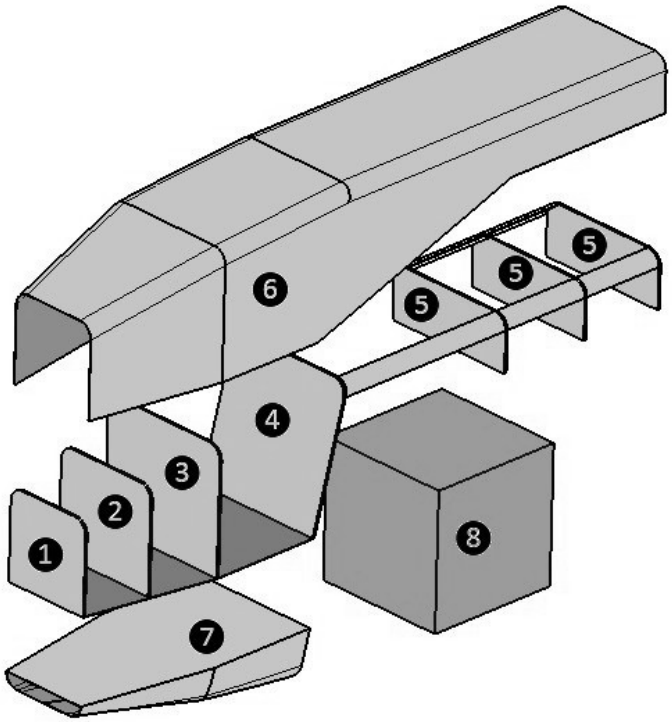


Figura 5.2: Componentes de la estructura del fuselaje.

1. Cuaderna soporte motor
2. Cuaderna soporte tren nariz
3. Cuaderna soporte tanque combustible
4. Cuaderna trasera
5. Cuadernas soporte ala y tubo de cola
6. Cáscara
7. Tapa inferior (de inspección)
8. Carga lanzable

5.2.1. Cálculos Aerodinámicos y Derivativas

5.2.1.1. Cálculo Polar del Fuselaje

La polar que se desarrolla tiene en cuenta cuatro orígenes de resistencia: de fricción (origen viscoso), de base por llevar la carga lanzable, debido a la curvatura de la línea media del fuselaje y el ángulo de ataque del mismo. El método propuesto en el Apéndice F-3, Referencia [1], permite obtener el coeficiente de resistencia basado en la superficie alar de referencia.

$$CdS = (CdS)_{basic} + \Delta(CdS)_{base} + \Delta_{\alpha\beta}(CdS) \tag{5.1}$$

Donde:

$(CdS)_{basic}$: Resistencia de fricción de un cuerpo sin combadura, forma aerodinámica, superficie lisa y ángulo de ataque nulo.

$\Delta(CdS)_{base}$: Resistencia de base provocada por la carga lanzable y el final del fuselaje.

$\Delta_{\alpha\beta}(CdS)$: Corrección por ángulo de ataque y efectos de combadura de fuselaje.

El primer término se calcula mediante la siguiente fórmula:

$$(CdS)_{basic} = Cdf \cdot Swet \cdot (1 + \varphi_f) \tag{5.2}$$

Siendo:

$Swet = 1{,}9178[m^2]$ (Obtenida con CATIA V5 ®.)

Donde:

Cdf : Coeficiente de fricción de una placa plana equivalente.

$Swet$: Area mojada.

φ_f : Factor de corrección de forma.

El coeficiente de fricción Cdf corresponde al de una placa plana equivalente de superficie lisa con la misma área mojada e igual longitud proyectada que el fuselaje, con el punto de transición ubicado en la misma posición aguas abajo respecto al borde de ataque. El mismo se puede estimar mediante la siguiente fórmula:

$$Cdf = \frac{0{,}455}{logRe^{2{,}58}} = 0{,}003448 \tag{5.3}$$

Siendo:

$Re = \dfrac{\rho \cdot v_{crucero} \cdot l_f}{\mu} = 4317808{,}427$

$\rho = 1{,}225[kg/m^3]$

$v_{crucero} = 21{,}8[m/s]$

$l_f = 2{,}878[m]$

$\mu = 1{,}78E-5[Pa*s]$

Donde:

Re : Número de Reynolds.

ρ : Densidad.

$v_{crucero}$: Velocidad crucero.

l_f : Largo fuselaje.

μ : Viscosidad.

El factor de corrección de forma tiene en cuenta las diferencias entre la capa límite generada por una placa plana y por el fuselaje, lo cual modifica los coeficientes de fricción locales. También contempla la resistencia de presión inexistente en una placa plana sin ángulo de ataque. El factor se obtiene de la siguiente ecuación:

$$\varphi_f = \frac{2{,}2}{\lambda_{eff}^{1,5}} + \frac{3{,}8}{\lambda_{eff}^{3}} \qquad para \quad \frac{l_a}{D_{eff}} \geq 2 \tag{5.4}$$

D_{eff} : Diámetro efectivo que generaría un área de sección circular igual al área de la sección central del fuselaje.

$D_{eff} = \sqrt{\frac{4}{\pi} \cdot A_c}$ donde $A_c = 0{,}4 * 0{,}3 = 0{,}12\,[m^2]$

$D_{eff} = 0{,}3909[m]$

λ_{eff}: Esbeltez efectiva del fuselaje.

Se debe tomar la menor de:

$$\lambda_{eff} = \frac{l_f}{D_{eff}} = \frac{2{,}878}{0{,}3909} = 7{,}3625 \tag{5.5}$$

$$\lambda_{eff} = \frac{l_n + l_a}{D_{eff}} + 2 = \frac{0{,}422 + 1{,}305}{0{,}3909} + 2 = 6{,}418 \tag{5.6}$$

Por lo tanto el valor de $\lambda_{eff} = 6{,}418$. Al valuar en (5.4) se obtiene el valor de $\varphi = 0{,}1497$

$$(CdS)_{basic} = 0{,}003448 * 1{,}91776 * (1 + 0{,}1497) = 0{,}007602 \tag{5.7}$$

Para calcular la resistencia de base, se utilizó el método aproximado que se presenta en la Referencia [1]:

$$\Delta CdS_{base} = 0{,}13 \cdot A_{base} \qquad donde \quad A_{base} = (0{,}3\,[m] * 0{,}3\,[m]) + (0{,}3\,[m] * 0{,}12\,[m]) = 0{,}126 \tag{5.8}$$

$$\Delta CdS_{base} = 0{,}01638 \tag{5.9}$$

Donde el área de la base esta conformada por la parte trasera del volumen que ocupa la carga lanzable ($0{,}3\,[m] * 0{,}3\,[m]$) y la sección del fuselaje limitada por la última cuaderna ($0{,}3\,[m] * 0{,}12\,[m]$).

Finalmente la corrección por ángulo de ataque y efectos de combadura de fuselaje, se determinó por el método desarrollado en la misma fuente.

$$\Delta_{\alpha\beta}CdS = \int_{x=0}^{x=l_f} \frac{\mid Sin^3(\alpha_f - \beta) \mid}{Cos(\beta)} Cdc \cdot b \cdot dx \tag{5.10}$$

$$\Delta_{\alpha\beta}CdS \simeq \sum_{i}^{j} A_i \frac{\mid Sin^3(\alpha_f - \beta_i) \mid}{Cos(\beta_i)} \cdot Cdc \tag{5.11}$$

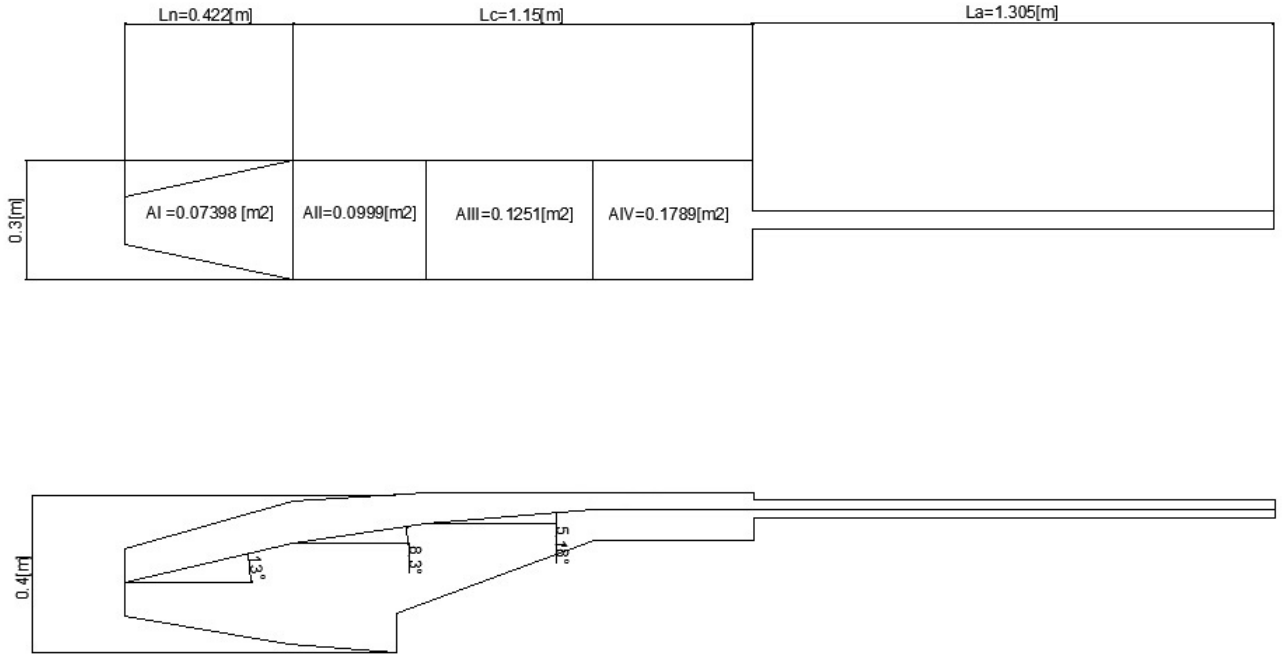


Figura 5.3: Geometría del fuselaje adoptada para el cálculo aerodinámico.

A_I	$0{,}07398[m^2]$	β_I	13,00
A_{II}	$0{,}0999[m^2]$	β_{II}	08,30
A_{III}	$0{,}1251[m^2]$	β_{III}	05,18
A_{IV}	$0{,}1789[m^2]$	β_{IV}	00,00

Tabla 5.1: Datos fuselaje para determinación de $\Delta_{\alpha\beta}CdS$.

por lo tanto se obtiene:

$$\Delta_{\alpha\beta}CdS = 1{,}5185 \mid sin^3(\alpha_f - 13) \mid +0{,}2019 \mid sin^3(\alpha_f - 8{,}3) \mid + \\ +0{,}2512 \mid sin^3(\alpha_f - 5{,}18) \mid +0{,}3578 \mid sin^3(\alpha_f) \mid$$

Finalmente la polar del fuselaje se puede expresar mediante la siguiente ecuación:

$$CdS_{fus} = 0{,}02398 + 1{,}5185 \mid sin^3(\alpha_f - 13) \mid +0{,}2019 \mid sin^3(\alpha_f - 8{,}3) \mid + \\ +0{,}2512 \mid sin^3(\alpha_f - 5{,}18) \mid +0{,}3578 \mid sin^3(\alpha_f) \mid$$

La misma se puede aproximar mediante un polinomio de tercer grado:

$$CdS_{fus} = -6E^{-6} \cdot \alpha_f^3 + 0{,}0003 \cdot \alpha_f^2 - 0{,}0043 \cdot \alpha_f + 0{,}0421 \tag{5.12}$$

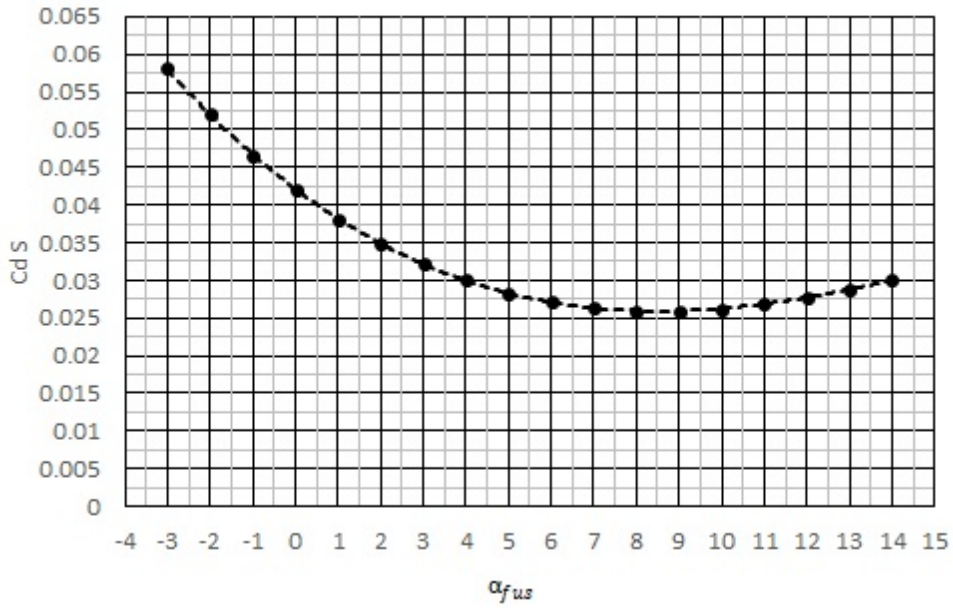


Figura 5.4: Polar de resistencia del fuselaje.

El Cd_0 del fuselaje es:

$$(Cd_0)_{fuselaje} = 0{,}0168 \tag{5.13}$$

5.2.1.2. Cálculo Cm_{fus}

Para determinar la variación del momento de cabeceo de fuselaje con el ángulo de ataque, se utiliza el método Munk y Multhopp como se explica en la Referencia [2], el cual está definido por la siguiente expresión:

$$M_{fus} = K \cdot q \cdot \left(\frac{\pi}{2}\right) \cdot \int_{x=0}^{x=l_f} \alpha(x) \cdot b_{fus}(x)^2 \cdot dx \tag{5.14}$$

donde:

$$\alpha(x) = \alpha_{fus} - tan^{-1}\frac{dz(x)}{dx} \cong \alpha_{fus} - \frac{dz(x)}{dx} \tag{5.15}$$

Adimensionalizándolo con la presión dinámica, la superficie y la cuerda del ala del avión, se obtiene el coeficiente de momento:

$$Cm_{fus} = \frac{M_{fus}}{q \cdot S_w \cdot c} = \frac{K \cdot \left(\frac{\pi}{2}\right)}{S_w \cdot c} \cdot \int_{x=0}^{x=l_f} \left(\alpha_{fus} - \frac{dz(x)}{dx}\right) \cdot b_{fus}(x)^2 \cdot dx \tag{5.16}$$

Donde:

$S_w = 2{,}5[m^2]$

$c = 0{,}7[m]$

$l_f = 2{,}878[m]$

Siendo:

k : Factor corrección de Munk.

q : Presión dinámica.

S_w : Superficie alar.

c : Cuerda ala.

l_f : Largo fuselaje.

$Z(x)$: Función que describe la línea media.

α_{fus} : Angulo ataque fuselaje.

$b_{fus}(x)$: Distribución de ancho del fuselaje.

Para determinar el factor de corrección de Munk, es preciso determinar la relación de ancho de fuselaje δ_f y la relación de la sección transversal del fuselaje λ_f.

$$\delta_f = \frac{b_{fmax}}{l_f} = \frac{0{,}3}{2{,}878} = 0{,}104 \tag{5.17}$$

$$\lambda_f = \frac{h_{fmax}}{b_{fmax}} = \frac{0{,}4}{0{,}3} = 1{,}333 \tag{5.18}$$

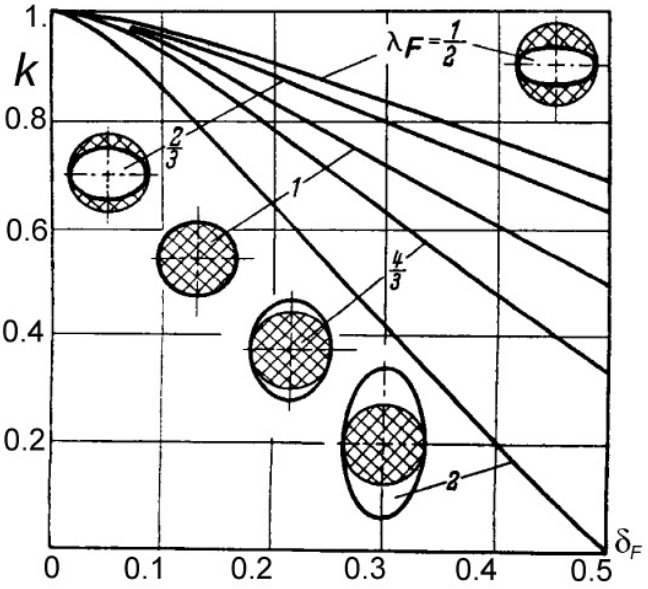


Figura 5.5: Valor de K en función de los parámetros δ_f y λ_f. Referencia [2].

Con los parámetros calculados se ingresa a la curva de la Figura (5.5) y se obtiene el valor aproximado de K.

$$K \cong 0{,}93 \tag{5.19}$$

A continuación se presenta la distribución de ancho de fuselaje $b_{fus}(x)$:

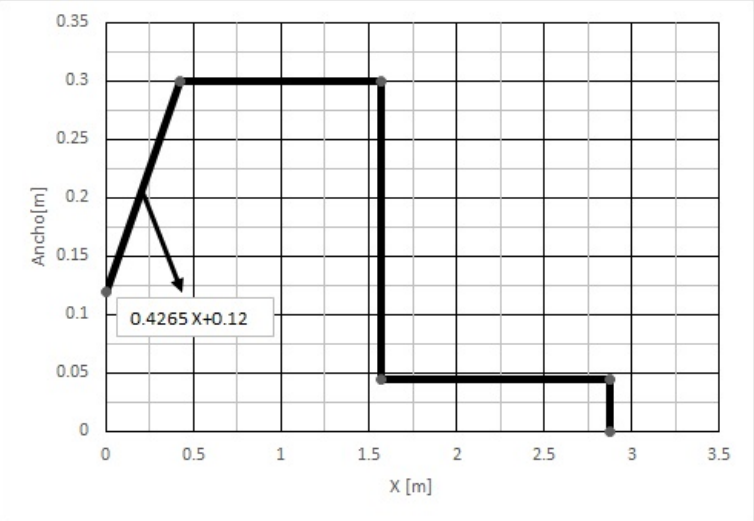


Figura 5.6: Distribución ancho de fuselaje.

Resolviendo la ecuación de momento, e integrando tramo a tramo se obtiene el coeficiente de momento en función del ángulo de ataque α_{fus} :

$$Cm_{fus}(\alpha_{fus}) = 0{,}09815\alpha_{fus} - 0{,}01 \tag{5.20}$$

$$Cm_{fus_\alpha} = 0{,}09815\,[1/rad] \tag{5.21}$$

$$Cm_{fus_{Cl}} = \frac{Cm_{fus_\alpha}}{\frac{dCl}{d\alpha}} = \frac{0{,}09815}{3{,}96} = 0{,}025 \tag{5.22}$$

5.2.1.3. Cálculo dCm/dCL

La contribución del fuselaje a la estabilidad es casi siempre desestabilizante. El momento del fuselaje es proporcional al volumen (Max Munk, 1923).

$$\left(\frac{dM}{d\alpha}\right)_{fus} \#Volumen \cdot q$$

Para estimar la derivativa de coeficiente de variación de momento de cabeceo debido a la variacion de Cl, se utilizó el método de Gilruth y White presentado en la Referencia [3]:

$$\left(\frac{dCm}{dCl}\right)_{fus} = \frac{K_f \cdot W_f^2 \cdot L_f}{S_w \cdot c \cdot a_w} \tag{5.23}$$

Donde:

$W_f = 0{,}3[m]$

$L_f = 2{,}878[m]$

$S_w = 2{,}5[m^2]$

$c = 0{,}7[m]$

$a_w = 0{,}07388[1/°]$

Siendo:

K_f : Coeficiente de estabilidad del fuselaje.

W_f : Ancho del fuselaje.

L_f : Largo del fuselaje.

S_w : Superficie del ala.

c : Cuerda del ala.

a_w : Pendiente de sustentación del ala.

Donde el coeficiente de estabilidad del fuselaje, K_f se obtiene de la siguiente figura:

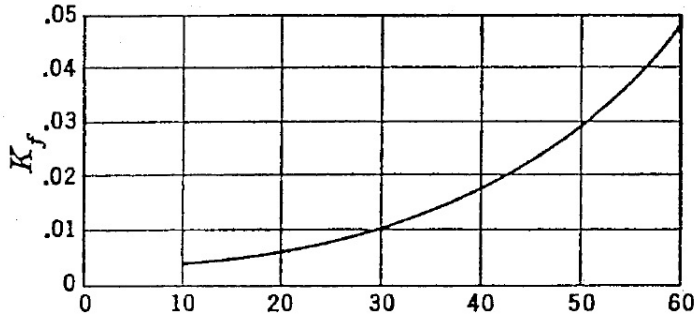


Figura 5.7: Coeficiente de estabilidad del fuselaje. Referencia [4].

Ingresando al gráfico anterior con la posición del $25\,\%$ de la cuerda del ala respecto a la longitud total del avión $(0{,}34)$, se obtiene un $K_f = 0{,}014$.

Finalmente el coeficiente de variación de momento de cabeceo respecto a la variación de Cl es:

$$\left(\frac{dCm}{dCl}\right)_{fus} = 0{,}028 \tag{5.24}$$

Como se puede observar los valores obtenidos, derivando de la ecuación de momento y por el método de Gilruth y White, son comparables.

5.2.1.4. Cálculo $dCn/d\psi$

Una de las mayores contribuciones a la estabilidad estática direccional es la del fuselaje, y generalmente es inestable. Una forma de estimar su contribución es mediante el método de Munk de la Referencia [4]:

$$(Cn_\psi)_{fus} = \frac{\pi(K2 - K1)}{114 \cdot S_w \cdot b} \int_{x=0}^{x=l_f} w_f^2 dx \tag{5.25}$$

El factor $(K2 - K1)$ se obtiene ingresando en el siguiente gráfico con la relación $L/D = 2{,}878/0{,}4 = 7{,}195$ (esbeltez):

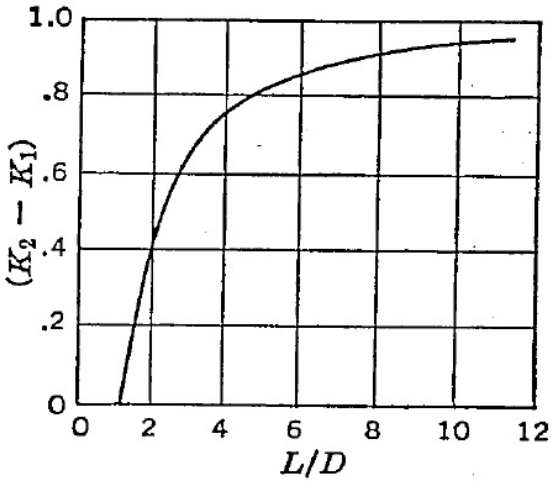


Figura 5.8: Factor de correción Munk. Referencia [4].

$$(Cn_\psi)_{fus} = \frac{\pi(K2 - K1) \cdot Vol_{fus}}{114 \cdot S_w \cdot b} \tag{5.26}$$

Donde:

$(K2 - K1) = 0{,}9$

$Vol_{fus} = 0{,}122[m^3]$

$S_w = 2{,}5[m^2]$

$b = 3{,}57[m]$

Siendo:

$(K2 - K1)$: Factor de corrección de Munk.

Vol_{fus} : Volumen del fuselaje calculado con CATIA V5 ®.

S_w : Superficie del ala.

b : Envergadura del ala.

Por lo que se obtuvo:

$$(Cn_\psi)_{fus} = 0{,}000344[1/^\circ] = 0{,}0197[1/rad] \tag{5.27}$$

5.2.1.5. Cálculo $dcl/d\psi$

El fuselaje no afecta directamente el efecto diedro, sino que la interferencia entre ala y fuselaje es un efecto que no puede ser despreciado. Siguiendo lo indicado en la Referencia [4]. Esta contribución para una aeronave con ala alta es:

$$(\Delta Cl_\psi)_1 = +0{,}0006[1/^\circ] = 0{,}03438[1/rad] \tag{5.28}$$

5.2.2. Geometría final del fuselaje

Luego de los cálculos realizados, la dimensiones principales del fuselaje se detallan en la siguiente tabla:

l_f	*Largo fuselaje*	$2{,}878[m]$
b_f	*Ancho fuselaje*	$0{,}301[m]$
h_f	*Alto fuselaje*	$0{,}410[m]$

Tabla 5.2: Datos fuselaje.

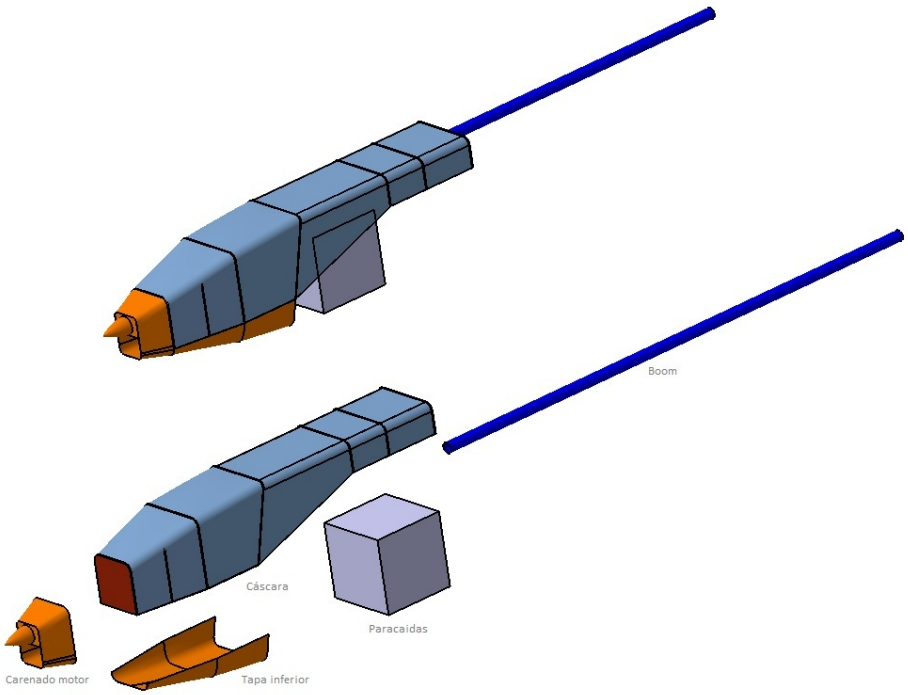


Figura 5.9: Geometría final del fuselaje.

Referencias

[1] Torenbeek, E. (1982). *Synthesis of Subsonic Airplane Design*. Rotterdam, Netherlands: Delft University Press.

[2] D'Errico, M. (2015). *Notas de Aerodinámica*. Córdoba, Argentina: Instituto Universitario Aeronáutico.

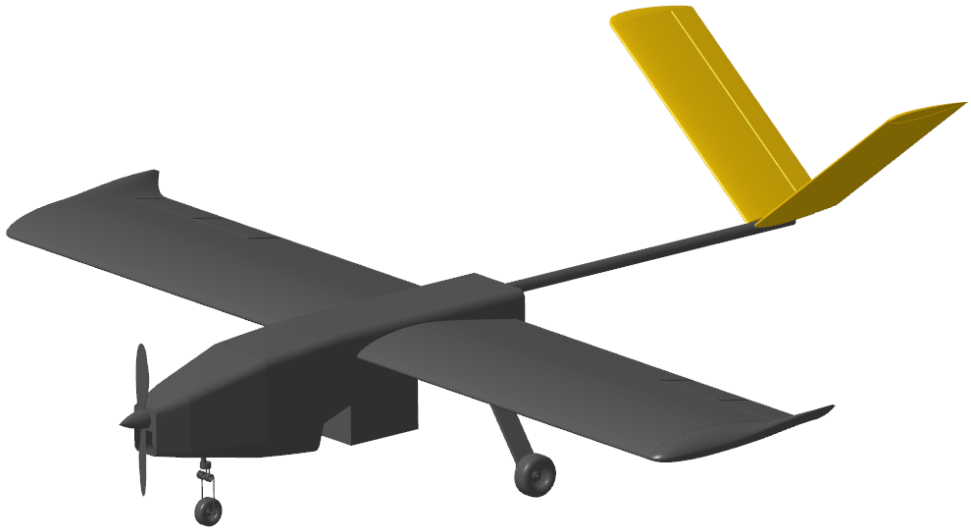
[3] Gilruth, R. , y White, M. (1940). *Report No. 711: Analysis and prediction of longitudinal stability of airplanes*. U.S.: National Advisory Committee for Aeronautics.

[4] Perkins, C. (1949). *Airplane Performance, Stability and Control*.. U.S.: John Wiley and Sons, Inc.

[5] Dassault Systèmes. (2010). *CATIA V5 ®*.

Capítulo 6

Grupo de Cola: Diseño Preliminar



En esta sección se detallará el diseño del grupo de cola del vehículo aéreo. En primer lugar se obtienen los coeficientes y derivativas de estabilidad de todos los componentes de la aeronave para luego proponer un margen de estabilidad y obtener valores de estabilidad necesarios. Luego de esto se propone la geometría de los estabilizadores y su ubicación respecto del centro de gravedad tal que cumpla el margen de estabilidad propuesto. Finalmente se obtienen las curvas de estabilidad y control del vehículo como referencia teórica.

6.1. Introducción

Las funciones del grupo de cola de una aeronave son la de proveer estabilidad y control, así como también la compensación en vuelo de la misma. Los empenajes consisten generalmente en un estabilizador que es la superficie fija a la estructura, el elevador que es la superficie de control móvil, los *trim tab* que consisten en pequeñas superficies móviles en el borde de fuga de los elevadores que se utilizan para la compensación de la aeronave. Existen diversas configuraciones de empenaje y a continuación se representan las más utilizadas:

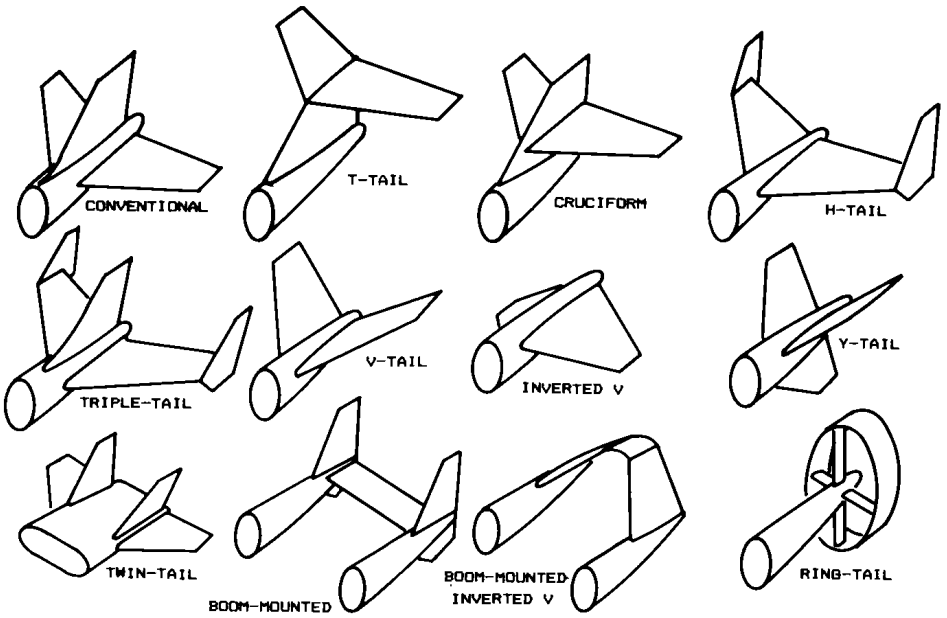


Figura 6.1: Configuraciones de empenaje típicas. Referencia [1].

6.2. Selección de la configuración del grupo de cola

La selección de la configuración del grupo de cola implica un estudio de las ventajas y desventajas generales de la misma frente a otras configuraciones, que deben tenerse en cuenta a la hora de seleccionarla. Para el control de la aeronave, se seleccionó la configuración “Cola en V” debido a la reducción del número de superficies a construir, que a su vez implica menores costos y menor tiempo de mano de obra. También se reduce la utilización de servoactuadores al mínimo (solo 2) que contribuye a reducir el peso del vehículo y también el tiempo de instalación. Hay una ventaja aerodinámica adicional: se genera una pequeña reducción de resistencia aerodinámica (frente a la cola convencional) debido a la menor interferencia entre las superficies junto al fuselaje y la reducción de una puntera. Entre las desventajas se destaca la escasa información estadística sobre empenajes similares. El dimensionamiento preliminar se realizará según el report NACA No.823, Referencia [2]. Otra desventaja radica en una mayor complejidad de diseño del sistema de control debido a que los timones deben responder simultáneamente a dos direcciones de control (cabeceo y guiñada).

6.3. Dimensionamiento en función de coeficientes necesarios de estabilidad y control

Para realizar el dimensionamiento preliminar se recurre al método presentado en la Referencia [2]. La metodología requiere de la selección de los coeficientes de estabilidad y potencia de los elevadores necesarios para lograr un margen de estabilidad (SM) deseado y performances de maniobra respectivamente. De los cálculos se obtienen las dimensiones de las superficies que cumplen tales condiciones. Los valores de estabilidad se extraen de estudios realizados en secciones previas y la potencia en los elevadores se seleccionaron de forma tal que se puedan lograr con éxito todas las maniobras de la aeronave.

6.3.1. Contribución del estabilizador a la estabilidad longitudinal

La estabilidad a timón fijo puede expresarse mediante la ecuación (6.1). Según lo diseñado en las secciones previas se realiza la estimación de los coeficientes de estabilidad de cada parte de la aeronave. Como condición de diseño se propone asignar un SM de 20 $\%$ para una posición del CG ubicado al 25 $\%$ de la cuerda alar.

$$\frac{dC_m}{dC_L} = \left(\frac{dC_m}{dC_L}\right)_w + \left(\frac{dC_m}{dC_L}\right)_f + \left(\frac{dC_m}{dC_L}\right)_t + \left(\frac{dC_m}{dC_L}\right)_m + \left(\frac{dC_m}{dC_L}\right)_N \tag{6.1}$$

6.3.1.1. Contribución del ala

El ala contribuye a través del momento generado por la distancia existente entre el centro aerodinámico y el CG ecuación (6.2). Debido al diseño propuesto en el párrafo anterior, estos centros coinciden por lo tanto la contribución del ala es nula.

$$\left(\frac{dC_m}{dC_L}\right)_w = \frac{X_a}{c} \tag{6.2}$$

$$\tfrac{X_a}{c} = 0$$

6.3.1.2. Contribución del fuselaje

El coeficiente de estabilidad longitudinal del fuselaje se obtuvo en el Capítulo (5).

$$\left(\tfrac{dC_m}{dC_L}\right)_f = 0{,}023$$

6.3.1.3. Contribución del grupo propulsor

La contribución por el vector de empuje esta dada por:

$$\left(\frac{dC_m}{dC_L}\right)_m = \frac{dT_c 2 D_p^2 h_p}{d_{C_L} S c} \tag{6.3}$$

$$\left(\tfrac{dC_m}{dC_L}\right)_m = 0{,}0089$$

Donde:

$\frac{dT_c}{dC_L} = 0{,}5$ (Capítulo (4) y Referencia [3]).

$D_p = 0{,}56[m]$ (Capítulo (4)).

$h_p = 0{,}05[m]$

$S = 2{,}5[m^2]$ (Capítulo (3)).

$c = 0{,}7[m]$ (Capítulo (3)).

La contribución por la fuerza normal de la hélice esta dada por:

$$\left(\frac{dC_m}{dC_L}\right)_N = \frac{dC_{N_P} S_P l_p}{dC_L S c} \tag{6.4}$$

$$\left(\frac{dC_m}{dC_L}\right)_N = 0{,}0070$$

Donde:

$\frac{dC_{N_P}}{dC_L} = 0{,}037$ (Capítulo (4) y Referencia [3]).

$S_P = 0{,}245[m^2]$ (Capítulo (4)).

$l_p = 0{,}966[m]$

$S = 2{,}5[m^2]$ (Capítulo (3)).

$c = 0{,}7[m]$ (Capítulo (3)).

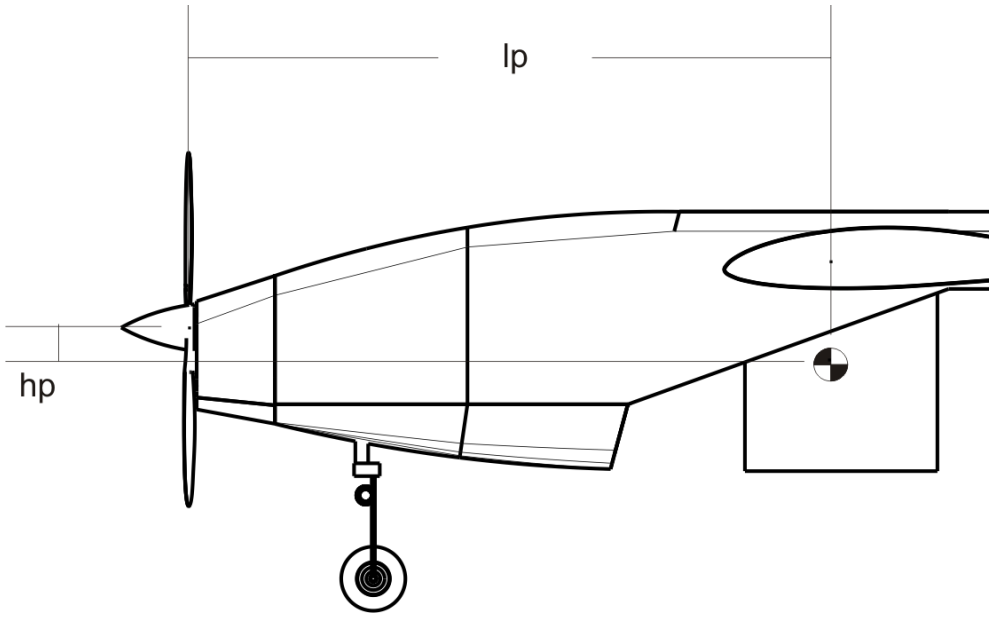


Figura 6.2: Brazos de momento generados por el motor.

Reemplazando las contribuciones listadas anteriormente en la ecuación (6.1) se obtiene la ecuación (6.5). Luego en (6.6) se expresa la relación entre el coeficiente de estabilidad longitudinal y el margen de estabilidad.

$$\frac{dC_m}{dC_L} = 0{,}0164 + \left(\frac{dC_m}{dC_L}\right)_t \tag{6.5}$$

$$SM = -\frac{dC_m}{dC_L} \cdot 100\,\% \tag{6.6}$$

En base a la experiencia, se selecciona un SM = 20 % y luego combinando las ecuaciones (6.5) y (6.6) se despeja el valor de la contribución a la estabilidad del empenaje:

$$\left(\frac{dC_m}{dC_L}\right)_t = -0{,}2388$$

6.3.2. Contribución del estabilizador a la estabilidad direccional

La ecuación (6.7) representa la suma de las contribuciones más importantes a la estabilidad direccional en timón fijo. Notar que esta ecuación posee dimensión $[1/rad]$.

$$\frac{dC_n}{d\psi} = \left(\frac{dC_n}{d\psi}\right)_w + \left(\frac{dC_n}{d\psi}\right)_f + \left(\frac{dC_n}{d\psi}\right)_t + \left(\frac{dC_n}{d\psi}\right)_m + \left(\frac{dC_n}{d\psi}\right)_N \tag{6.7}$$

En la Referencia [3] se recomienda utilizar la ecuación (6.8) para estimar inicialmente un valor de estabilidad deseable para la aeronave que depende de su peso total y de la envergadura.

$$\left(\frac{dC_n}{d\psi}\right)_{deseable} = -0{,}0005 \cdot \left(\frac{W}{b^2}\right)^{\frac{1}{2}} \cdot \frac{180}{\pi}\left[\frac{1}{rad}\right] \tag{6.8}$$

Utilizando esta ecuación se obtiene un valor aproximado del coeficiente de estabilidad de la aeronave.

$$\left(\frac{dC_n}{d_\psi}\right)_{deseable} = -0{,}1146\left[\frac{1}{rad}\right]$$

A continuación se expresan los valores numéricos de la contribución del resto de la aeronave a la estabilidad direccional pudiendo obtener finalmente un valor estimado de la estabilidad necesaria del empenaje.

6.3.2.1. Contribución del ala

El ala contribuye a través de la posición del ala en el fuselaje, siendo para este diseño una contribución estable por ser de configuración de ala alta. El parámetro fue calculado según la Tabla (6.1).

$$\left(\frac{dC_n}{d\psi}\right)_w = -0{,}0115\left[\frac{1}{rad}\right]$$

$\left(\frac{dC_n}{d\psi}\right)_w$		
Ala alta	$-0{,}0002$	[1/°]
Ala media	$-0{,}0001$	[1/°]
Ala baja	0	[1/°]

Tabla 6.1: Efecto de la posición del ala en la estabilidad direccional. Referencia [3].

6.3.2.2. Contribución del fuselaje

El fuselaje posee un comportamiento que tiende a desestabilizar a todo el conjunto. El coeficiente de estabilidad fue calculado el Capítulo (5).

$$\left(\frac{dC_n}{d\psi}\right)_f = 0{,}0197\left[\frac{1}{rad}\right]$$

6.3.2.3. Contribución del grupo propulsor

La contribución por el vector de empuje es nula ya que el vector empuje esta alineado al eje longitudinal.

$$\left(\frac{dC_n}{d\psi}\right)_m = 0$$

La contribución por la fuerza normal de la hélice esta dada por:

$$\left(\frac{dC_m}{dC_L}\right)_N = \frac{dC_{N_P} S_P l_p}{dC_L S c} \tag{6.9}$$

$$\left(\frac{dC_m}{dC_L}\right)_N = 0{,}001\left[\frac{1}{rad}\right]$$

Donde:

$\frac{dC_{N_P}}{dC_L} = 0{,}037$ (Capítulo (4) y Referencia [3]).

$S_P = 0{,}245[m]$ (Capítulo (4)).

$l_p = 0{,}966[m]$

$S = 2{,}5[m2]$ (Capítulo (3)).

$c = 0{,}7[m]$ (Capítulo (3)).

$$\left(\frac{dC_n}{d_\psi}\right)_t = -0{,}1239\left[\frac{1}{rad}\right]$$

6.3.3. Contribución del estabilizador al equilibrio longitudinal

El control de equilibrio longitudinal de la aeronave se realiza por medio de la deflexión de timones ubicados en los estabilizadores de la cola. Debido a que posee acoplamiento con el control en el eje de guiñada estos timones deben ser diseñados en conjunto con los requerimientos para el control direccional. A continuación se describen los criterios básicos de diseño:

- Capacidad de poder controlar la aeronave longitudinalmente con deflexiones normales de elevador, esto es $+-20\,[]$.
- Capacidad de lograr introducir a la pérdida a la aeronave a velocidades de aterrizaje.
- Criterio de grado por grado en el control direccional.

La ecuación (6.10) muestra la ecuación de equilibrio longitudinal linealizada de la aeronave, que implica la suma de los coeficientes de momento de todas las partes de la aeronave que influyen de forma significativa

$$C_m = C_{m_w} + C_{m_f} + C_{m_t} + C_{m_m} + C_{m_N} \tag{6.10}$$

Donde:

$C_{m_w} = C_{m_{ac}} + \frac{x_a}{c} C_L$: Contribución al equilibrio del ala, con $C_{m_{ac}} = -0{,}064$, Capítulo (3).

$C_{m_f} = C_{m_{f0}} + \left(\frac{dC_m}{dC_L}\right)_f C_L$: Contribución al equilibrio del fuselaje, con $C_{m_{f0}} = 0{,}01$, Capítulo (5).

$C_{m_t} = C_{m_{t0}} + \left(\frac{dC_m}{dC_L}\right)_t C_L + C_{m_{\delta_e}} \delta_e$: Contribución al equilibrio del empenaje.

$C_{m_m} = \left(\frac{dC_m}{dC_L}\right)_m C_L$: Contribución al equilibrio del motor, Capítulo (4).

$C_{m_N} = \left(\frac{dC_m}{dC_L}\right)_N C_L$: Contribución al equilibrio de la hélice, Capítulo (4).

$$C_{m_{t0}} = C_{L_{\alpha N}} \frac{S_{vee}}{S_w} \frac{l_t}{c} \eta_t \cos\Gamma^2 \left(\alpha_{L_0} - \epsilon_0 + i_w - i_t\right) \tag{6.11}$$

Siendo:

$\alpha_{L_0} = -0{,}035[rad]$

$\epsilon_0 = 0{,}012[rad]$

$i_w = -0{,}024[rad]$

$i_t = -0{,}042[rad]$

Donde:

α_{L_0}: Angulo de sustentación nula del ala. Capítulo (3).

ϵ_0: Angulo de *downwash* a ángulo de sustentación 0 del ala. Capítulo (3).

i_w: Calaje del ala. Capítulo (3).

i_t: Calaje del empenaje.

$C_{m_{\delta_e}}$: Potencia del elevador (a determinar).

La contribución del empenaje entonces queda expresada como suma de 3 términos: el primer término involucra a todos los momentos generados a $C_L = 0$, es decir, debido a los calajes dados tanto en el ala como en el empenaje, ecuación (6.11). El segundo término, es el término lineal con C_L ya obtenido en la Sección (6.3.1) y el tercer término es el que depende del elevador del empenaje que sera obtenido mediante la resolución de ecuaciones de la Sección (6.4).

6.3.4. Contribución del estabilizador al equilibrio direccional

Al igual que como sucede en el eje longitudinal es necesario controlar la aeronave en el eje de guiñada de la aeronave en todas las maniobras de vuelo y es por ello que deben dimensionarse adecuadamente los elevadores para tal fin. La ecuación (6.12) muestra la ecuación de equilibrio direccional linealizada de la aeronave. Puede observarse que debido a la simetría de la aeronave en el plano X-Z, la aeronave no posee momento de guiñada a ángulo de deslizamiento nulo.

$$C_n = \frac{dC_n}{d\psi}\psi = \left(\frac{dC_n}{d\psi}\right)_w \psi + \left(\frac{dC_n}{d\psi}\right)_f \psi + \left(\frac{dC_n}{d\psi}\right)_t \psi + \left(\frac{dC_n}{d\psi}\right)_N \psi + C_{n_{\delta r}} \delta r \tag{6.12}$$

$C_{n_{\delta r}}$: Potencia del rudder (a determinar).

6.4. Definición de coeficientes de estabilidad y de control del empenaje

Según la Referencia [2] se deben realizar una adaptación en las ecuaciones de estabilidad y control convencionales para que tengan en cuenta el ángulo de diedro del mismo. Las ecuaciones (6.13) a (6.16) representan las ecuaciones a utilizarse para el dimensionamiento. Obteniendo el valor numérico en el lado izquierdo de estas ecuaciones y resolviendo las mismas se obtienen los parámetros geométricos del los estabilizadores.

$$\left(\frac{dC_m}{d\alpha}\right)_t = -C_{L_{\alpha N}} \frac{S_{vee}}{S_w} \frac{l_t}{c} \eta_t \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha}\right) \cos\Gamma^2 \tag{6.13}$$

$$\left(\frac{dC_n}{d\psi}\right)_t = -KC_{L_{\alpha N}} \frac{S_{vee}}{S_w} \frac{l_t}{b} \eta_t \left(1 - \frac{d\sigma}{d\psi}\right) \sin\Gamma^2 \tag{6.14}$$

$$C_{m_{\delta e}} = -C_{L_{\alpha N}} \frac{S_{vee}}{S_w} \frac{l_t}{c} \eta_t \tau \cos\Gamma \tag{6.15}$$

$$C_{n_{\delta r}} = -KC_{L_{\alpha N}} \frac{S_{vee}}{S_w} \frac{l_t}{b} \eta_t \tau \sin\Gamma \tag{6.16}$$

Donde:

$\left(\frac{dC_m}{d\alpha}\right)_t$: Coeficiente de estabilidad longitudinal del empenaje $[1/rad]$.

$\left(\frac{dC_n}{d\psi}\right)_t$: Coeficiente de estabilidad direccional del empenaje $[1/rad]$.

$C_{m_{\delta e}}$: Potencia del elevador como timón horizontal $[1/rad]$.

$C_{n_{\delta r}}$: Potencia del elevador como timón vertical $[1/rad]$.

$C_{L_{\alpha N}}$: Coeficiente de sustentación normal del estabilizador. $[1/rad]$.

S_{vee}: Superficie total del empenaje $\left[m^2\right]$.

S_w: Superficie de referencia del ala $\left[m^2\right]$.

l_t: Distancia horizontal desde el centro aerodinámico del empenaje hasta el CG $[m]$.

c: Cuerda media del ala $[m]$.

b: Envergadura del ala $[m]$.

η_t: Relación de presiones dinámicas en el empenaje.

τ: Relación del cambio de ángulo de ataque del estabilizador por deflexión de elevador.

$\frac{d\epsilon}{d\alpha}$: Pendiente de *downwash*.

$\frac{d\sigma}{d\psi}$: Pendiente de *sidewash*.

Γ: Angulo de diedro de los estabilizadores $[°]$.

K: Factor de eficiencia del estabilizador como timón vertical por interferencia de ambos estabilizadores en la sustentación.

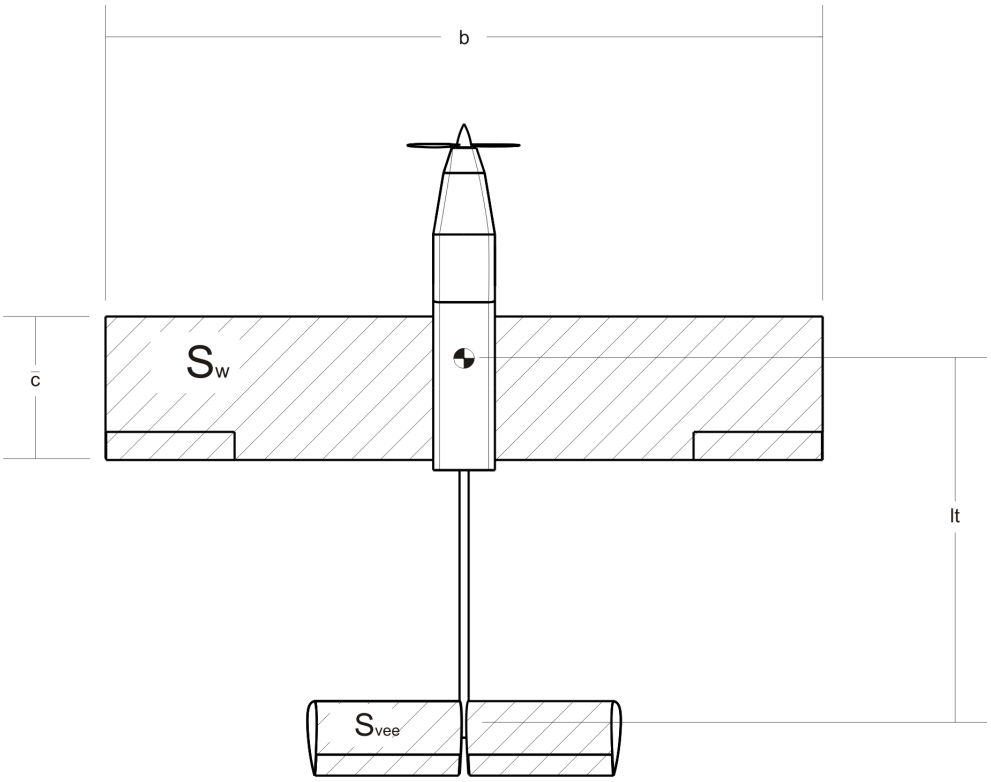


Figura 6.3: Esquema de superficies de ala y grupo de cola.

6.5. Parámetros preliminares

El método utilizado en la Referencia [2], requiere además de la selección de parámetros adicionales que debe proponerse en base a estadística o a la experiencia en el diseño de superficies de control. En las siguientes subsecciones se describe la selección de cada uno de estos parámetros.

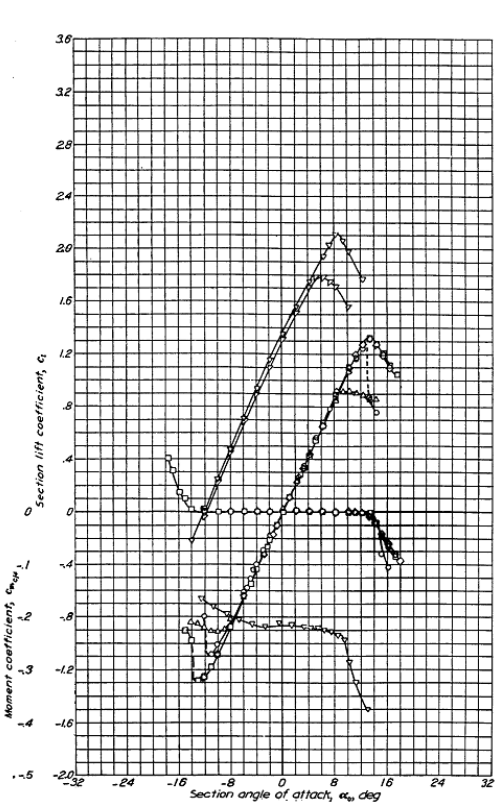
6.5.1. Perfil Aerodinámico

En general se utilizan perfiles simétricos para los estabilizadores debido a que estas superficies deben proveer sustentación en ambas direcciones, aunque en algunos casos pueden llegar a ser útiles los perfiles combados en caso de que se requieran para alguna condición de trimado en crucero o bien para mejorar la eficiencia en condiciones de despegue/aterrizaje bajo la influencia del efecto suelo. Como criterio para la elección del perfil se deben buscar pendientes de sustentación elevadas y mínima resistencia aerodinámica. En la Tabla (6.2) se listan perfiles aerodinámicos utilizados comúnmente para los estabilizadores, Referencia [4].

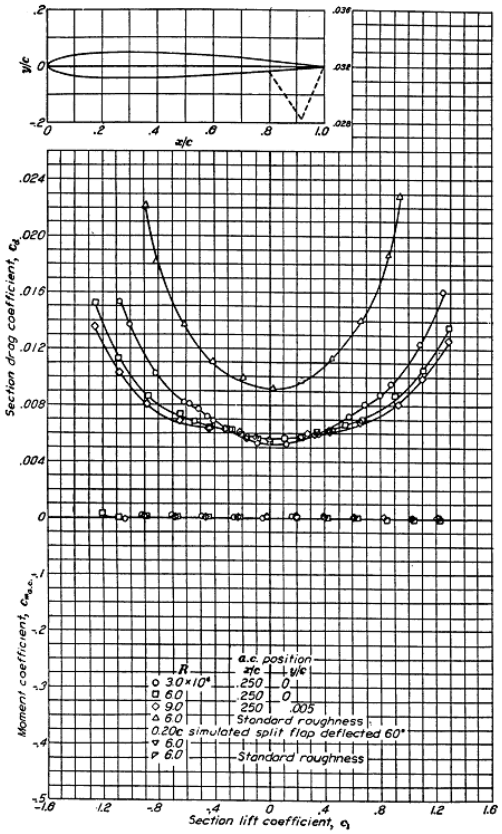
Perfil	C_{L_α} **[1/°]**	**Rango** α	C_{D_0}
NACA 0009	$0{,}1$	12	$0{,}005$
NACA 0018	$0{,}1$	13	$0{,}006$
NACA 23012	$0{,}1$	$-10/+14$	$0{,}006$

Tabla 6.2: Comparación de perfiles para los estabilizadores. Referencia [4].

Para los estabilizadores se optará por un perfil simétrico NACA 0009 ya que presenta buenas características aerodinámicas. En la Figura (6.4) se presentan los datos aerodinámicos de dicho perfil.



(a) Curvas de sustentación.



(b) Curvas de momento.

Figura 6.4: Curvas aerodinámicas perfil NACA 0009. Referencia [4].

6.5.2. Alargamiento

El alargamiento fue seleccionado mediante datos estadísticos. En la Figura (6.5) se presentan los datos estadísticos de empenajes de diversas categorías de aeronaves. Para este diseño interesan aquellas categorías de aeronave similares (civiles, de transporte y agricultura) a este vehículo, debido a la escasa información sobre aeronaves no tripuladas. Realizando el promedio de estos valores a partir de la Figura (6.6) resulta en un alargamiento de aproximadamente 5.

Table 2.5 Suggestions for aspect ratio of horizontal tail by various authors (Raymer 1992, Roskam 1985, Schaufele 2007, Torenbeek 1982, Obert 2009)

Aircraft type	Schaufele	Raymer	Roskam	Torenbeek	Obert
Sail Plane		6.0 ... 10.0			
Civil props					
Homebuilts			1.8 ... 4.5		
Personal	3.5 ... 5.0				5.0 ... 7.4
GA - single engine			4.0 ... 6.3		
GA- Twin Engine			3.7 ... 7.7		
Commuters	3.5 ... 5.0				3.7 ... 6.2
Regional Turboprop	3.5 ... 5.0		3.4 ... 7.7		3.9 ... 6.3
Jet					
Business jets	3.5 ... 5.0		3.2 ... 6.3		3.9 ... 6.5
Jet Transports	3.5 ... 5.0		3.4 ... 6.1	3.4 ... 4.9	2.7 ... 5.3
Supersonic Cruise airplanes			1.8 ... 2.6		
Military					
Military Trainers			3.0 ... 5.1		
Military Fighter	3.0 ... 4.0	3.0 ... 4.0	2.3 ... 5.8		
Military transport (Propeller)					4.2 ... 6.6
Military transport			1.3 ... 6.9		
Special Purpose					
Agricultural			2.7 ... 5.4		
Flying Boats, Amphibian And Float Airplanes			2.2 ... 5.1		

Figura 6.5: Estadística de valores de alargamiento según diversos autores. Referencia [5].

Table 3.6 Suggested values for aspect ratio of horizontal tail (A_H)

Aircraft type	Aero Average	Aero Range	Average	Range
Sail Plane			8.00	6.00 ... 10.00
Civil props				
Homebuilts			3.15	1.80 ... 4.50
Personal	6.00	5.07 ... 6.93	5.61	4.66 ... 6.57
GA - single engine			5.15	4.00 ... 6.30
GA- Twin Engine			5.70	3.70 ... 7.70
Commuters	4.88	3.99 ... 5.76	4.74	3.78 ... 5.69
Regional Turboprop	5.27	4.60 ... 5.94	5.12	4.10 ... 6.14
Jet				
Business jets	4.40	3.74 ... 5.05	4.56	3.64 ... 5.49
Jet Transports	4.44	3.53 ... 5.34	4.36	3.38 ... 5.34
Supersonic Cruise airplanes			2.20	1.80 ... 2.60
Military				
Military Trainers			4.05	3.00 ... 5.10
Military Fighter			3.68	2.77 ... 4.60
Military transport (Propeller)	5.41	4.62 ... 6.19	5.41	4.43 ... 6.39
Military transport			4.10	1.30 ... 6.90
Special Purpose				
Agricultural			4.05	2.70 ... 5.40
Flying Boats, Amphibian And Float Airplanes			3.65	2.20 ... 5.10

Figura 6.6: Promedios de estadística de valores de alargamiento. Referencia [5].

La pendiente de sustentación normal del estabilizador puede calcularse mediante la Figura (6.7), una vez que ya fue definido el alargamiento.

$$C_{L_{\alpha N}} = 3{,}93[1/rad]$$

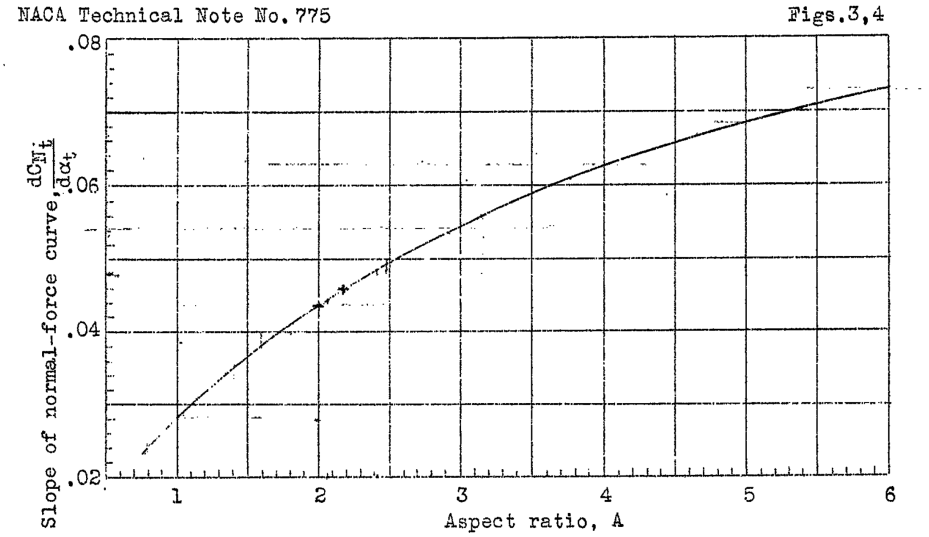


Figura 6.7: Pendiente de sustentación de un plano alar. Referencia [5].

6.5.3. Ahusamiento

El ahusamiento en los estabilizadores permite reducir el peso y disminuir los momentos generados en la raíz. A pesar de ello, en este diseño se adoptará un ahusamiento igual a 1 para facilitar la construcción del mismo.

$$\lambda = 1$$

6.5.4. Relación de presiones dinámicas

La relación de presiones dinámicas es el factor de multiplicación que posee la presión dinámica del grupo de cola, por efectos del flujo de la hélice y de otros elementos de la aeronave que puedan alterar la velocidad del flujo en la zona de los estabilizadores. Para este diseño se adopta un valor igual a 1 por estar posicionado fuera del flujo del ala y a una gran distancia de la influencia de la hélice.

$$\eta_t = 1$$

6.5.5. Eficiencia del elevador

Al deflectarse el elevador del grupo de cola, se genera un cambio de ángulo de ataque aerodinámico en el estabilizador que modifica la magnitud de la sustentación que esta genera. La eficiencia del elevador es entonces es la relación que existe entre el cambio de ángulo de deflexión del elevador y el cambio del ángulo de ataque aparente. Este coeficiente depende de la relación entre la superficie del estabilizador y el elevador. La siguiente figura expresa estas relaciones, Referencia [3]. Este gráfico se utilizará más adelante para extraer la relación de superficies en función de una potencia de elevador requerida.

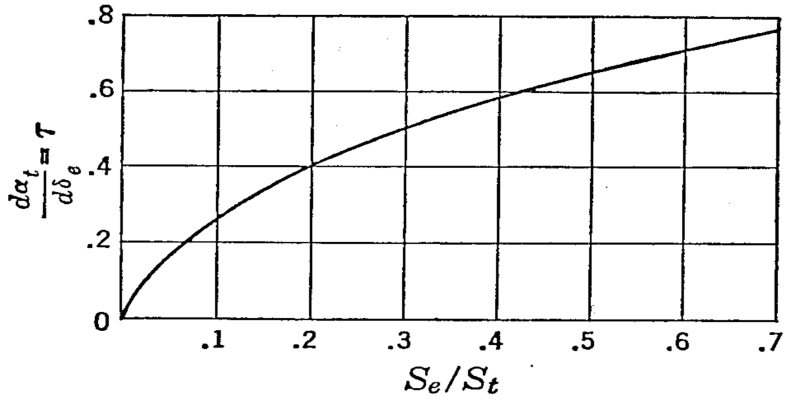


Figura 6.8: Eficiencia del elevador. Referencia [3].

6.5.6. Factores de interferencia

6.5.6.1. Pendiente de *downwash*

La pendiente de *downwash* es un factor que modifica el ángulo de ataque del estabilizador por efecto de la estela del ala y otras partes de una aeronave como el fuselaje y el motor. Generalmente es un efecto negativo, obteniendo una disminución del ángulo de ataque que posee el estabilizador. Por esta razón debe tenerse en cuenta y evitar subdimensionar las superficies de control. Este valor puede calcularse mediante la siguiente suma de contribuciones.

$$\frac{d\epsilon}{d\alpha} = \left(\frac{d\epsilon}{d\alpha}\right)_w + \left(\frac{d\epsilon}{d\alpha}\right)_f + \left(\frac{d\epsilon}{d\alpha}\right)_p \tag{6.17}$$

Donde:

$\left(\frac{d\epsilon}{d\alpha}\right)_w = 0{,}355$ (Velcal).

$\left(\frac{d\epsilon}{d\alpha}\right)_f = 0$ (Influencia despreciable).

$\left(\frac{d\epsilon}{d\alpha}\right)_p = 0{,}124$ (Capítulo (4) y Referencia [3]).

$$\frac{d\epsilon}{d\alpha} = 0{,}479$$

6.5.6.2. Pendiente de *sidewash*

La pendiente de *sidewash* $\frac{d\sigma}{d\psi}$ puede producir un efecto estabilizante o desestabilizante y es generada principalmente por el flujo generado por la interferencia ala-fuselaje. El valor puede despejarse de la ecuación (6.18) y la Figura (6.9). Como puede observarse, en este diseño la posición del ala genera una pendiente estabilizante.

$$\Delta_2 C_{n_\psi} = C_{L_{\alpha N}} \frac{d\sigma}{d\psi} \frac{S_{vee}}{S_w} \frac{l_v}{b} \eta_t \tag{6.18}$$

$$\frac{d\sigma}{d\psi} = -0{,}108[1/rad]$$

Siendo:

$C_{L_{\alpha N}} = 3{,}93[1/rad]$ (Sección 6.5.2).

$S_w = 2{,}5[m^2]$

$l_v = 0{,}3[m]$

$\eta_t = 1$ (Sección 6.5.4).

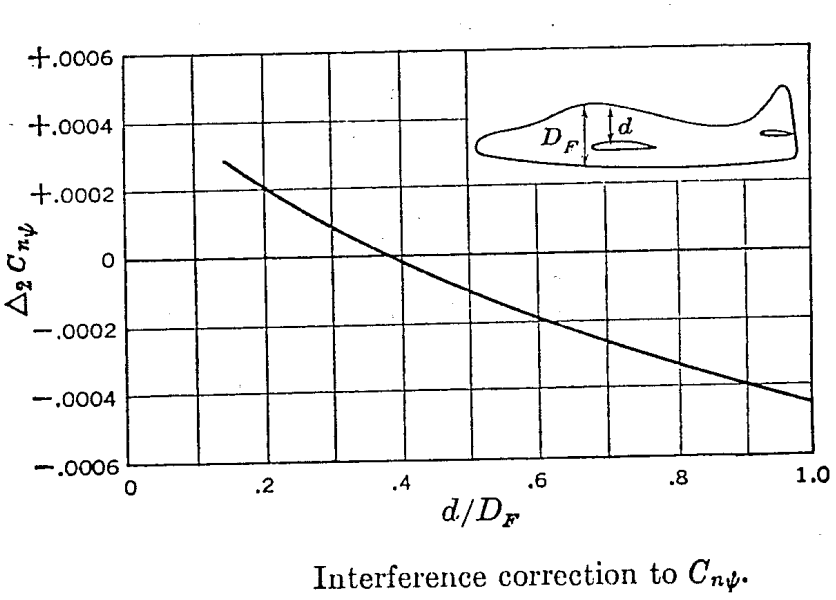


Figura 6.9: Coeficiente de *sidewash*. Referencia [3].

6.5.6.3. Coeficiente de interferencia entre estabilizadores

El método desarrollado en la Referencia [2] introduce un coeficiente “K” de interferencia en las ecuaciones (6.14) y (6.16) por la interferencia con efecto de “sombra” que le genera una superficie de control a la otra en situaciones de guiñada. El coeficiente K puede extraerse del siguiente gráfico experimental en función del alargamiento y del ahusamiento de los estabilizadores.

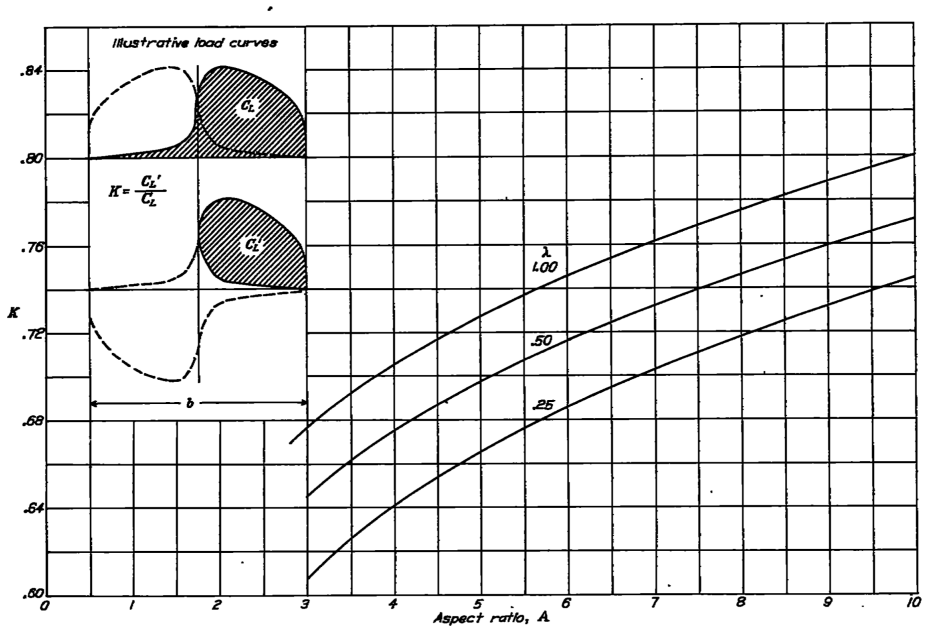


Figura 6.10: Curva de interferencia K. Referencia [2].

Según el alargamiento seleccionado en la Sección (6.5.2) el valor de K resulta:

$$K = 0{,}73$$

6.6. Dimensiones finales y derivativas del Grupo de Cola

A partir de las variables descritas en secciones anteriores y resolviendo las ecuaciones (6.13) a (6.16) se obtienen los valores geométricos de dimensionamiento que se muestran en la Tabla (6.3). En la Tabla (6.4) se muestran las derivativas finales del avión y las potencias de elevador como timón horizontal y vertical.

Svee	Superficie total de los estabilizadores	0.677 $[m^2]$
b_e	Envergadura de un estabilizador	0.920 $[m]$
c_e	Cuerda de un estabilizador	0.278 $[m]$
Γ	Angulo de diedro	36.5 $[^\circ]$
S_e/S_{vee}	Relación de superficies elevador/estabilizador	0.250
b_{elev}	Envergadura de un elevador	0.920 $[m]$
c_{elev}	Cuerda de un elevador	0.092 $[m]$
A	Alargamiento del empenaje	5
λ	Ahusamiento del empenaje	1
Perfil	NACA 0009	
i_t	Calaje del empenaje	-2.4 $[^\circ]$

Tabla 6.3: Dimensiones y parámetros principales del empenaje.

$\frac{dC_m}{dC_L}_{avion}$	$-0{,}200$
$\frac{dC_n}{d\psi}_{avion}$	$-0{,}115[1/rad]$
$C_{m_{\delta e}}$	$-1{,}020[1/rad]$
$C_{n_{\delta r}}$	$-0{,}108[1/rad]$
τ	$0{,}463$

Tabla 6.4: Derivativas de estabilidad y control del avión.

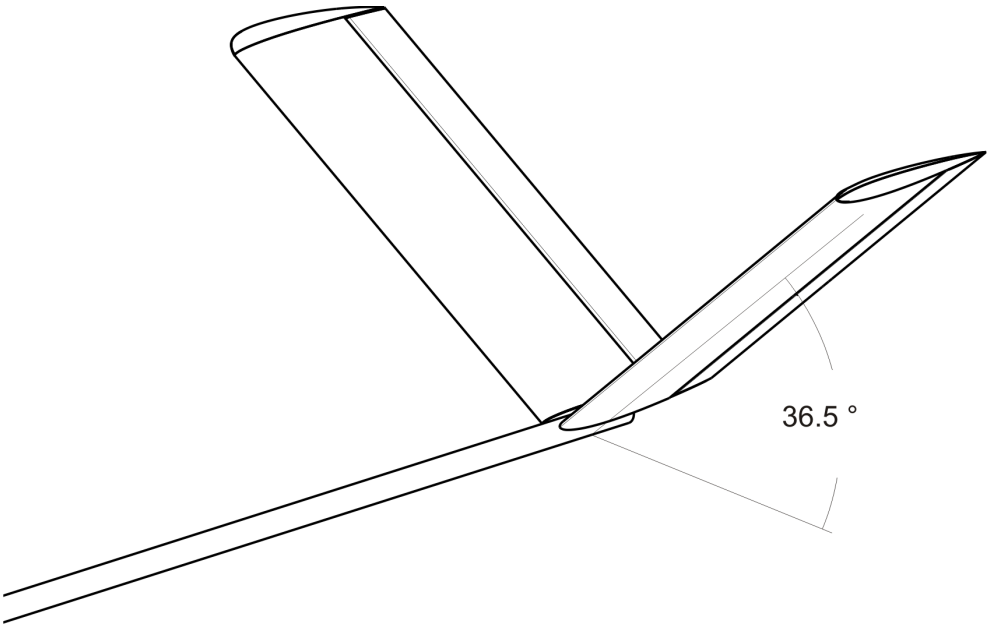


Figura 6.11: Vista general del grupo de cola.

6.7. Cálculo del recorrido admisible del centro de gravedad

Posición más atrasada del CG

La posición del CG en la cual la aeronave se vuelve inestable se denomina Punto Neutro y representa la posición más atrasada que puede posicionarse el CG del avión. La misma se calcula despejando la posición del centro de gravedad para un margen de estabilidad igual a 0. El valor más crítico corresponde a la configuración de crucero con hélice en potencia máxima.

$$\bar{N_0} = \frac{x_{c_a}}{c} - \left(\frac{dC_m}{dC_L}\right)_f - \left(\frac{dC_m}{dC_L}\right)_t - \left(\frac{dC_m}{dC_L}\right)_m - \left(\frac{dC_m}{dC_L}\right)_N \tag{6.19}$$

$$\bar{N_0} = 0{,}45$$

Posición más adelantada del CG

Mientras más adelantado está el CG, más estable se vuelve la aeronave y se requiere mayor deflexión del elevador hacia arriba para lograr la sustentación máxima. Por este motivo, la condición de pérdida impone un límite delantero al corrimiento del CG, es decir, la posición más adelantada

para la cuál es posible equilibrar la aeronave con máxima deflexión de elevador. El valor más crítico corresponde a la condición de aterrizaje.

$$\frac{x_{cg}}{c} = \bar{N_0} + \frac{C_{m_{\delta_e}}}{C_{L_{max}}} \left(\delta_{e_0} - \delta_{e_{max}} + \Delta\delta_e\right) \tag{6.20}$$

Siendo:

$\bar{N_0} = 0{,}45$

$C_{L_{max}} = 1{,}15$

$\delta_{e_{max}} = 20[^\circ]$

$\Delta\delta_e = -9{,}1[^\circ]$

$\delta_{e_0} = 3{,}1[^\circ]$

Donde:

$\bar{N_0}$: Punto neutro de timón fijo.

$C_{L_{max}}$: Máximo coeficiente de sustentación del ala.

$\delta_{e_{max}}$: Angulo de máxima deflexión del elevador.

$\Delta\delta_e$: Angulo de elevador adicional requerido para contrarrestar el efecto suelo, ecuación (6.21).

δ_{e_0}: Deflexión de elevador de equilibrio, ecuación (6.22).

$$\Delta\delta_e = -\frac{C_{L_{max}}}{\pi A \tau} \tag{6.21}$$

$$\delta_{e_0} = C_{m_{ac}} + \frac{C_{m_f 0} - C_{L_{\alpha N}} \frac{S_{vee}}{S_w} \frac{l_t}{c} \eta_t \cos\Gamma \left(\alpha_{l0} - \epsilon_0 + i_w - i_t\right)}{-C_{m_{\delta_e}}} \tag{6.22}$$

Siendo:

$C_{m_{ac}} = -0{,}064$

$C_{m_f 0} = 0{,}01$

Donde:

$C_{m_{ac}}$: Coeficiente de momento del ala para la condición de aterrizaje. Capítulo (3).

$C_{m_f 0}$: Coeficiente de momento del fuselaje para ángulo cero. Capítulo (4).

$$\frac{x_{cg}}{c}_{adelantado} = \bar{A_0} = 0{,}048$$

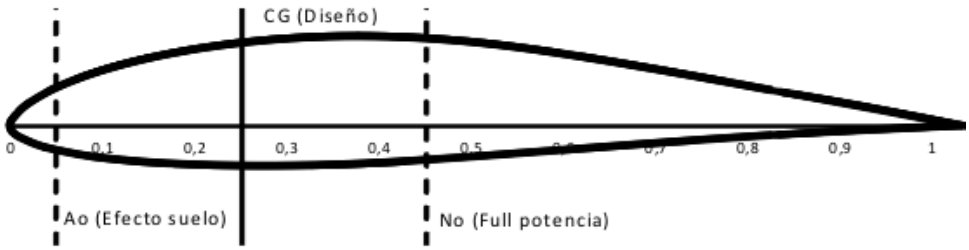


Figura 6.12: Vista de la posición más adelantada y atrasada del CG.

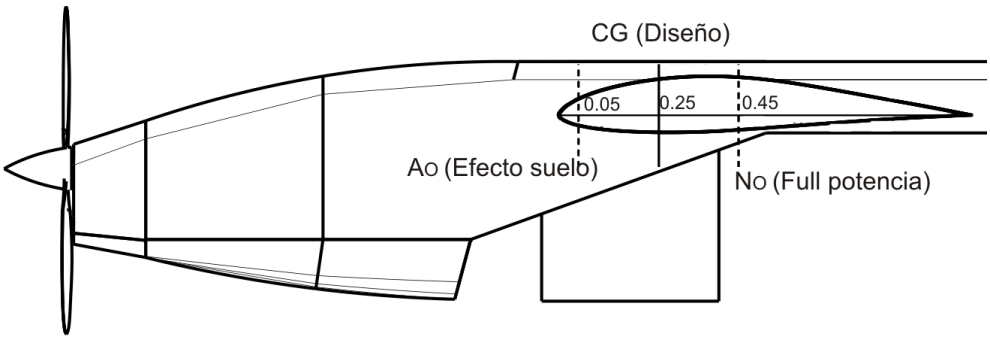


Figura 6.13: Vista del rango de CG con el ala instalada en el fuselaje.

6.8. Curvas de estabilidad y control longitudinal

En esta sección se presentan las curvas de estabilidad y control de diseño de la aeronave. Estas curvas permiten diagramar el comportamiento de la aeronave de forma teórica que resultan muy útiles a la hora de diagramar mejoras y optimizaciones a la aeronave.

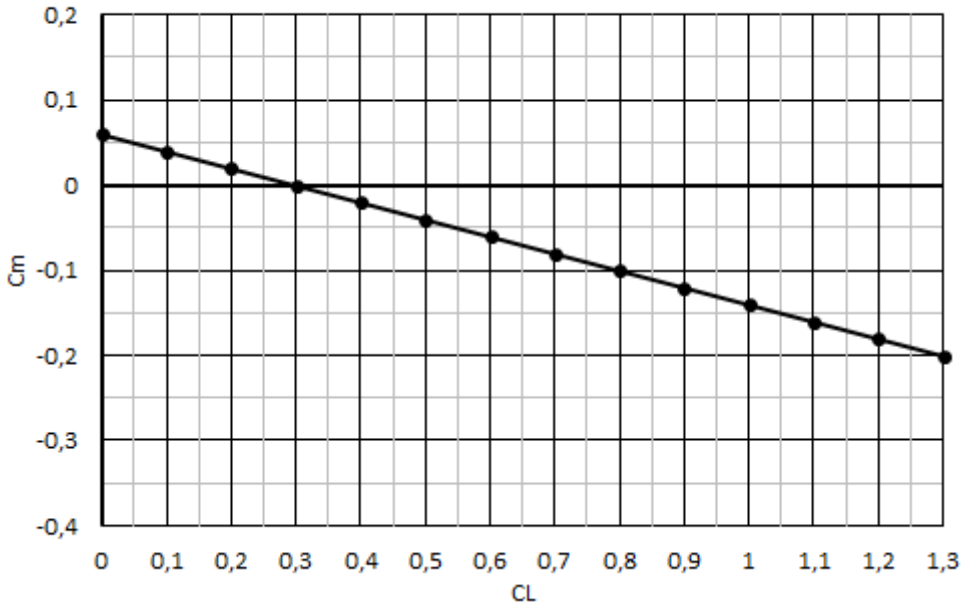


Figura 6.14: Curva de estabilidad longitudinal Cm vs CL para deflexión de elevador cero.

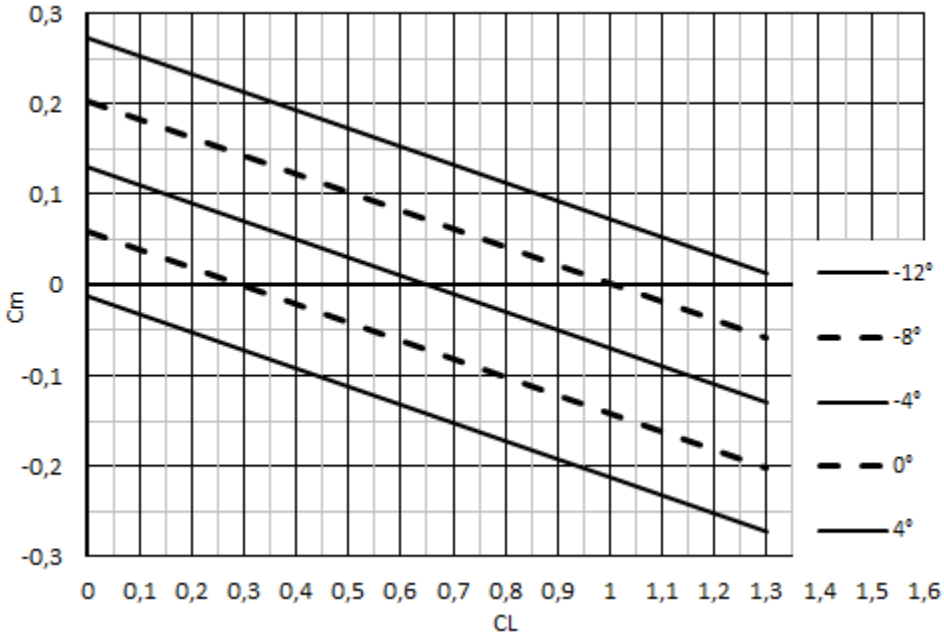


Figura 6.15: Curva de estabilidad longitudinal Cm vs CL para distintas deflexiones de elevador.

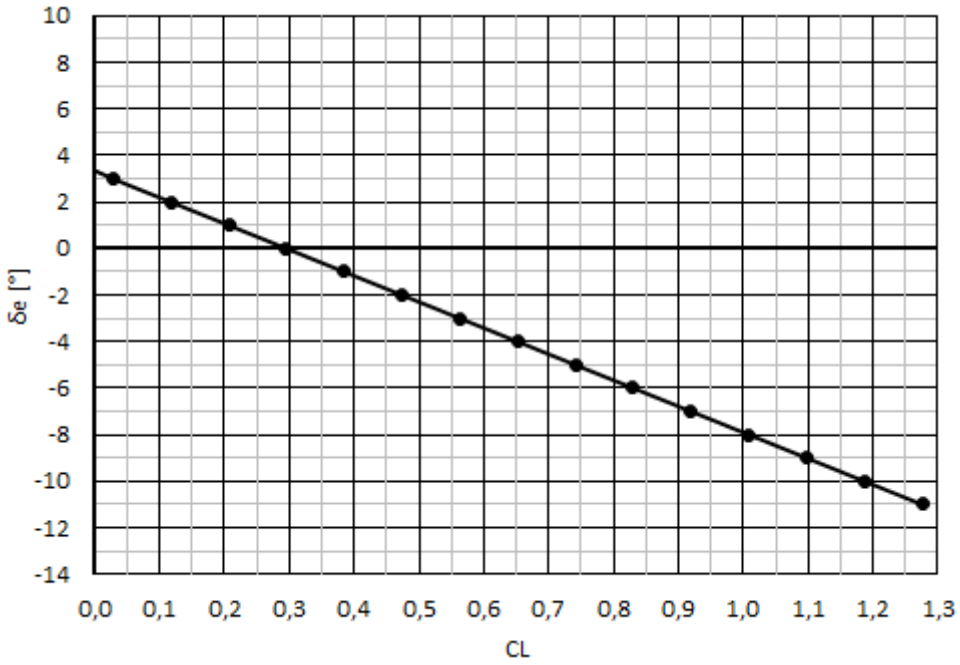


Figura 6.16: Gráfico cruzado – Angulo de deflexión de elevadores requerido para trimar la aeronave.

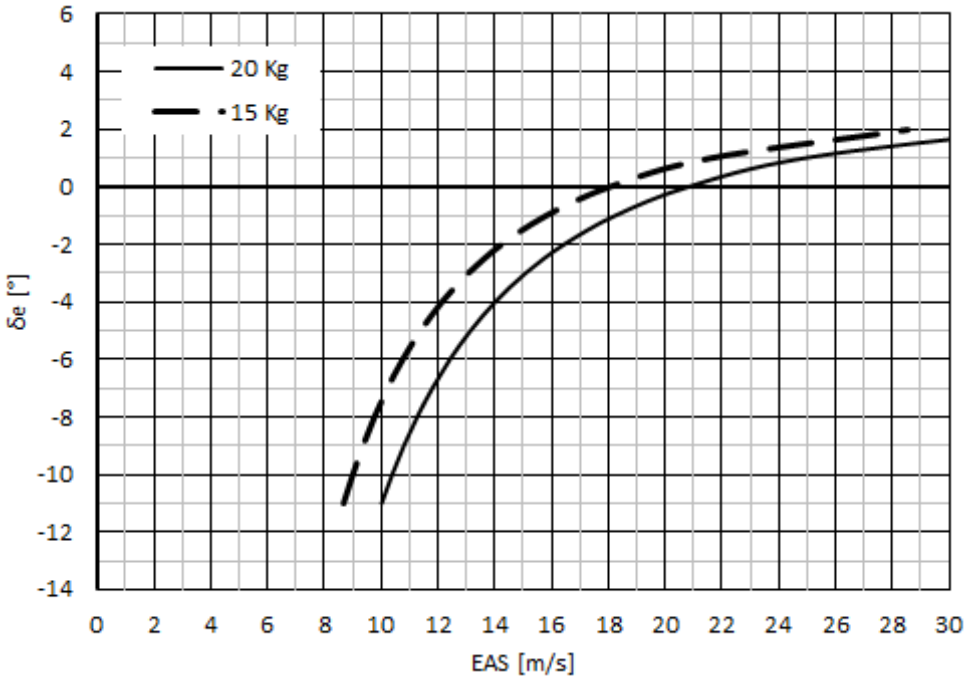


Figura 6.17: Angulo de deflexión de elevadores requerido para trimar la aeronave.

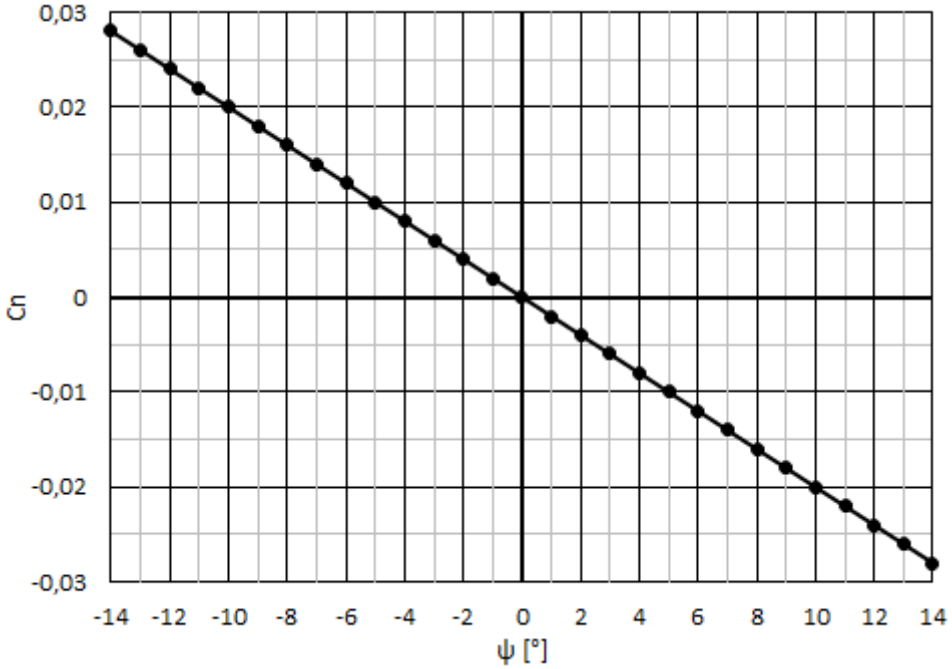


Figura 6.18: Curva de estabilidad direccional.

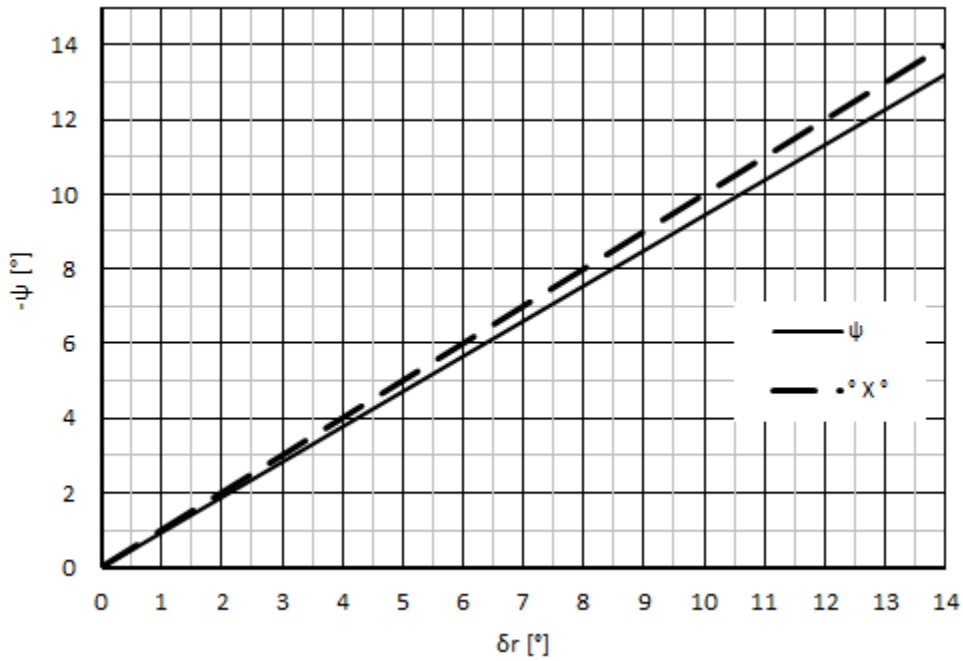


Figura 6.19: Angulo de guiñada en función de la deflexión de elevadores - Comparación criterio grado por grado.

Referencias

[1] Raymer, D. P. (1992). *Aircraft Design: A conceptual approach*. California: Airforce Institute of Technology.

[2] Pursee, P. E., y Campbell, J. P. (1944). *Experimental Verification of a simplified Vee-tail theory and analysis of available data of complete models with Vee-tails. NACA NR N° 823*. U.S.: National Advisory Committee for Aeronautics.

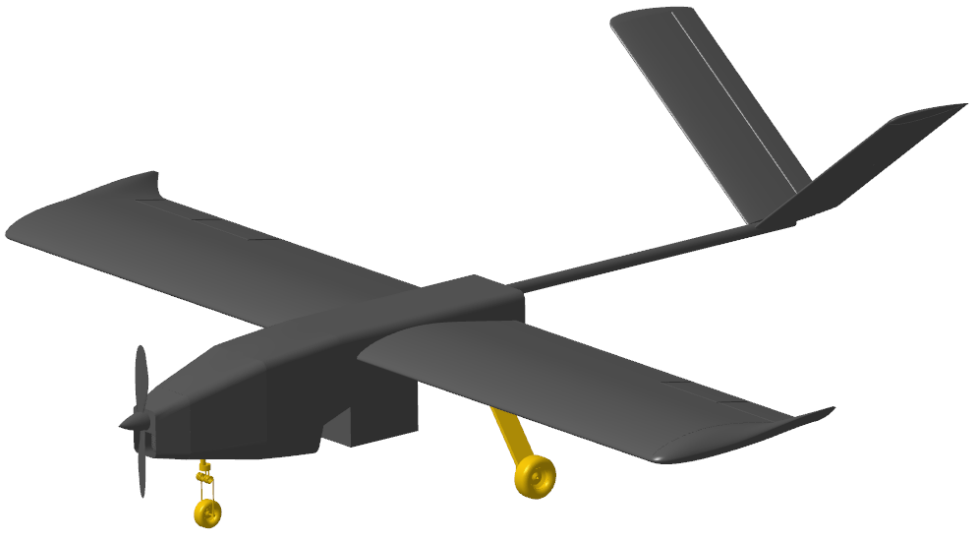
[3] Perkins, C. (1949). *Airplane Performance, Stability and Control.*, Wiley.

[4] Abbott, I. (1949). *Theory of Wing Sections.* New York: Dover Publications, Inc.

[5] Barua, P. (2015). *Empennage statistics and sizing methods for dorsal fins*.

Capítulo 7

Tren de Aterrizaje: Diseño Preliminar



A continuación se presentará el diseño preliminar del tren de aterrizaje. Se dererminará la dimensión de la trocha, posicionamiento de las ruedas del tren principal y del tren de naríz. Luego se realizará un análisis de la geometría para determinar la estabilidad del mismo.

7.1. Introducción

El tren de aterrizaje es un componente fundamental para la operación en tierra de la aeronave. Sus funciones principales son:

1. Absorber el impacto de aterrizaje y proveer amortiguamiento en carreteo.
2. Proveer maniobrabilidad en tierra.
3. Proveer capacidad de frenado.
4. Permitir remolque.
5. Evitar el contacto entre el avión y la pista, protegiendo así a ambos.

El diseño del tren debe contemplar los siguientes requerimientos:

1. Durante las operaciones de taxi, despegue y aterrizaje ninguna parte de la aeronave debe entrar en contacto con el suelo. Las partes críticas son fuselaje trasero, hélice y punteras de ala.
2. La presión de inflado de las ruedas debe ser acorde a la resistencia de la pista en la que la aeronave está diseñada para operar.
3. El tren debe poder absorber las cargas normales de impacto durante el aterrizaje y cargas longitudinales durante la operación. Asimismo, proporcionar amortiguamiento.
4. Debe proveer adecuada estabilidad en carreteo, en particular en condiciones de viento cruzado o a alta velocidad, evitando tendencias a volcar o *groundlooping*.
5. Debe contemplarse la resistencia estructural adecuada del soporte de tren.

Se optó por una configuración de tren triciclo. Esta configuración presenta numerosas ventajas tales como: proveer mejor maniobrabilidad facilitando la operación al piloto, mantener el fuselaje nivelado evitando así que el paracaídas entre en contacto con la tierra, y provee estabilidad contra *groundloops* al oponerse el tren principal a las fuerzas que actúan sobre el CG por aceleraciones generadas al girar, Figura (7.1).

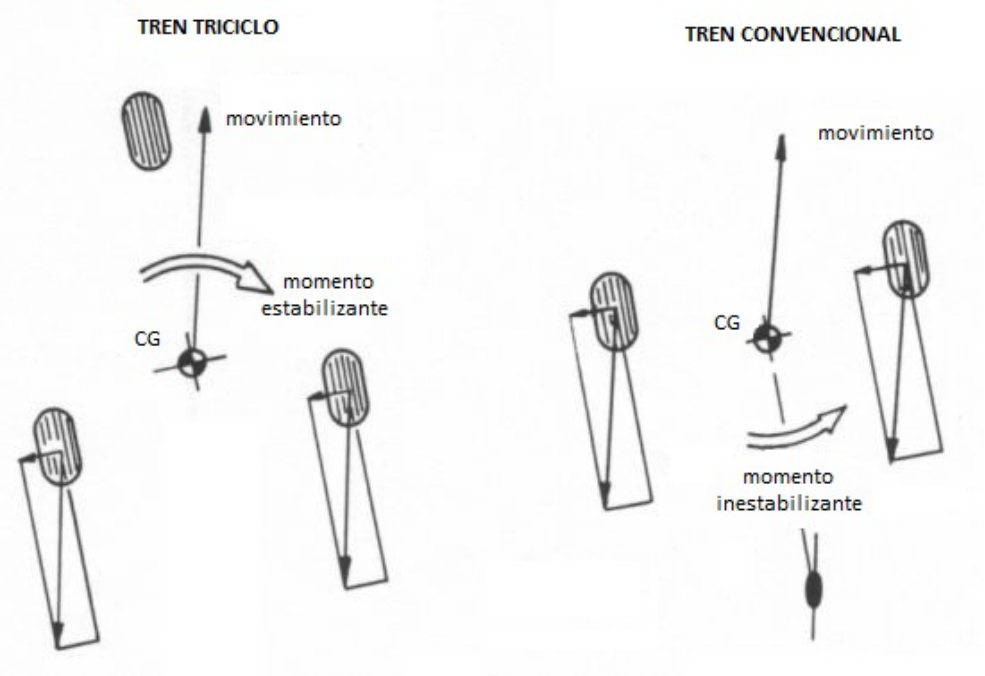


Figura 7.1: Tendencia de *groundlooping* tren triciclo y convencional.

7.2. Estimación de la Trocha

Para determinar la trocha (distancia entre las ruedas del tren principal), se buscó una dimensión en base estadística y luego se comprobó que la misma cumpliera con los criterios de estabilidad. Se realizó una investigación de la relación entre la trocha y la envergadura t/b para distintas aeronaves similares, Figura (7.2).

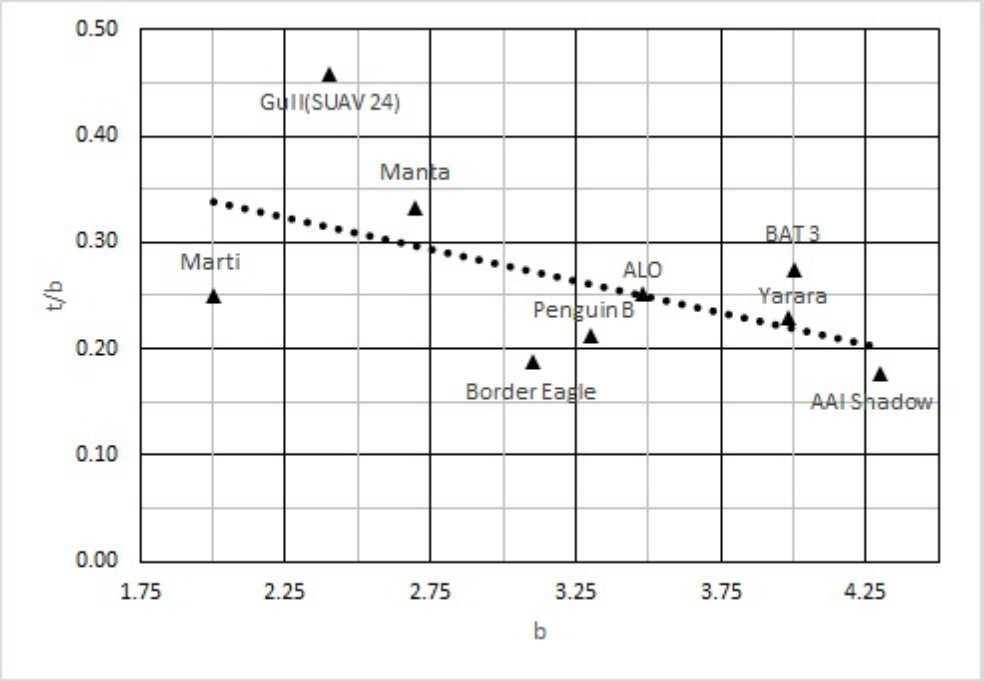


Figura 7.2: Datos de trocha de aeronaves similares.

Mediante la regresión lineal de la relación t/b vs b se determinó la trocha para una envergadura de $3{,}5[m]$. Se puede ver que la relación t/b es igual a $0{,}25$, por lo tanto la trocha es aproximadamente de $0{,}875[m]$.

7.3. Posicionamiento de las Ruedas del Tren Principal

A continuación se detalla el procedimiento para determinar la posición de las mismas respecto al CG de la aeronave.

Primero es necesario ubicar la línea de suelo. Para ello se utilizó la parte $925A$, Referencia [3]. La misma establece que el despeje mínimo desde la punta de la hélice al suelo debe ser de $0{,}18[m]$. Por lo tanto se trazó la linea de suelo a la distancia mínima exigida. Con ésta distancia se puede ubicar la altura del CG respecto al piso. Utilizando CATIA V5®, se localizó a $0{,}474[m]$.

Para posicionar las ruedas del tren principal, se debe ubicar el punto más atrasado del CG de la aeronave, el cual se posiciona al $45\,\%CAM$. Desde allí se debe trazar una línea con el ángulo de despeje máximo correspondiente al ángulo de pérdida $\alpha_{stall} = 15°$. De la intersección de esta línea y la línea de suelo sale la posición de las ruedas del tren principal, Figura (7.3).

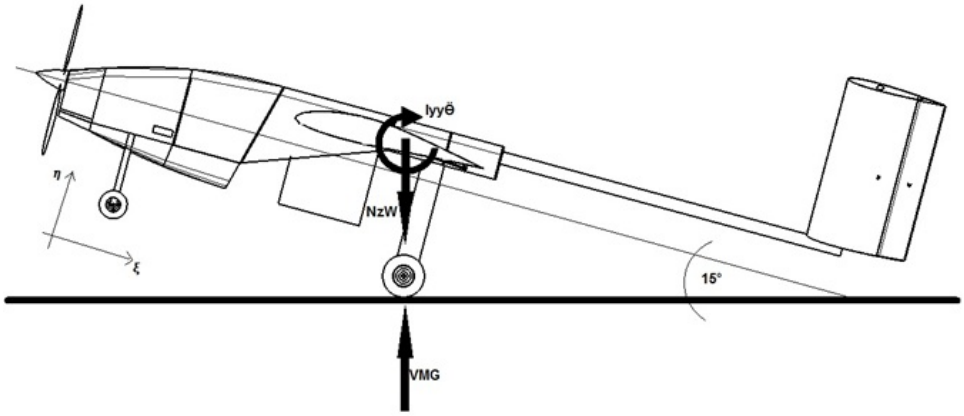


Figura 7.3: Ubicación ruedas tren principal.

La posición obtenida es de $0{,}127[m]$. Al ubicar el tren principal en ésta posición, la cuál es próxima al CG de la carga lanzable (paracaídas), podría haber problemas al soltar la carga. Por lo tanto de decidió desplazar el tren principal hacia atrás. En consecuencia, el mismo queda posicionado a $0{,}247[m]$ del punto más atrasado del CG y $0{,}373[m]$ al punto más adelantado del CG.

7.4. Posicionamiento Tren de Naríz

Para determinar la posición del tren de naríz, se tomó como criterio que el tren principal deba soportar $2/3$ de la carga estática con el centro de gravedad en su posición más adelantada. La adopción de este criterio se basa en la necesidad de reducir peso, cargar más al tren de naríz nos permite hacer un fusejale más corto. Además, un tren más corto no necesariamente afecta la estabilidad al momento del rodaje/aterrizaje de manera penalizante. Con éste criterio, la posición del tren de naríz respecto al tren principal queda dada por la siguiente ecuación:

$$w\left(\frac{F-L}{F}\right) = \frac{2}{3}\cdot W \tag{7.1}$$

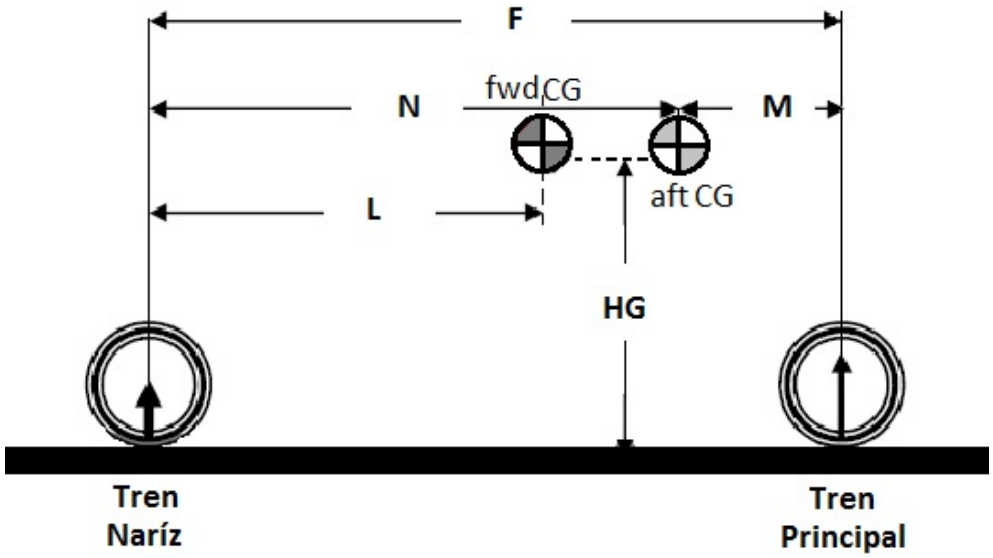


Figura 7.4: Distancias ruedas tren.

Despejando de la expresión (7.1) la distancia F entre las ruedas del tren principal y las ruedas del tren de naríz, se obtiene que $F = 1{,}13[m]$.

7.5. Análisis de la Estabilidad del Tren de Aterrizaje

7.5.1. Análisis de la Geometría

7.5.1.1. Criterios Preliminares

Para realizar un análisis preliminar de la geometría del tren, se tuvieron en cuenta los siguientes criterios de diseño. Cumplirlos determina un buen diseño en cuanto a la estabilidad del tren de aterrizaje según lo presentado en la Referencia [1]:

- Las ruedas del tren principal se deben ubicar siempre por detrás de cualquier posición del CG.
- $\beta > \gamma$ siendo β el ángulo formado entre la rueda del tren principal y el CG del avión. El ángulo γ es el que forma la punta de la cola de la aeronave con la rueda del tren principal. Es recomendable además, que $\beta \geq 15°$ y $\gamma \sim 16°$.
- El ángulo de vuelco $\theta \leq 60°$

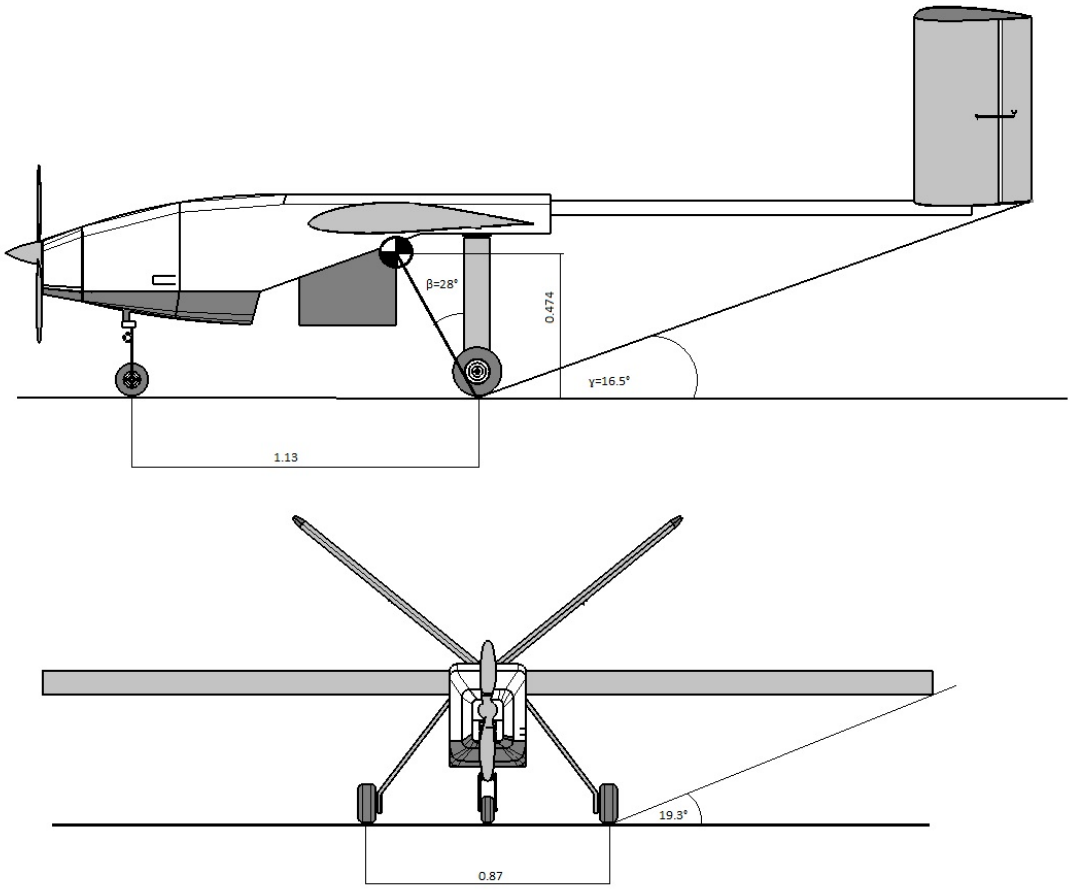


Figura 7.5: Geometría Tren de Aterrizaje.

Como se puede observar los criterios se cumplen. El último criterio se analizará más adelante.

7.5.1.2. Límites de Rolido y Cabeceo

Las condiciones límites de rolido y cabeceo se determinan a partir de la siguiente ecuación y se presenta en la Figura (7.6).

$$tan\phi = tan\Gamma + \frac{2 \cdot H_g}{b - t} - tan\theta \cdot tan\Lambda \tag{7.2}$$

Donde:

$\Gamma = 0°$

$\theta = 17°$

$H_g = 0{,}474[m]$

$b = 3{,}57[m]$

$t = 0{,}87[m]$

$\Lambda = 0°$

Siendo:

ϕ : Ángulo rolido.

Γ : Ángulo de diedro.

θ : Ángulo límite cabeceo.

H_g : Altura del piso al CG.

b : Envergadura.

t : Trocha.

Λ : Ángulo de flecha.

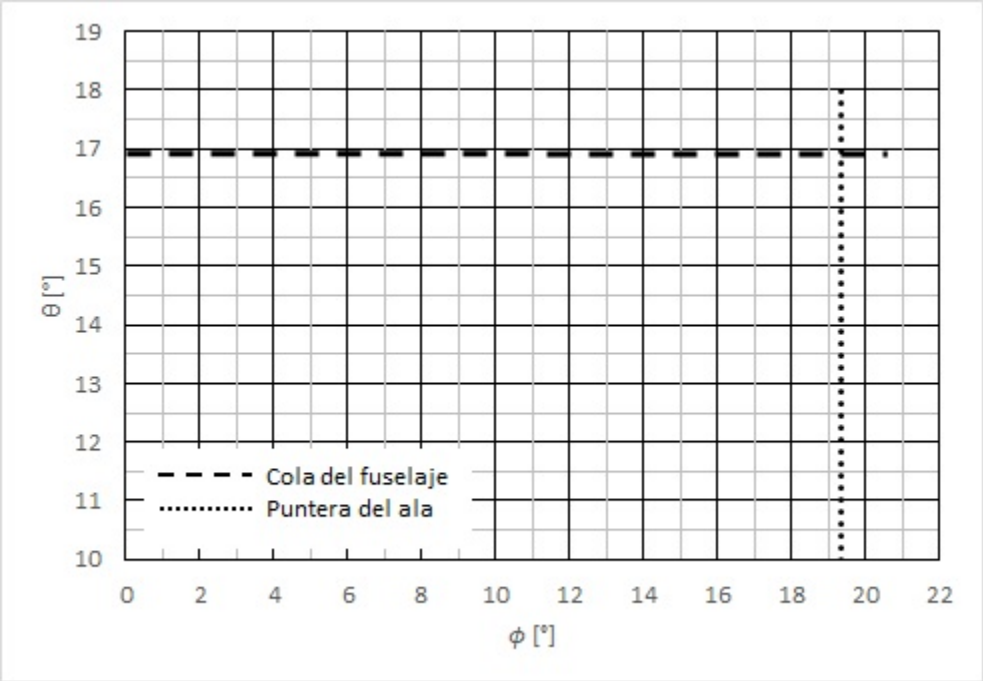


Figura 7.6: Límites de cabeceo y rolido.

7.5.2. Estabilidad en touchdown y taxi

7.5.2.1. Vuelco Longitudinal

Durante el aterrizaje, la condición más desfavorable es con el CG en su posición más elevada y más atrasada. Es por eso que debe haber una distancia mínima en el eje longitudinal entre el tren principal y el CG dada por la siguiente relación según se indica en la Referencia [2]:

$$l_m \leq (H_g + e_s) \cdot tan(\theta_{td}) \tag{7.3}$$

Donde:

$H_g = 0{,}4744[m]$

$e_s = \frac{S_t}{3} = \frac{(6in) * 0{,}1}{3} = 0{,}005[m]$

$S_t = 0{,}011[m]$

$\theta_{td} = 15°$

Siendo:

l_m : Distancia del punto más atrasado del CG a la rueda del tren principal.

H_g : Altura del piso al CG.

e_s : Deflexión estática total.

S_t : Deflexión máxima neumático (se asume un 10 % del diámetro de la rueda).

θ_{td} : Ángulo de cabeceo para la condición de aterrizaje)

Por lo tanto: $l_m = 0{,}247[m] \geq 0{,}128[m]$, se puede ver que el tren diseñado cumple con esta condición. Esto quiere decir que es estable al vuelco longitudinal.

7.5.2.2. Vuelco Lateral

La posición del CG del avión más adelantada con respecto a la base de la rueda y la trayectoria de la rueda, determinan las características de vuelco del avión. El ángulo de vuelco, θ, es el ángulo máximo para un avión inclinado con el CG en la parte superior de una rueda principal; más allá de ese ángulo, la aeronave voltearía sobre su lado. Se aplica el criterio establecido en el Capítulo (7) de la Referencia [1], que establece para una pista de cemento que el ángulo θ debe ser menor a $60°$.

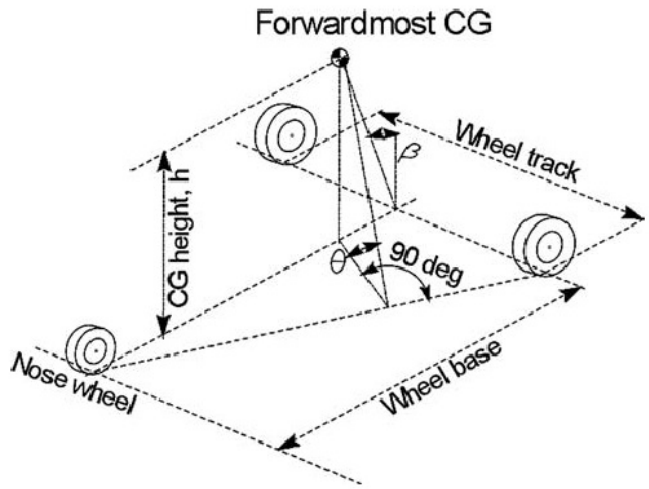


Figura 7.7: Angulo de vuelco.

Calculando se obtiene $\theta = 58{,}7° < 60°$, por lo tanto se cumple con este criterio.

A continuación, para analizar la estabilidad durante el carreteo deben ser consideradas las fuerzas actuantes en la dirección x e y del avión. Debido a que dichas fuerzas son del mismo orden de magnitud, puede tomarse un círculo como el caso límite absoluto. La Referencia [2] establece como criterio de estabilidad que los lados del triángulo base definido por las patas del tren deben quedar por afuera del círculo de radio r y centro en $''0''$ mostrado en la Figura (7.8).

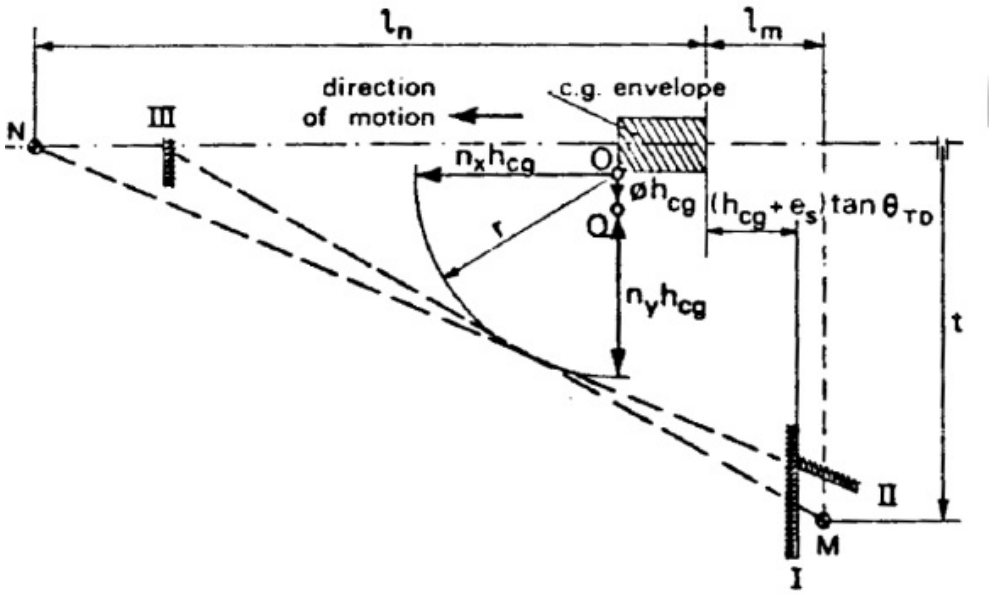


Figura 7.8: Límites por condiciones de estabilidad. Referencia [2].

Al ser la carga siempre simétrica respecto al eje X_{cuerpo} de la aeronave, el punto $''O''$ se encuentra situado sobre el eje X_{cuerpo} en el punto del CG más adelantado. El radio del círculo se calcula con la siguiente fórmula:

$$r = n_y \cdot H_g \cdot \left(1 + 4 \cdot K_{sg} \cdot \frac{e_s}{t}\frac{H_g}{t}\right) \tag{7.4}$$

Donde:

$n_y = 0{,}5$

$H_g = 0{,}474[m]$

$K_{sg} = 1$

$e_s = 0{,}005[m]$

$t = 0{,}87[m]$

Siendo:

r: Radio.

n_y : Factor de carga lateral (superficie dura y seca, condición más crítica).

H_g : Altura del piso al CG.

K_{sg} : Parámetro de rigidez del tren

e_s : Deflección estática total.

t : Trocha.

Valuando en la ecuación (7.4) se obtiene que $r = 0{,}24[m]$.

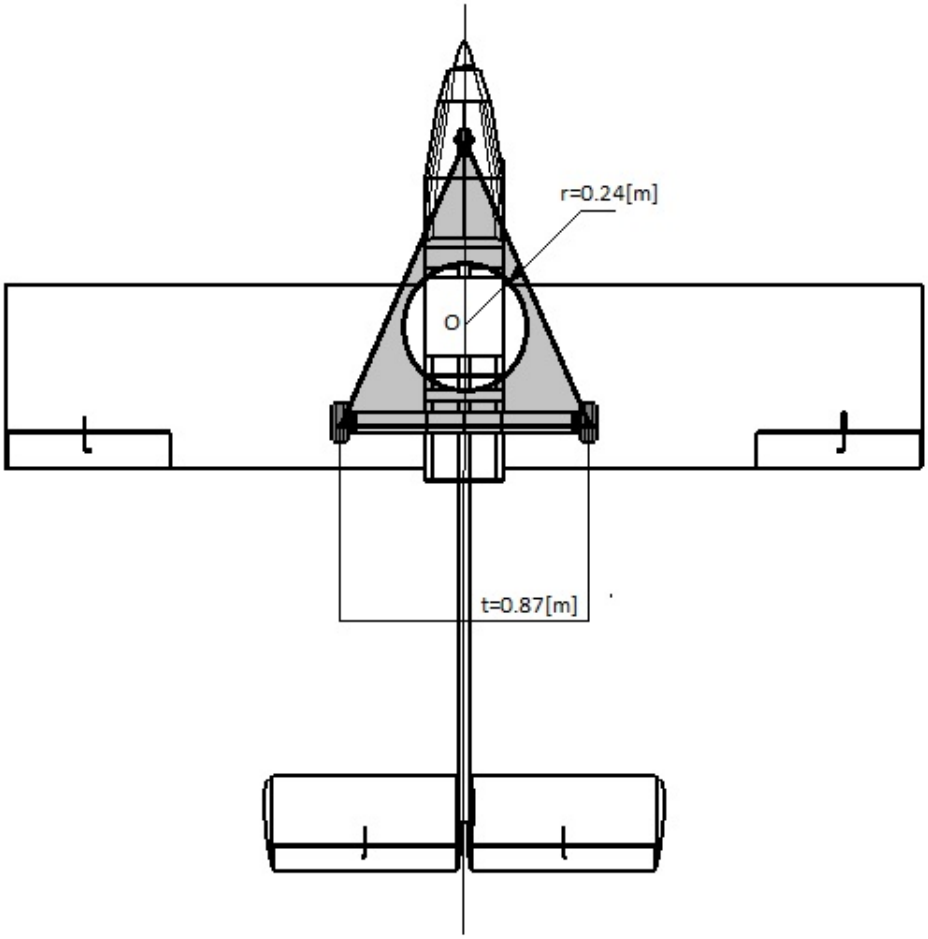


Figura 7.9: Triángulo base.

Como se puede ver, el círculo de radio r y centro $''O''$ queda dentro del triángulo de base del tren de aterrizaje, lo que indica que los parámetros tomados para diseñar el tren son adecuados.

7.5.3. Geometría Final del Tren de Aterrizaje

A continuación se presenta la geometría final del tren de aterrizaje:

t	*Trocha*	$0{,}870[m]$
H_g	*Altura del piso al CG*	$0{,}474[m]$
F	*Distancia tren naríz a tren principal*	$1{,}130[m]$
γ	*Ángulo de despeje de la cola*	$16{,}5°$
$-$	*Ángulo de despeje lateral*	$19{,}3°$

Tabla 7.1: Datos fuselaje

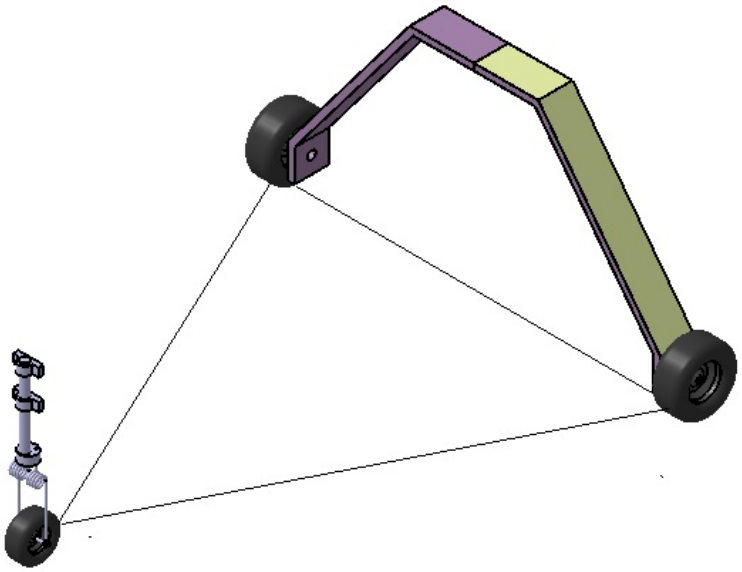


Figura 7.10: Geometría final del tren de aterrizaje.

Referencias

[1] Kundu, A.K.(2010).*Aircraft Design*. New York, U.S.: Cambridge University Press.

[2] Torenbeek, E.(1982). *Synthesis of Subsonic Airplane Design*. Rotterdam, Netherlands: Delft University Press.

[3] European Aviation Safety Agency (2009). *Certification Specifications for Very Light Aeroplanes*.

Capítulo 8

Peso y Centraje: Diseño Preliminar



En este capítulo se detalla la segunda estimación de pesos y se calcula la posición del centro de gravedad del la aeronave.

8.1. Introducción

En esta sección se estimarán los pesos de cada componente de la aeronave basados en la geometría final del primer bucle de diseño. A partir de los pesos que sean recalculados en esta sección, se redistribuirán nuevamente los porcentajes de pesos correspondientes a cada uno para mantener fijo el valor de W_{T0}, ya que los cálculos estructurales se basan en dicho peso. Se considera suficiente la distribución de pesos obtenida para realizar un esquema de las posiciones ya que los ajustes finales de centraje se realizan con el modelo construido.

8.2. Cálculo de pesos

Los componentes y sus pesos deben recalcularse mediante datos conocidos y otros que deben estimarse según diversas citas bibliográficas. El peso total de la aeronave al momento del despegue puede expresarse de forma general según la ecuación (8.1).

$$W_{T0} = W_e + W_p + W_f \tag{8.1}$$

Donde:

W_{T0}: Peso máximo de despegue.

W_e: Peso vacío.

W_p: Peso carga paga.

W_f: Peso de combustible.

De los requerimientos y estimaciones previas se conoce que:

$W_{T0} = 20\,Kg$

$W_p = 5\,Kg$

$W_f = 0{,}5\,Kg$

Por lo tanto según la ecuación (8.1) el peso vacío W_e debe cumplir con un peso de $14{,}5\,Kg$. Éste involucra el peso de todos los sistemas fijos del avión y se expresan en la ecuación (8.2).

$$W_e = W_{ala} + W_{fuselaje} + W_{propulsion} + W_{empenaje} + W_{electronica} + W_{tren} + W_{sisf} \tag{8.2}$$

Donde:

W_{ala}: Peso ala.

$W_{fuselaje}$: Peso fuselaje.

$W_{propulsion}$: Peso propulsión.

$W_{empenaje}$: Peso empenaje.

$W_{electronica}$: Peso electrónica.

W_{tren}: Peso tren de aterrizaje.

W_{sisf}: Peso sistema de combustible.

8.2.0.1. Peso del grupo propulsivo

El grupo motor se conoce por lo que es posible estimar su peso en base a los datos del fabricante. El peso total del grupo propulsor puede descomponerse en los siguientes componentes:

$$W_{Propulsion} = W_{motor} + W_{soporte} + W_{escape} + W_{encendido} + W_{baterias} + W_{helice} \tag{8.3}$$

En base al fabricante el motor, escape, soportes y sistema de encendido conforman un peso total de $1{,}380\,Kg$. La hélice se puede conseguir de madera o fibra de carbono con un peso entre $100 - 140\,gr$ aproximadamente.

Componente	**Peso [Kg]**
Motor + Soportes	1.200
Escape	0.080
Modulo de encendido	0.100
Hélice	0.120
TOTAL	1.500

Tabla 8.1: Peso Motor

8.2.0.2. Estimación del equipo electrónico

En la siguiente tabla se detallan los componentes electrónicos que serán instalados en la aeronave. Cada componente fue pesado por separado, y luego se obtuvo el peso final asociado a la electrónica.

Elemento	Subcomponentes	Peso $[Kg]$	Observaciones
Módulo de telemetría	GPS Otros Total	$0{,}018$ $0{,}025$ $0{,}043$	
Módulo de autopiloto	CPU Receptor del radiocontrol Sensor de presión Total	 $0{,}243$	
Distribuidor eléctrico		$0{,}097$	
Antena de recepción	GPS Radiocontrol Total	$0{,}011$ $0{,}011$ $0{,}022$	
Baterías	Encendido Sist. Eléctrico Total	$0{,}204$ $0{,}248$ $0{,}448$	Batería Li-Po 2500 mAh Batería Li-Po 3200 mAh
Servoactuadores	Potencia motor Sist. Suelte Total	$0{,}055$ $0{,}055$ $0{,}110$	Servoactuador MG996R Servoactuador MG996R
Cámara de filmación	Cámara + Protector	$0{,}065$	Go Gear Pro Hd Lcd Casco
Sonda pitot		$0{,}006$	Sistema de adquisición
Soportes y estándares	Soportes de servos Estándares Total	$0{,}056$ $0{,}020$ $0{,}076$	Pernos de sujeción
Cables de alimentación		$0{,}090$	
TOTAL		$1{,}200$	

Tabla 8.2: Pesos de componentes electrónicos.

$$W_{electronica} = 1{,}2[kg] \tag{8.4}$$

También se tuvo en cuenta la batería del motor y $100gr$ correspondientes a cables.

8.2.0.3. Estimación de combustible y tanque de combustible

El peso de combustible fue estimado en el Capítulo (2), en el cual se determinó que el peso del combustible y el del sistema en general (tanque, mangueras, elementos de sujeción del tanque, entre otros.) es:

$$W_{tc} = W_f + W_{sisf} \tag{8.5}$$

Siendo:

$W_f = 0{,}5\,[Kg]$

$W_{sisf} = 0{,}5\,[Kg]$

Donde:

W_{tc}: Peso tanque combustible

W_{sisf}: Peso sistema de combustible

W_f: Peso combustible

$$W_{tc} = 1\,Kg$$

8.2.0.4. Pesos totales

En cuanto al resto de los componentes como ser fuselaje, ala, grupo de cola y tren de aterrizaje, al no disponer de mejores aproximaciones que las porcentuales establecidas en el Capítulo (2), las mismas serán calculadas con mayor precisión luego de la etapa de diseño estructural. A continuación se presentan los pesos estimativos al final de la etapa de diseño y su correspondiente distribución a lo largo de la aeronave. La carga lanzable (paracaídas) fue ubicada de forma tal que su centro de gravedad esté alineado al centro de gravedad de la aeronave sin ella.

Componente	**Peso** $[Kg]$	**%**
Fuselaje	3,4	17
Ala	4,5	22,5
Propulsión	1,5	7,5
Empenaje	1,4	7
Tren de aterrizaje	2	10
Electrónica	1,2	6
Tanque Combustible	1	5
Carga útil	5	25
TOTAL	20	

Tabla 8.3: Pesos estimativos

Sección	**Posición X [m]**
Propulsión	0,0
Tren naríz	0,196
Tanque combustible	0,263
Electrónica	0,349
Cáscara fuselaje	0,662
Carga lanzable	0,966
Ala	1,060
Tren principal	1,299
Grupo de cola	2,796

Tabla 8.4: Distribución de masas a lo largo de la aeronave

$$\boxed{X_{CG} = 0{,}966\,[m]}$$

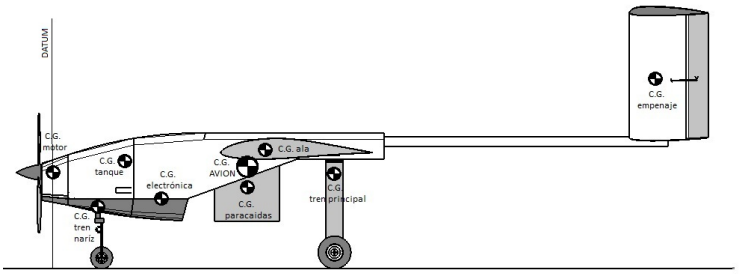


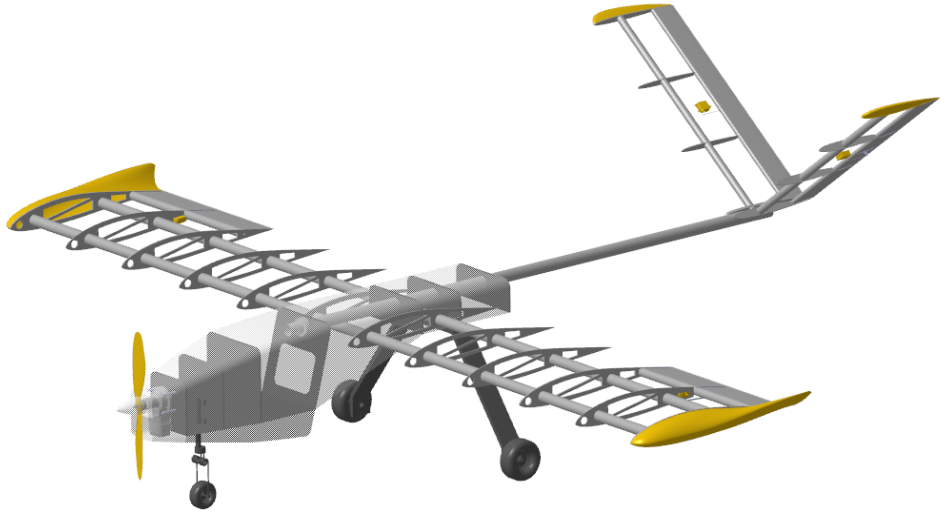
Figura 8.1: Distribución de masas

Parte II

DISEÑO ESTRUCTURAL

Capítulo 9

Requerimientos de diseño y materiales



En este capítulo se detallan los requerimientos estructurales utilizados en el diseño de la célula estructural de la aeronave. Luego se presentan las propiedades de los materiales utilizados.

9.1. Definiciones

A continuación se presentan definiciones necesarias para comprender los conceptos tratados a lo largo del trabajo.

Falla Se dice que ocurre una falla cuando un componente (o conjunto de componentes) deja de cumplir la función para la que fue concebido. Una estructura se diseña para realizar cierta tarea satisfactoriamente. Si algún elemento estructural sufre ciertos efectos que afectan negativamente a la función de la estructura, se puede considerar que el elemento ha fallado.

Pandeo de paneles Inestabilidad geométrica que implica redistribución de esfuerzos y un cambio en la rigidez de la estructura sin que esta colapse. Puede ser generada por compresión, corte y flexión, o combinación de las tres.

Wrinkling Es un fenómeno de inestabilidad local propio de estructuras tipo sándwich, en el cual los *fasesheet* del sándwich pandean en media onda de longitud característica. Hay tres posibles modos de falla: simétrico, anti-simétrico y mixto. Puede ser generada por compresión, corte o combinación de ambas.

Requerimientos de Diseño Estructural Los requerimientos de diseño estructural, conforman un conjunto de criterios de cálculo que deben ser satisfechos en su totalidad a fin de garantizar la integridad estructural (no falla) de cada componente considerado, sujetos a las condiciones de carga límites y últimas previstas en la regulación de aplicación.

El no cumplimiento de uno de ellos implica que el diseño/dimensionamiento debe ser modificado hasta que éste (y los demás) sea satisfecho.

El listado consiste en una guía/recordatorio para el estudio ordenado de la estructura y para decidir sobre la falla o no de un componente.

Factor de Seguridad Ver CS-VLA 303, Referencia [14].

Cargas Límite y Última Ver CS-VLA 301 (a), Referencia [14].

Cargas/Tensiones Actuantes Son los esfuerzos sobre cada elemento estructural, resultantes de cada caso de carga considerando. Para el análisis estructural son estimados por métodos manuales o fem.

Cargas/Tensiones Admisibles Representan los valores de los esfuerzos máximos admitidos por cada elemento estructural, según el tipo de solicitación. En su mayoría, estimado mediante métodos manuales.

Margen de Seguridad Representa el exceso o defecto de resistencia (fluencia, rotura, pandeo, etc.) de un elementos estructural con relación a la carga/tensión actuante (última, límite o % de las anteriores). Es una relación que compara las cargas/tensiones actuantes con las cargas/tensiones admisibles.

$$M.S. = \frac{F_{adm}}{f_{atc}} - 1 \tag{9.1}$$

Donde:

F_{adm}: Carga/Tensión admisible.

f_{atc}: Carga/Tensión actuante.

Un M.S. ≤ 0 indica falla.

Un M.S. > 0 señala la no ocurrencia de la falla considerada.

Un M.S. excesivamente grande, señala ineficiencia estructural (baja relación resistencia-peso).

Índice de Tsai-Wu El índice de Tsai-Wu es un modelo matemático que predice la falla de un componente a partir de un estado multiaxial de tensiones. Debido a que la estructura está formada por láminas donde predominan las tensiones en el plano, se considera suficiente un análisis bidimensional a partir de la ecuación de Tsai-Wu aplicada en el plano.

A continuación se presenta la ecuación de índice de Tsai-Wu 2D, Referencia [10].

$$FI = \left(\frac{1}{X_t} - \frac{1}{X_c}\right) f_\alpha + \left(\frac{1}{Y_t} - \frac{1}{Y_c}\right) f_\beta + \frac{{f_\alpha}^2}{X_t X_c} + \frac{{f_\beta}^2}{Y_t Y_c} + \frac{{f_{\alpha\beta}}^2}{S^2} \tag{9.2}$$

Donde:

FI: Índice de falla.

X_t: Tensión admisible de tracción en la dirección principal α de la lámina.

X_c: Tensión admisible de compresión en la dirección principal α de la lámina.

Y_t: Tensión admisible de tracción en la dirección principal β de la lámina.

Y_c: Tensión admisible de compresión en la dirección principal β de la lámina.

S: Tensión admisible de corte en la dirección $\alpha\beta$ de la lámina.

f_α: Tensión actuante en la dirección principal α de la lámina.

f_β: Tensión actuante en la dirección principal β de la lámina.

$f_\alpha\beta$: Tensión actuante en la dirección $\alpha\beta$ de la lámina.

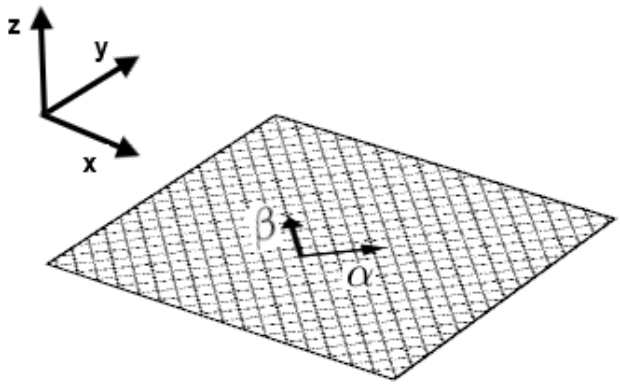


Figura 9.1: Direcciones principales laminado.

Índice de estabilidad-Wrinkling El criterio utilizado para predecir la inestabilidad viene dado por la siguiente ecuación, la cual relaciona tensiones de compresión y de corte, Referencia [10].

$$I_w = \left(\frac{N_x}{N_{x_{wr}}}\right) + \left(\frac{N_{xy}}{N_{xy_{wr}}}\right)^2 \tag{9.3}$$

Donde:

I_w: Índice de *wrinkling*.

N_x: Carga actuante en compresión [N/mm].

$N_{x_{wr}}$: Carga de *wrinkling* admisible en compresión [N/mm].

N_{xy}: Carga actuante en corte [N/mm].

$N_{xy_{wr}}$: Carga de *wrinkling* admisible en corte [N/mm].

9.2. Requerimientos de diseño estructural

9.2.1. Criterios de diseño generales

1. El peso final del vehículo no debe exceder un $20\,\%$ del W_{TO} estimado inicialmente.

9.2.2. Criterios de cálculo del Ala

1. Desplazamiento vertical máximo(flecha máxima) menor al 10 $\%$ de la semienvergadura a carga límite con el objetivo de evitar variaciones de carga aerodinámica respecto de las calculadas y/o evitar deformaciones aeroelásticas excesivas.
2. Índice de falla de Tsai-Wu $\leq 0{,}95$ para materiales ortotrópicos a carga última.
3. Índice de estabilidad-Wrinkling $\leq$ 0.95 a carga límite.
4. Margen de seguridad mayor al 5 %($\geq$0.05) para materiales isotrópicos a carga última.

9.2.3. Criterios de cálculo del Empenaje

1. Desplazamiento vertical máximo(flecha máxima) menor al 10 $\%$ de la longitud del estabilizador a carga límite con el objetivo de evitar variaciones de carga aerodinámica respecto de las calculadas y/o evitar deformaciones aeroelásticas excesivas.
2. Índice de falla de Tsai-Wu $\leq 0{,}95$ para materiales ortotrópicos a carga última.
3. Índice de estabilidad-Wrinkling $\leq$0.95 a carga límite.
4. Margen de seguridad mayor al 5 %($\geq$0.05) para materiales isotrópicos a carga última.

9.2.4. Criterios de cálculo del Fuselaje

1. Índice de falla de Tsai-Wu $\leq 0{,}95$ para materiales ortotrópicos a carga última.
2. La estructura no debe inestabilizarse a carga límite.
3. Al estar abierto el fuselaje, la rigidez torsional debe ser como mínimo $90\,\%$ de la rigidez del mismo fuselaje cerrado.

9.2.5. Criterios de cálculo del Tren de aterrizaje

1. Índice de falla de Tsai-Wu $\leq 0{,}95$ para materiales ortotrópicos a carga última.
2. Margen de seguridad a rotura mayor al 5 %($\geq$0.05) para materiales isotrópicos a carga última.
3. Margen de seguridad a fluencia mayor al 5 %($\geq$0.05) para materiales isotrópicos a carga límite.
4. La deformación en dirección de la trocha no debe superar el $20\,\%$ de la misma.

9.3. Materiales

9.3.1. Introducción

El diseño de la aeronave y sus componentes principales fue orientado a la utilización de materiales compuestos. Sin embargo, se hizo necesario utilizar otros materiales tanto metálicos como no metálicos debido a la disponibilidad y las capacidades de fabricación disponibles.

9.3.1.1. Materiales isotrópicos y ortotrópicos

Para presentar las propiedades de los materiales utilizados, es necesario entender que éstos se dividen en dos grandes grupos de acuerdo al tipo de propiedades que poseen. Por eso es que éstos se pueden clasificar como isotrópicos y ortotrópicos.

Isotrópicos

Los materiales isotrópicos poseen las mismas propiedades mecánicas y elásticas independientemente de la dirección en las que se midan. Para detallar sus propiedades se aplica la siguiente nomenclatura.

ρ: Densidad volumétrica del material.

E: Módulo de elasticidad.

G: Módulo de corte.

ν: Módulo de Poisson.

F_y: Resistencia a la fluencia.

$F_{t_{uts}}$: Resistencia a rotura en tracción.

$F_{c_{uts}}$: Resistencia a rotura en compresión.

S: Resistencia a rotura en corte en cualquier plano.

Los materiales isotrópicos utilizados en el diseño y fabricación son **Metales** y **Plásticos**.

Ortotrópicos

Los materiales ortotrópicos poseen características de elasticidad y resistencia mecánica que difieren según la orientación del material. Es por ello que debe utilizarse una convención para designar las propiedades en cada una de las direcciones principales. En la Figura (9.2) se presenta un esquema con la disposición de ejes sobre un corte de material donde la dirección 1 se orienta a las fibras.

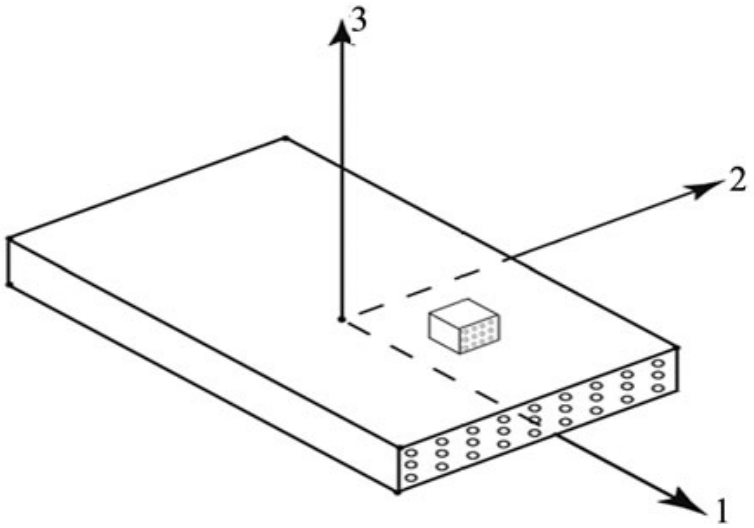


Figura 9.2: Esquema de ejes cartesianos en materiales compuestos. Referencia [15].

Para detallas las propiedades de los mismos, se utiliza la siguiente nomenclatura:

ρ : Densidad volumétrica del material.

E_1 : Módulo de elasticidad sobre la longitud de las fibras.

E_2 : Módulo de elasticidad perpendicular.

E_3 : Módulo de elasticidad transversal.

G_{12} : Módulo de corte en el plano longitudinal-perpendicular.

G_{13} : Módulo de corte en el plano longitudinal-transversal.

G_{23} : Módulo de corte en el plano perpendicular-transversal.

ν_{12} : Módulo de Poisson en el plano longitudinal-perpendicular.

ν_{13} : Módulo de Poisson en el plano longitudinal-transversal.

ν_{23} : Módulo de Poisson en el perpendicular-transversal.

F_{1t} : Resistencia a la tracción longitudinal.

F_{2t} : Resistencia a la tracción perpendicular.

F_{1c} : Resistencia a la compresión longitudinal.

F_{2c} : Resistencia a la compresión perpendicular.

S_{12} : Resistencia al corte en el plano longitudinal-perpendicular.

Los materiales ortotrópicos utilizados en el diseño y fabricación son **Maderas** y **Materiales compuestos**.

Materiales compuestos

Un material compuesto es un sistema formado por la combinación de dos o más elementos constituyentes que difieren en forma y composición química, insolubles entre si. La importancia de los materiales compuestos radica en la combinación de las propiedades y prestaciones de los materiales cuando se los combina correctamente. La mayor parte de los materiales compuestos están formados por dos o más fases, una matriz continua que rodea a las demás fases, las cuales se denominan fases dispersas o refuerzos.

La matriz se clasifica principalmente por el tipo de material que la conforma, es decir matrices metálicas, cerámicas, o poliméricas. Los refuerzos se clasifican además del tipo de material, en función de su forma, tamaño, distribución y orientación de las partículas.



Figura 9.3: Tipos de refuerzos.

9.3.2. Propiedades de los materiales

Aluminio 6063-T6

Aleación de aluminio con silicio y magnesio. Posee buenas propiedades mecánicas, es tratable térmicamente y soldable.

Aluminio 6063-T6			**Referencia**
Prop. Físicas	$\rho[Kg/m3]$	2700	Referencia [2]
Elasticidad	$E[MPa]$	68900	Referencia [2]
	$G[MPa]$	25800	Referencia [2]
	ν	0,33	Referencia [2]
Resistencia mecánica	$F_y[MPa]$	214	Referencia [2]
	$F_{t_{uts}}[MPa]$	241	Referencia [2]
	$F_{c_{uts}}[MPa]$	Igual a $F_{t_{uts}}$	Referencia [2]
	$S_{uts}[MPa]$	152	Referencia [2]

Tabla 9.1: Propiedades del aluminio 6063-T6

Acero AISI 1065

Acero al carbono muy utilizado para la fabricación de resortes. No se emplea con cargas de impacto o choque, se fabrica en diámetros de 3 – 12mm, no se usa a más de 180 ºC.

Acero AISI 1065			**Referencia**
Prop. Físicas	$\rho[Kg/m3]$	7800	Referencia [11]
Elasticidad	$E[MPa]$	190000	Referencia [2]
	$G[MPa]$	72000	Referencia [2]
	ν	0,29	Referencia [2]
Resistencia mecánica	$F_y[MPa]$	490	Referencia [2]
	$F_{t_{uts}}[MPa]$	720	Referencia [2]
	$F_{c_{uts}}[MPa]$	-	Referencia [2]
	$S_{uts}[MPa]$	430	Referencia [2]

Tabla 9.2: Propiedades del acero AISI 1065

Cedro

Es una madera de color marrón rosado a rojo claro con la albura más clara. Tiene un grano medio y fibras mayoritariamente alineadas. Se comercializa en láminas delgadas, siendo muy útil en fabricación ya que permiten ser moldeadas fácilmente.

Cedro (West-red Cedar)			**Referencia**
Prop. Físicas	$\rho[Kg/m3]$	550	Referencia [3].
Elasticidad	$E_1[MPa]$	7700	Referencia [3]
	$E_2[MPa]$	423,5	Referencia [3]
	$E_3[MPa]$	623,7	Referencia [3]
	$G_{12}[MPa]$	662,2	Referencia [3]
	$G_{13}[MPa]$	669,9	Referencia [3]
	$G_{23}[MPa]$	38,5	Referencia [3]
	ν_{12}	0,296	Referencia [3]
	ν_{13}	0,378	Referencia [3]
	ν_{23}	0,484	Referencia [3]
Resistencia mecánica	$F_{1_t}[MPa]$	51,7	Referencia [3]
	$F_{2_t}[MPa]$	1,5	Referencia [3]
	$F_{1_c}[MPa]$	31,4	Referencia [3]
	$F_{2_c}[MPa]$	3,2	Referencia [3]
	$S_{12}[MPa]$	6,8	Referencia [3]

Tabla 9.3: Propiedades de la madera de cedro

Eucalipto

A la madera del eucalipto se la cataloga como una madera semi-pesada, es de un color que puede variar entre un rosa pálido, casi amarillento y el pardo rojizo con vetas de color grisáceo. La textura es homogénea, de grano medio y poco porosa. Debido a su comercialización como material terciado de bajo espesor, permite ser utilizado en muchos componentes estructurales.

Eucalipto			**Referencia**
Prop. Físicas	$\rho[Kg/m3]$	700	Referencia [6]
Elasticidad	$E_1[MPa]$	9368,5	Referencia [6]
	$E_2[MPa]$	720,7	Referencia [7]
	$E_3[MPa]$	1171,1	Referencia [7]
	$G_{12}[MPa]$	468,4	Referencia [8]
	$G_{13}[MPa]$	468,4	Referencia [8]
	$G_{23}[MPa]$	468,4	Referencia [8]
	ν_{12}	-	-
	ν_{13}	-	-
	ν_{23}	-	-
Resistencia mecánica	$F_{1_t}[MPa]$	89	Referencia [6]
	$F_{2_t}[MPa]$	7	Referencia [9]
	$F_{1_c}[MPa]$	57,8	Referencia [9]
	$F_{2_c}[MPa]$	16,7	Referencia [9]
	$S_{12}[MPa]$	10,7	Referencia [9]

Tabla 9.4: Propiedades de la madera de Eucalipto

Poliestireno expandido

Es un material plástico espumado, derivado del poliestireno. Al fabricarse en distintas densidades y por sus características, permite ser trabajado fácilmente, obteniéndose formas muy diversas.

Poliestireno expandido			**Referencia**
Prop. Físicas	$\rho[Kg/m3]$	15	Referencia [4]
Elasticidad	$E[MPa]$	2,5	Referencia [4]
	$G[MPa]$	1,25	Referencia [4]
	ν	0,1	Referencia [5]
Resistencia mecánica	$F_y[MPa]$	-	-
	$F_{t_{uts}}[MPa]$	0,210	Referencia [4]
	$F_{c_{uts}}[MPa]$	0,210	Referencia [4]
	$S_{uts}[MPa]$	0,105	Referencia [4]

Tabla 9.5: Propiedades del Poliestireno Expandido.

Fibra de vidrio/ Resina epoxi

Material compuesto que brinda buenas propiedades mecánicas combinado con su bajo peso. La tela de fibra de vidrio es uno de los refuerzos que más se comercializa, y su costo no es elevado comparado a otros. Se comercializa de distintas densidades y tamaños permitiendo obtener piezas de bajos espesores y formas variadas.

La resina epoxi, además de las propiedades que brinda, posee un tiempo de curado relativamente lento, permitiendo trabajar con comodidad sin tener problemas de endurecimiento durante los procesos de fabricación.

Fibra de vidrio/ Resina epoxi			**Referencia**
Prop. Físicas	$\rho[Kg/m3]$	2103,7	Referencia [1]
Elasticidad	$E_1[MPa]$	15857,9	Referencia [1]
	$E_2[MPa]$	15857,9	Referencia [1]
	$E_3[MPa]$	3050	Referencia [1]
	$G_{12}[MPa]$	4136,9	Referencia [1]
	$G_{13}[MPa]$	4136,9	Referencia [1]
	$G_{23}[MPa]$	4136,9	Referencia [1]
	ν_{12}	0,2	Referencia [1]
	ν_{13}	0,4	Referencia [12]
	ν_{23}	0,4	Referencia [12]
Resistencia mecánica	$F_{1_t}[MPa]$	320	Referencia [13]
	$F_{2_t}[MPa]$	320	Referencia [13]
	$F_{1_c}[MPa]$	165,5	Referencia [1]
	$F_{2_c}[MPa]$	165,5	Referencia [1]
	$S_{12}[MPa]$	50,3	Referencia [1]

Tabla 9.6: Propiedades de la Fibra de Vidrio/Epoxi

Fibra de carbono/ Resina epoxi

Material compuesto que brinda buenas propiedades mecánicas, con módulos de elasticidad y resistencia mucho mayores a la fibra de vidrio, sin embargo posee un costo mucho más elevado. Se comercializa de distintas densidades y tamaños permitiendo obtener piezas de bajos espesores y formas variadas.

La resina epoxi, además de las propiedades que brinda, posee un tiempo de curado relativamente lento, permitiendo trabajar con comodidad sin tener problemas de endurecimiento durante los procesos de fabricación.

Fibra de carbono/ Resina epoxi			**Referencia**
Prop. Físicas	$\rho[Kg/m3]$	1600	Referencia [12]
Elasticidad	$E_1[MPa]$	74000	Referencia [12]
	$E_2[MPa]$	74000	Referencia [12]
	$E_3[MPa]$	3050	Referencia [1]
	$G_{12}[MPa]$	4550	Referencia [12]
	$G_{13}[MPa]$	4550	Referencia [12]
	$G_{23}[MPa]$	4550	Referencia [12]
	ν_{12}	0,05	Referencia [12]
	ν_{13}	0,21	Referencia [12]
	ν_{23}	0,21	Referencia [12]
Resistencia mecánica	$F_{1_t}[MPa]$	499	Referencia [12]
	$F_{2_t}[MPa]$	458	Referencia [12]
	$F_{1_c}[MPa]$	352	Referencia [12]
	$F_{2_c}[MPa]$	352	Referencia [12]
	$S_{12}[MPa]$	46	Referencia [12]

Tabla 9.7: Propiedades de la Fibra de Carbono/Epoxi

Madera Balsa

La madera de balsa tiene entre otras cualidades: una gran capacidad de aislamiento térmico y acústico, bajo peso, facilidad para encolarse y ser trabajada y el mínimo movimiento de agua entre sus celdas. Se utiliza, a nivel mundial, en aeromodelismo y maquetas de arquitectura.

Madera Balsa			**Referencia**
Prop. Físicas	$\rho[Kg/m3]$	150	Referencia [11]
Elasticidad	$E[MPa]$	2,63	Referencia [11]
	$G[MPa]$	-	
	ν	-	
Resistencia mecánica	$F_y[MPa]$	-	-
	$F_{t_{uts}}[MPa]$	2.55	Referencia [11]
	$F_{c_{uts}}[MPa]$	9.81	Referencia [11]
	$S_{uts}[MPa]$	-	

Tabla 9.8: Propiedades de la madera Balsa.

Referencias

[1] Hollmann, M. (1983). *Composite Aircraft Design*. California, U.S.

[2] http://www.aerospacemetals.com. (2017). *Página web oficial ASM Aerospace Specification Metals, Inc.*. Florida, U.S.

[3] Green, D. W., Winandy, J. E., y Kretschmann, D. E. (1999). *Mechanical properties of wood*. Madison, WI, U.S.: U.S. Department of Agriculture, Forest Service.

[4] http://www.aislacentro.cl. (2017). *Página web oficial Aislacentro .LTDA*. Temuco, Chile.

[5] García, N. P., Anguas, P. G., Salazar, A. P., Hidalgo, R. J., y Mondragón, F. C. (2016). *Evaluación de las propiedades mecánicas del poliestireno expandido*, Querétaro, México: Secretaría de comunicaciones y transportes, Instituto mexicano del transporte.

[6] Instituto Nacional Forestal, IFONA. (2004). *Fichas técnicas de especies nativas e implantadas en Argentina*. Argentina.

[7] Fernández, G. M., y Cañás, S. (2007). *Simulación numérica mediante el método de los elementos finitos de la unión entre viguetas y vigas de eucalipto con cola de milano*, Lugo, España: Escuela politécnica superior de Lugo.

[8] Bal, B. C., y Bektaş İ. (2014). *Some mechanical properties of plywood produced from eucaliptus, beech and poplar veneer*. Kahramanmaraş, Tuquía: Kahramanmaraş Sütçü İmam University, Faculty of Forestry.

[9] Martinuzzi, F. *Fichas técnicas de maderas*. Argentina: INTI.

[10] *Apuntes teóricos Estructuras Aeronáuticas IV*. Córdoba, Argentina: Instituto Universitario Aeronáutico.

[11] *www.normadera.tknika.net*.

[12] Kollár, L.P., y Springer, G.S. (2003). *Mechanics of Composite Structures*. New York, U.S.: Cambridge University Press.

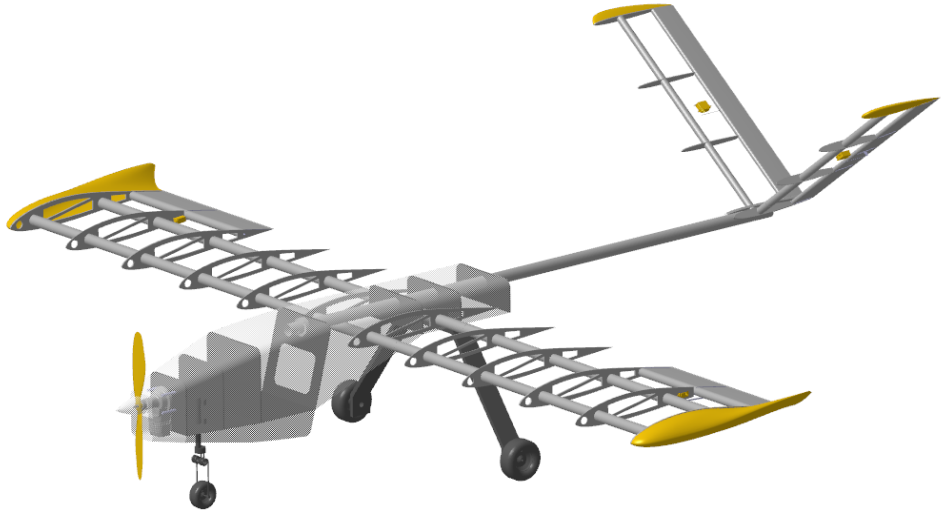
[13] Greene, E. (1999). *Marine Composites*. Annapolis, Maryland.

[14] European Aviation Safety Agency (2009). *Certification Specifications for Very Light Aeroplanes*.

[15] http://file.scirp.org

Capítulo 10

Envolvente de vuelo: Diseño Estructural



En este capítulo se presenta el cálculo de la envolvente de vuelo estructural. Se obtienen los factores de carga límite y las velocidades que definen la envolvente.

10.1. Introducción

Para establecer los cálculos estructurales se utilizó la norma CS-VLA, Referencia [1]. Ésta norma es utilizada para certificar aeronaves cuyo máximo peso de despegue es menor a 750 [Kg] y poseen una velocidad de pérdida máxima de 83 [Km/h]. A pesar de que esta norma esta destinada a aeronaves de mayor porte, permite ser utilizada como guía para obtener las condiciones de carga de diseño.

Primero se calculará la envolvente de vuelo estructural, según el Apéndice A de la norma. A partir de la misma, se obtendrán las condiciones de cargas que debe soportar la aeronave.

10.2. Envolvente de vuelo

La envolvente de vuelo estructural es un diagrama que presenta los factores de carga máximos que puede soportar la aeronave a determinadas velocidades.

A continuación se detallan los cálculos correspondientes para obtener los diferentes puntos del diagrama (A, C, D, E, F, G). La Figura (10.1), muestra las velocidades y factores de carga que deben ser determinados.

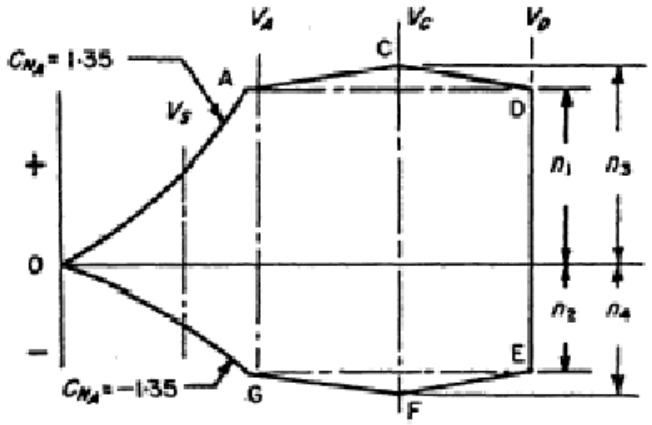


Figura 10.1: Envolvente de vuelo CS-VLA. Referencia [1].

A continuación se presentan valores de los factores de carga según la categoría de aeronave seleccionada.

LIMIT FLIGHT LOAD FACTORS					
			Normal Category	Utility category	Aerobatic category
FLIGHT LOAD FACTORS	Flaps Up	n1	3·8	4·4	6·0
		n2	–0·5 n1		
		n3	Find n3 from Figure A1		
		n4	Find n4 from Figure A2		
	Flaps Down	nflap	0·5 n1		
		nflap	Zero*		

Figura 10.2: Factores de carga según categoría de aeronave. Referencia [1].

Donde:

n_1: Factor de carga límite de maniobra positivo.

n_2: Factor de carga límite de maniobra negativo.

n_3: Factor de carga límite de ráfaga positivo.

n_4: Factor de carga límite de ráfaga negativo.

$V_{A_{min}}$: Velocidad mínima de maniobra de diseño.

$V_{C_{min}}$: Velocidad mínima de ráfaga de diseño.

$V_{D_{min}}$: Velocidad mínima de picada de diseño.

Debido a que la aeronave no debe cumplir requerimientos de tipo categoría, se designa la aeronave como categoría normal. Los factores de carga n_1 y n_2 se obtienen de la Figura (10.2). Para obtener los factores de carga n_3 y n_4 se deben calcular las velocidades mínimas. Éstas se obtienen de las siguientes ecuaciones obtenidas de la norma.

$$V_A \geq V_{A_{min}} = 6{,}79\sqrt{n_1 \frac{W}{S}} \tag{10.1}$$

$$V_C \geq V_{C_{min}} = 7{,}69\sqrt{n_1 \frac{W}{S}} \tag{10.2}$$

$$V_D \geq V_{D_{min}} = 10{,}86\sqrt{n_1 \frac{W}{S}} \text{ (pero no debe exceder: } 1{,}4\sqrt{\frac{n_1}{3{,}8}} V_{C_{min}}) \tag{10.3}$$

Donde los valores se expresan en las unidades siguientes:

$V = [Knots]$

$W = [Kg]$

$S = [m^2]$

$$V_A \geq V_{A_{min}} \tag{10.4}$$

$$V_C \geq V_{C_{min}} \tag{10.5}$$

$$V_D \geq V_{D_{min}} \tag{10.6}$$

Debido a que se desea que la aernave opere a bajas velocidades, se seleccionarán velocidades iguales a las mínimas obtenidas. Salvo para el caso de la velocidad de diseño de maniobra V_A, que se encuentra limitada por la pérdida, por lo tanto se seleccionará la mínima velocidad a la cual la aeronave puede volar a factor de carga n_1.

Los factores de carga límites de ráfaga se obtienen de las siguientes curvas, ingresando con los valores de carga alar $\frac{W}{S}$, factor de carga n_1 y la relación de velocidades V_C.

$n_1 \frac{W}{S} = 30{,}4\,[Kg/m^2]$

$$\frac{V_{C_{sel}}}{V_{C_{min}}} = 1$$

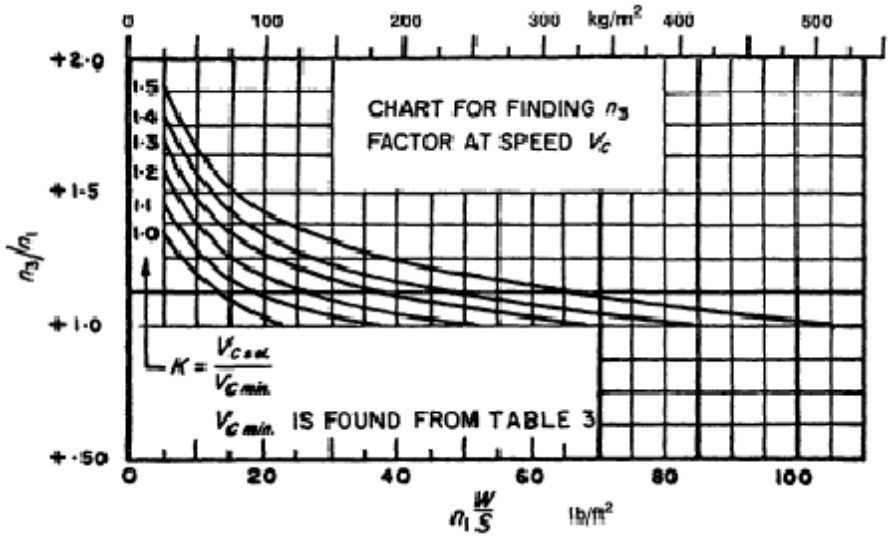


Figura 10.3: Factor de carga de ráfaga positivo. Referencia [1].

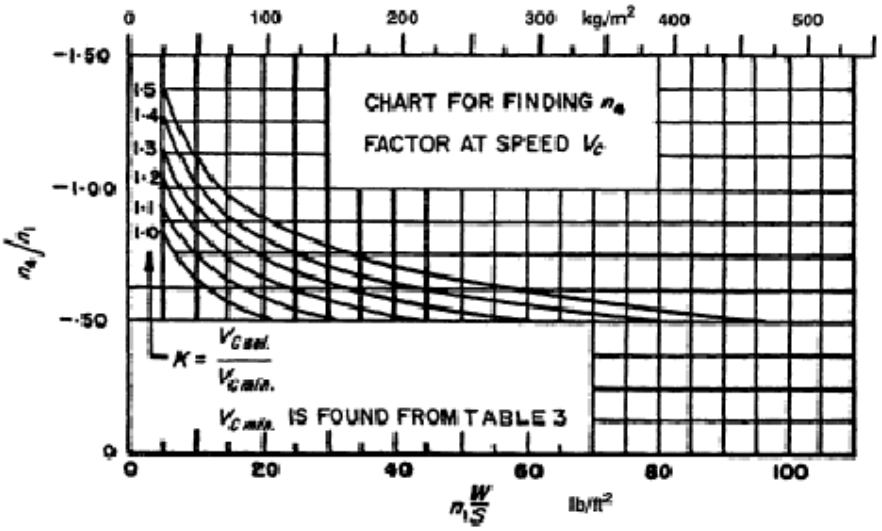


Figura 10.4: Factor de carga de ráfaga negativo. Referencia [1].

Estos factores de carga no pueden ser alcanzados a la velocidad de ráfaga, están limitados por la pérdida. Por lo tanto el valor de n_3 y n_4 se limitan al máximo valor de carga que puede alcanzar la aeronave a la velocidad de ráfaga.

En la siguiente tabla se presentan los valores de las velocidades y factores de carga obtenidos para generar el diagrama.

n_1	$3{,}8$
n_2	$-1{,}9$
n_3	$4{,}27$
n_4	$-2{,}83$
V_A	$20{,}6\,[m/s]$
V_C	$21{,}8\,[m/s]$
V_D	$30{,}5\,[m/s]$

Tabla 10.1: Velocidades y factores de carga de envolvente de vuelo.

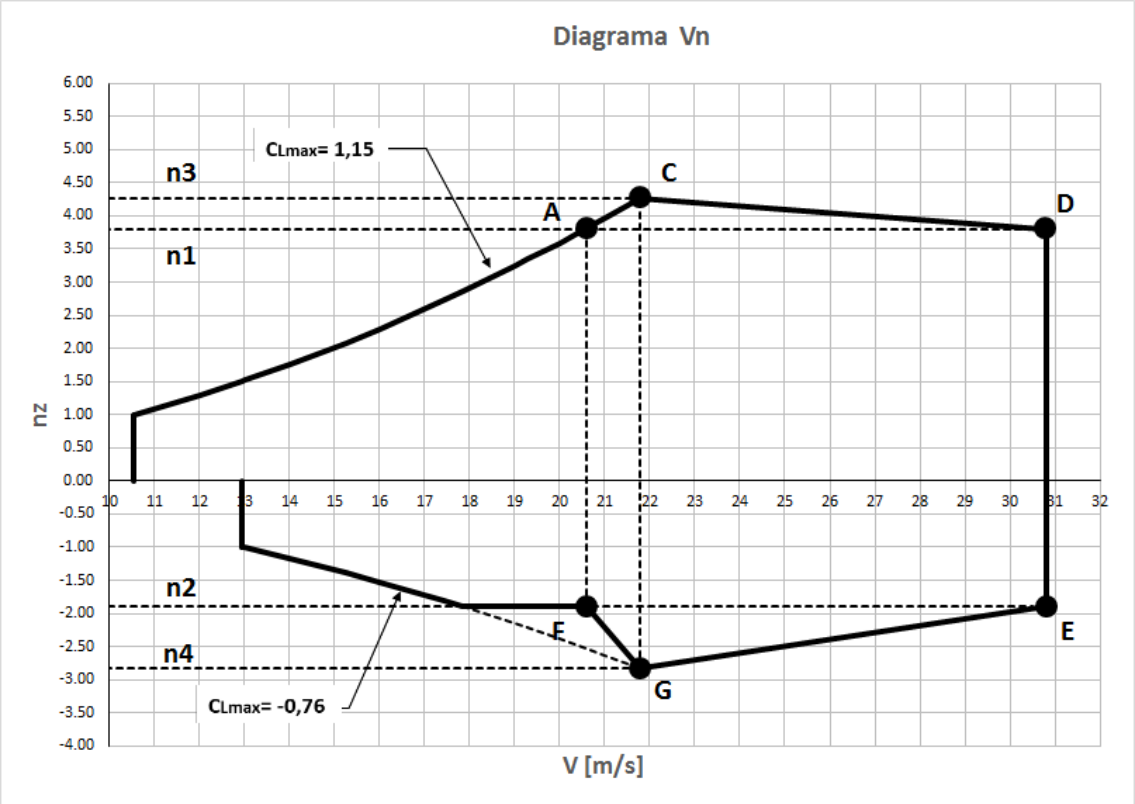


Figura 10.5: Envolvente de vuelo estructural del vehículo.

Referencias

[1] European Aviation Safety Agency (2009). *Certification Specifications for Very Light Aeroplanes*.

Capítulo 11

Ala y unión ala-fuselaje: Diseño Estructural



En este capítulo se presentan las cargas a las cuales se verá sometida el ala, obtenidas a partir de la norma. Luego se presentan los requerimientos estructurales, necesarios para el dimensionamiento de los componentes estructurales. Posteriormente se realiza un análisis de elementos finitos del ala y la unión ala fuselaje, verificando que se cumplan los requerimientos propuestos. Por último se presenta el cálculo del momento de charnela, a fin de determinar la potencia del servoactuador de los alerones.

11.1. Introducción

El ala debe estar diseñada de tal forma que pueda soportar las distintas condiciones de carga producidas en vuelo, sin que se produzca el fallo de los componentes asociados. Éstas cargas se obtienen a partir de la norma y varían dependiendo el tipo de aeronave y la misión para la cual fue pensada. Además, es importante asegurar que las cargas soportadas por el ala, puedan ser transferidas efectivamente al fuselaje a través de la unión ala fuselaje.

Para el diseño estructural de los componentes, es de vital importancia tener en cuenta los materiales disponibles y las capacidades de fabricación a la hora de diseñar. Para ello se debe analizar las ventajas y desventajas en cada caso, buscando obtener los mayores beneficios. Sin embargo, se debe aclarar que este trabajo se vio motivado por el deseo de aprendizaje y utilización de materiales compuestos, por lo que el diseño está apuntado a la utilización de éstos como principal material.

11.2. Diseño preliminar de la estructura

11.2.1. Cargas límite de operación según norma

Para dimensionar la estructura del ala y componentes asociados, se deben estimar las cargas de operación. Dichas cargas se obtienen del apéndice A “Simplified Design Load Criteria For Conventional Very Light Airplanes” de la norma, Referencia [1]. La misma exige que la aeronave sea capaz de soportar cargas de tipo simétricas y asimétricas. Este trabajo se limita al análisis de los casos más exigentes.

A continuación se describen las condiciones de carga utilizadas para dimensionar la estructura.

11.2.1.1. Carga 1

Esta carga es de tipo simétrica. Se debe analizar en la condición más exigente de la envolvente, en este caso el punto C, Figura (10.5). A continuación se detallan las condiciones del mismo.

PUNTO	n_z	$EAS\ [m/s]$	C_L
C	4,27	21,8	1,150

Tabla 11.1: Condiciones de carga del punto C.

En la siguiente figura se presentan las cargas distribuidas a lo largo de la envergadura, obtenida a partir del software REDM, Referencia [4].

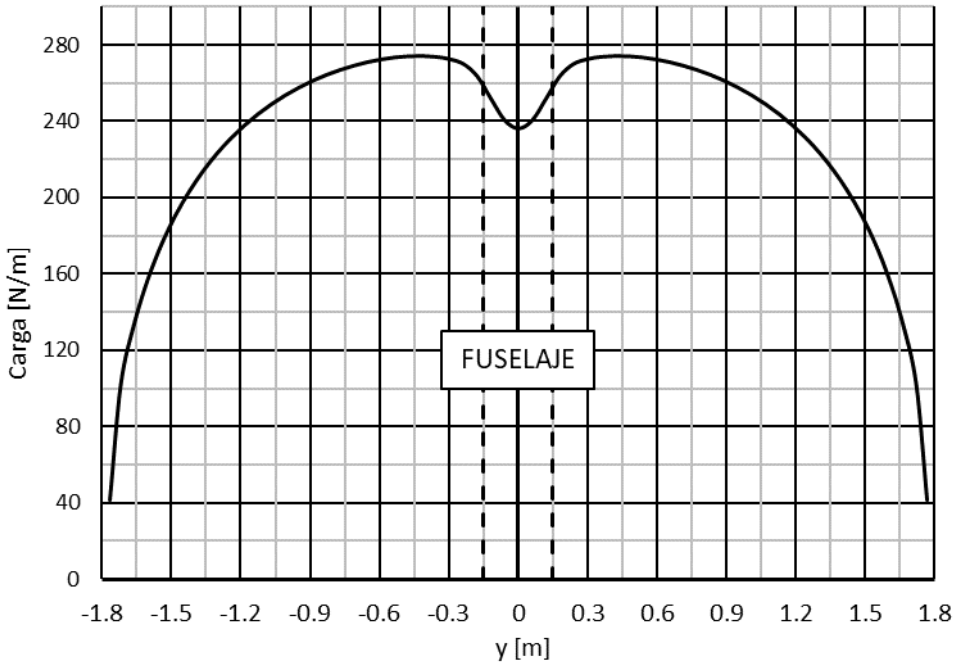


Figura 11.1: Distribución de carga a lo largo de la envergadura-Carga límite.

A partir de la distribución presentada en Figura (11.1), se obtienen las cargas límite y última en cada semiala.

Cargas	**Semiala a**	**Semiala b**	**TOTAL**
$P_{1_{limite}}$	380 [N]	380 [N]	760 [N]
$P_{1_{ultima}}$	570 [N]	570 [N]	1140 [N]

Tabla 11.2: Carga límite y carga última.

11.2.1.2. Carga 2

Esta carga consiste en una deflexión máxima de alerones para una condición dada. Las cargas en cada semiala se componen de la siguiente forma:

Semiala a)= 75 $\%$ de la carga (Pto. A) + máxima deflexión negativa de alerón

Semiala b)= 75 $\%$ de la carga (Pto. A) + máxima deflexión positiva de alerón

Las condiciones de carga son las del punto A de la envolvente, Figura (10.5), las cuales se detallan en la siguiente tabla.

PUNTO	n_z	$EAS\ [m/s]$	C_L
A	3,8	20,6	1,150

Tabla 11.3: Condiciones de carga del punto A.

Para obtener las cargas en cada semiala, se separa la carga tipo simétrica del aporte generado por los alerones. Para ello se realizan dos corridas separadas del software REDM, Referencia [4], obteniéndose las distribuciones de C_l locales a lo largo de la envergadura y las distribuciones de carga a lo largo de la cuerda.

En la primer corrida se obtienen las distribuciones en las condiciones del punto A del diagrama, es decir a $C_{L_{max}}$. A partir de estos datos, se generan las cargas que son multiplicadas por un factor de $0{,}75$, como se indicó anteriormente.

En la segunda corrida, se obtienen las distribuciones generadas por los alerones, para una sustentación nula del ala. Ésto permite modificar la distribución tanto a lo largo de la cuerda como de la envergadura, sin aumentar la carga total.

Finalmente se suman ambas contribuciones. En la siguiente figura se presenta la distribución de cargas.

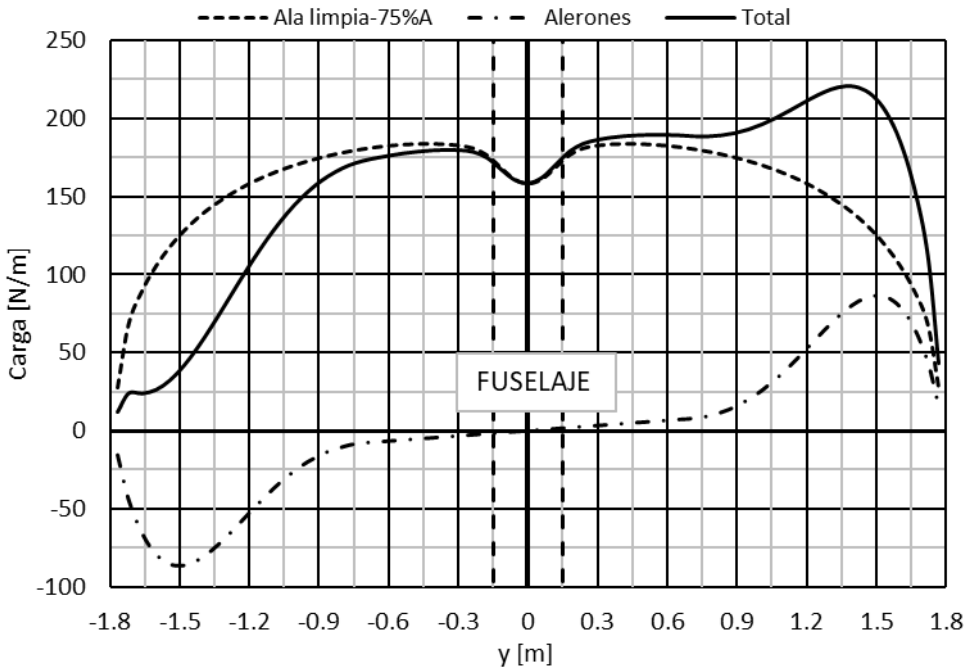


Figura 11.2: Distribución de carga a lo largo de la envergadura-Carga límite.

Se obtuvieron las cargas en cada semiala, con su propia distribución a lo largo de la envergadura y de la cuerda. El valor de las mismas se presentan en la siguiente tabla.

Cargas	**Semiala a)**	**Semiala b)**	**TOTAL**
$P_{2_{limite}}$	212 [N]	301 [N]	513 [N]
$P_{2_{ultima}}$	318 [N]	451 [N]	769 [N]

Tabla 11.4: Carga límite y carga última.

11.2.1.3. Carga 3

En este caso, se analiza una condición de carga asimétrica. La misma se compone de la siguiente forma:

Semiala a)= 70 $\%$ de la carga (Pto. A)

Semiala b)= 100 $\%$ de la carga (Pto. A)

Las condiciones de carga son las del punto A de la envolvente, Figura (10.5). En la siguiente tabla se detallan las condiciones.

PUNTO	n_z	EAS $[m/s]$	C_L
A	3,8	20,6	1,150

Tabla 11.5: Condiciones de carga del punto A.

Utilizando el software REDM, Referencia [4], se obtuvo la distribución de C_l local a lo largo de la envergadura. La semiala que toma menos porcentaje de carga, se multiplicó por un factor de 0.7. A continuación se presenta la distribución de cargas.

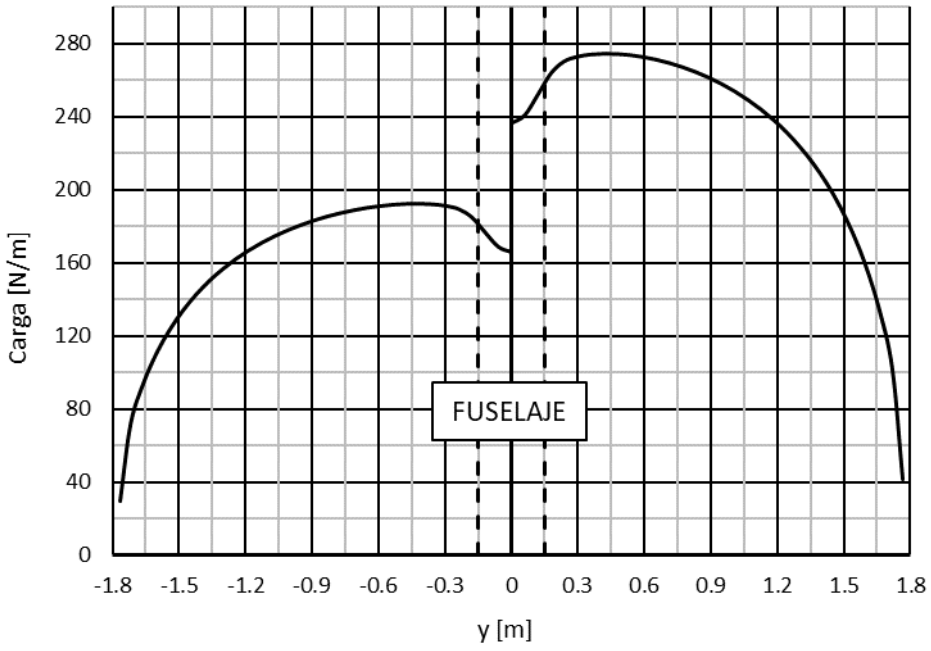


Figura 11.3: Distribución de cargas a lo largo de la envergadura.

Finalmente las cargas que debe soportar cada semiala se presentan en la siguiente tabla.

Cargas	**Semiala a)**	**Semiala b)**	**TOTAL**
$P_{3_{limite}}$	261 [N]	373 [N]	634 [N]
$P_{3_{ultima}}$	392 [N]	560 [N]	951 [N]

Tabla 11.6: Carga límite y carga última.

11.2.2. Estructura del ala

En el diseño estructural del ala, se busca que los distintos elementos que la componen trabajen en forma eficiente, reduciendo el peso lo máximo posible.

El ala debe estar diseñada para soportar las condiciones de carga a la cual estará sometida. Si bien todos los elementos que la componen trabajan en forma conjunta, cada uno se diseña para cumplir un rol diferente.

Debido al requerimiento de dimensiones máximas, el ala se diseña a partir de dos semialas. Las mismas están compuestas principalmente por:

1. Largueros
2. Costillas
3. Recubrimiento
4. Núcleo

11.2.2.1. Largueros

Los largueros son aquellos elementos que recorren el ala a lo largo de su envergadura y están diseñados para trabajar en flexión.

Se optó por una estructura tipo bilarguera, con tubos de sección circular, ya que se simplifica considerablemente la fabricación y el ensamble con el fuselaje. Al ser bilarguero, permite disminuir la dimensión de los tubos y se evita una toma mas compleja para evitar la rotación del ala.

Materiales

Los materiales tenidos en cuenta para la fabricación de los largueros, son:

1. Aluminio 6063.
2. Fibra de vidrio impregnada con resina epoxi.

A continuación se presenta una tabla comparativa con ventajas y desventajas:

MATERIALES	Ventajas	Desventajas
Fibra de vidrio	Bajo peso	Dificultad de fabricación
	Se puede variar los espesores	Propiedades dependen de la fabricación
Aluminio 6063	Se evita fabricación	Dimensiones establecidas por el fabricante
	Mejores propiedades mecánicas	Mayor peso

Tabla 11.7: Ventajas y desventajas de materiales.

Se decidió optar por la fibra de vidrio impregnada con resina epoxi. Si bien las densidades son comparativas, las dimensiones y espesores de los tubos de aluminio que se comercializan hacen que los pesos se incrementen considerablemente comparado a la fibra de vidrio.

Debido a que los tubos de fibra de vidrio deben ser fabricados, permite que los espesores se manejen de acuerdo a lo necesario para soportar las cargas sin aumentar los pesos.

Las propiedades de la fibra de vidrio utilizada se encuentran en el Capítulo (9).

Posicionamiento

Los largueros están ubicados de tal forma que tomen aproximadamente la misma carga, para una distribución con ala limpia, es decir sin deflexión de alerones. En la siguiente tabla se presenta la posición de cada larguero a lo largo de la cuerda, y el porcentaje de carga que toma cada uno. La distribución de carga a lo largo de la cuerda fue obtenida a partir del software REDM, Referencia [4].

Larguero	x/c	porcentaje de carga
Anterior	$0{,}15$	$53{,}7$
Posterior	$0{,}6$	$46{,}3$

Tabla 11.8: Posicionamiento de largueros.

Características geométricas

Debido al método de fabricación, el cual incluye un tubo como molde para laminar, las dimensiones como el diámetro interno del tubo también se encuentran determinados a partir de los diámetros que se comercializan. El diámetro externo del larguero viene dado por la cantidad de capas de fibra de vidrio.

Ambos largueros son geométricamente iguales. Poseen escalonamientos en el cual la cantidad de capas van disminuyendo hacia la puntera.

A continuación se presentan las características de los mismos.

Sección	$\phi_{int}[mm]$	$\phi_{ext}[mm]$	Longitud $[mm]$	espesor $[mm]$	nº capas
1	40	$42{,}52$	300	$1{,}26$	7
2	40	$41{,}44$	500	$0{,}72$	4
3	40	$40{,}72$	986	$0{,}36$	2

Tabla 11.9: Características de los largueros.

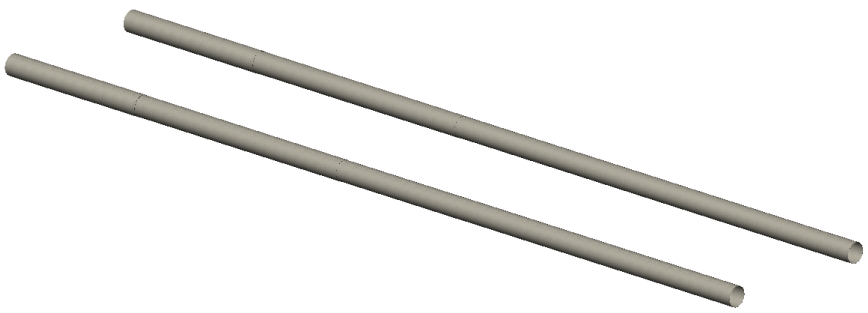


Figura 11.4: Largueros semiala. Referencia [3].

11.2.2.2. Costillas

Las costillas son aquellos elementos que dan la forma del perfil al ala. Se encargan de transferir la carga del recubrimiento a los largueros, y a la vez disminuye el tamaño de los paneles de recubrimiento, otorgando mayor resistencia a la inestabilidad.

Materiales

Para el material de las costillas se decidió optar por terciado de madera. Los terciados son materiales compuestos por láminas delgadas de madera, cuyas fibras se encuentran orientadas a un cierto ángulo, generalmente dos láminas orientadas iguales y otra orientada perpendicularmente (0º,90º,0º).

El material terciado utilizado para la fabricación es el Eucaliptus Grandis. En el Capítulo (9) se presentan las propiedades del mismo.

Posicionamiento

Para la distribución de costillas, se decidió dividir la envergadura del ala en 10 tramos excluyendo la zona del fuselaje. Por lo tanto cada semiala posee 6 costillas.

Las distancias entre costillas no son exactamente iguales, es decir, sus posiciones fueron modificadas levemente, ya que se tuvo en cuenta aspectos tales como las posiciones de las tomas del eje de charnella del alerón, posición de los servo actuadores, entre otros.

En la siguiente tabla se presenta la posición de la línea media de cada costilla respecto al eje de simetría del ala.

COSTILLA	1	2	3	4	5	6
Distancia a raíz [mm]	150	475	800	1158	1470	1783

Tabla 11.10: Posición de costillas.

Características geométricas

Como se mencionó anteriormente, las costillas se encargan de dar la forma del perfil al ala. Por lo tanto poseen la forma del mismo, con los agujeros a través de los cuales se produce la unión con los largueros. Además, la geometría posee ciertos agujeros para disminuir el peso.

En la siguiente tabla se presentan las características geométricas de las costillas.

COSTILLA	1	2	3	4	5	6
Diámetro agujero anterior $[mm]$	42,52	41,44	41,44	40,72	40,72	40,72
Diámetro agujero posterior $[mm]$	42,52	41,44	41,44	40,72	40,72	40,72
Espesor $[mm]$	6	3	3	6	3	6

Tabla 11.11: Características geométricas de costillas.

Como se observa en la Tabla (11.11), los espesores de las costillas varían a lo largo del ala. La costilla número 1 posee un espesor de $6\,[mm]$ por cuestiones constructivas de los sistemas de sujeción del ala. Las costillas 4 y 6, también poseen $6\,[mm]$ de espesor ya que en ellas es donde apoya el eje de charnella del alerón, aumentando la superficie de apoyo del eje. Las demás costillas poseen $3\,[mm]$ de espesor, el cual es el mínimo dado por el material que se comercializa.



Figura 11.5: Esquema 3D de costillas semiala. Referencia [3].

11.2.2.3. Recubrimiento

El recubrimiento, como su nombre lo indica recubre tanto las costillas como los largueros, conformando la superficie que interactúa con el flujo de aire. Es el encargado de transmitir las cargas al resto de los elementos. Éste trabaja principalmente a corte, generado por la torsión propia del ala. Los problemas propios de la inestabilidad como panel, desaparecen debido a que el recubrimiento se encuentra apoyado en su totalidad por el núcleo del ala, propio del método de fabricación.

Materiales

El recubrimiento consta de dos materiales, fibra de vidrio impregnado con resina epoxi y laminado de cedro de bajo espesor. Las propiedades se presentan en Capítulo (9).

Características geométricas

El espesor del recubrimiento viene dado por la lámina de cedro y la cantidad de capas necesarias para soportar las cargas a la que estará sometida el ala. La utilización del cedro es propio del método de fabricación, pero a la vez aporta conjuntamente con la fibra de vidrio a la resistencia del recubrimiento.

A continuación se presentan las características del recubrimiento.

Material	**nº de capas**	**espesor**$[mm]$
Fibra de Vidrio	1	0.1
Cedro	1	0.6

Tabla 11.12: Características geométricas del recubrimiento.

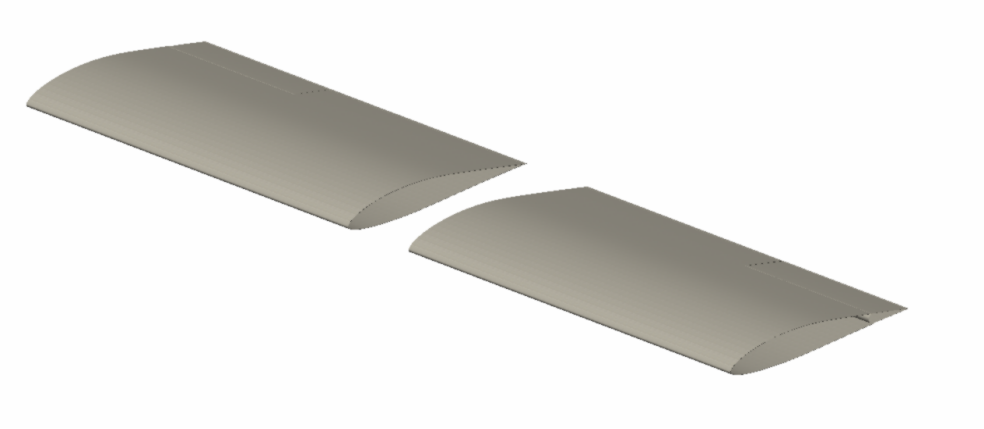


Figura 11.6: Esquema 3D del recubrimiento. Referencia [3].

11.2.2.4. Núcleo

El núcleo no está pensado para aportar resistencia estructural, sino que cumple una función dada por el método de fabricación. Sin embargo, presenta ventajas desde el punto de vista de los paneles de recubrimiento, que al estar apoyados en su totalidad al núcleo, se evita la inestabilidad general de los mismos.

Materiales

El material utilizado como núcleo es el telgopor (Poliestireno expandido) de densidad $15\ [kg/m^3]$. Las propiedades del mismo se presentan en el Capítulo (9).

Características geométricas

El núcleo de telgopor posee la forma del perfil, y se ubica entre las costillas. Poseen los mismo agujeros que las mismas, es decir, dos agujeros a través de los cuales pasan los largueros y aquellos que son para alivianar la estructura.

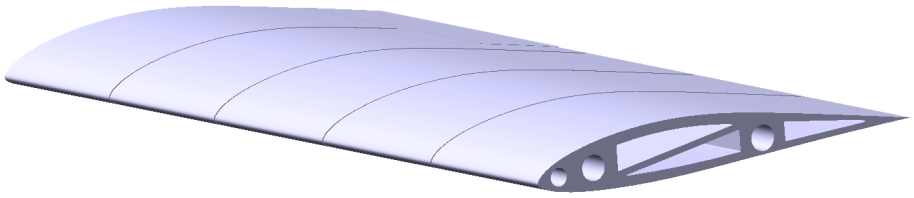


Figura 11.7: Esquema 3D del núcleo de telgopor. Referencia [3].

11.2.3. Estructura unión ala fuselaje

Es muy importante diseñar la unión ala fuselaje, ya que ésta es quien transferirá las cargas del ala al resto de los componentes. Para ello debe ser capaz de soportar dichas cargas, cumpliendo con los requerimientos estructurales propuestos.

La unión está compuesta por dos tubos hembras que actúan como tomas de los largueros.

Materiales

Al igual que los largueros, las tomas fueron diseñadas de fibra de vidrio impregnada con resina epoxi. Sus propiedades se encuentran en Capítulo (9).

Posicionamiento

Su posicionamiento es concéntrico con los largueros del ala. En la siguiente tabla se detalla la posición respecto al borde de ataque del ala.

Tomas largueros	x/c
Anterior	$0{,}15$
Posterior	$0{,}6$

Tabla 11.13: Posicionamiento de largueros.

Características geométricas

Las tomas de los largueros deben ir de lado a lado en el fuselaje, y su diámetro debe ser tal que permita el deslizamiento del los largueros pero sin que haya un juego considerable. En la siguiente tabla se detallan las características de los mismos.

Toma	$\phi_{int}[mm]$	$\phi_{ext}[mm]$	**Longitud** $[mm]$	**espesor** $[mm]$	**nº capas**
Anterior	43	$44{,}8$	300	$0{,}9$	5
Posterior	43	$44{,}1$	300	$0{,}5$	3

Tabla 11.14: Características geométricas de la toma ala-fuselaje.

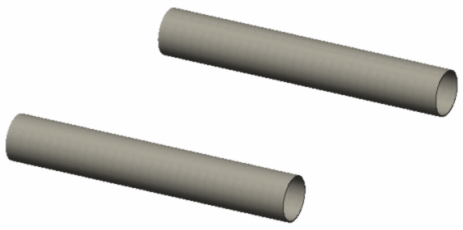


Figura 11.8: Esquema 3D unión ala fuselaje. Referencia [3].

11.3. Análisis de elementos finitos

Para el análisis de elementos finitos se utilizó el programa ANSYS 14®. Este software permite simular cuerpos bajo cargas, y analizar el estado de tensiones de los mismos. Sin embargo, la contraparte de utilizar este simulador, es la complejidad que lleva consigo la utilización de las distintas herramientas que brinda y la configuración de las mismas.

Se presentará el análisis de cada estructura, es decir ala y unión ala fuselaje bajo los casos de carga obtenidos en la sección (**??**). Para cada uno se detallan la geometría utilizada en la simulación, características del mallado, cargas y condiciones de borde. Finalmente se presentarán los resultados del análisis para cada caso asociado al cumplimiento de los requerimientos.

11.3.1. Ala

11.3.1.1. Geometría de análisis

En este caso sólo se analiza una semiala, ya que el hecho de generar ambas semialas no trae grandes beneficios comparado al costo computacional asociado al incremento de los elementos de mallado.

La geometría se construyó utilizando el módulo *Desing Modeler*. Todas las partes de la semiala fueron generadas como superficies, salvo los intermediarios contruidos como volúmenes.

En la siguiente imagen se presenta la geometría final de la semiala.

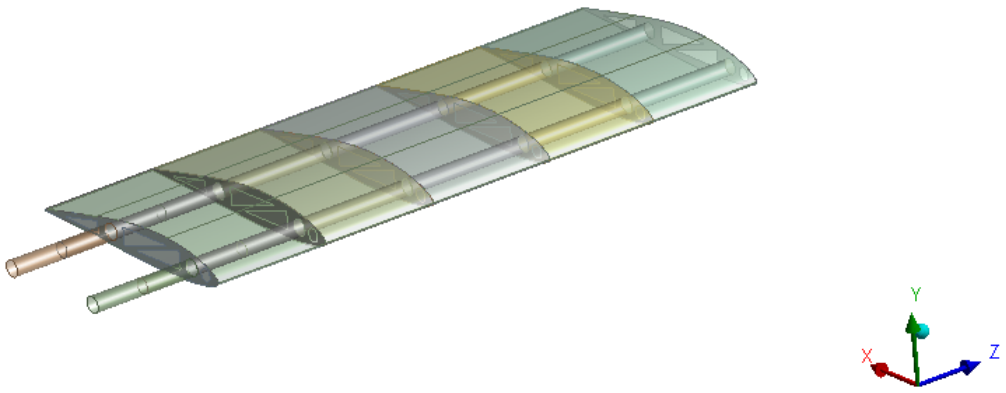


Figura 11.9: Geometría semiala. ANSYS 14®.

11.3.1.2. Asignación de materiales

En la siguiente tabla se presentan los materiales que fueron asignados a cada geometría. Debido a que todos componentes, salvo el núcleo, fueron modelados como superficies, se utilizó la herramienta *Layered thickness* para asignar materiales y cantidad de capas en cada caso.

Componente		**Material**	**Espesor por capa [mm]**	**Orientación eje x Dirección fibra**
Larguero anterior	Sección 1	Vidrio/epoxi $160g/m^2$	$0{,}18$	$[0_7]_T$
	Sección 2	Vidrio/epoxi $160g/m^2$	$0{,}18$	$[0_4]_T$
	Sección 3	Vidrio/epoxi $160g/m^2$	$0{,}18$	$[0_2]_T$
Larguero posterior	Sección 1	Vidrio/epoxi $160g/m^2$	$0{,}18$	$[0_7]_T$
	Sección 2	Vidrio/epoxi $160g/m^2$	$0{,}18$	$[0_4]_T$
	Sección 3	Vidrio/epoxi $160g/m^2$	$0{,}18$	$[0_2]_T$
Costillas	1,4,6	Eucalipto	1	$[(0,90)_2]_T$
Costillas	2,3,5	Eucalipto	1	$[0,90,0]_T$
Recubrimiento		Cedro	$0{,}6$	$[0_2]_T$
		Vidrio/epoxi $90g/m^2$	$0{,}1$	
Toma anterior		Vidrio/epoxi $160g/m^2$	$0{,}18$	$[0_5]_T$
Toma posterior		Vidrio/epoxi $160g/m^2$	$0{,}18$	$[0_3]_T$
Núcleo	1,2,3,4,5	Telgopor	-	-

Tabla 11.15: Configuración de materiales de los componentes.

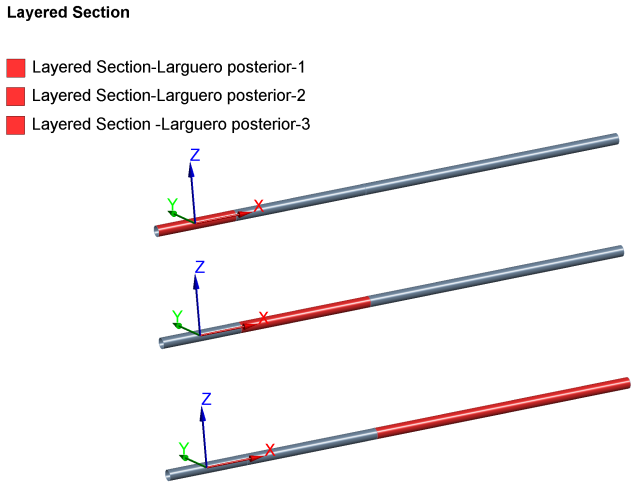


Figura 11.10: Sistema coordenado Largueros. ANSYS 14®.

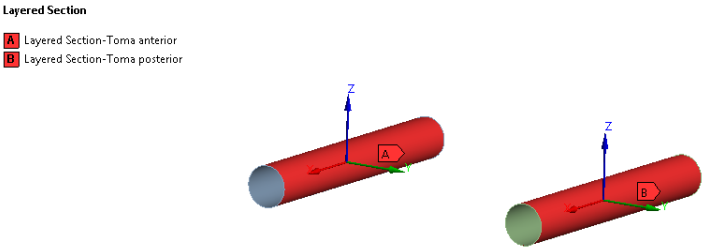


Figura 11.11: Sistema coordenado Tomas de largueros. ANSYS 14®.

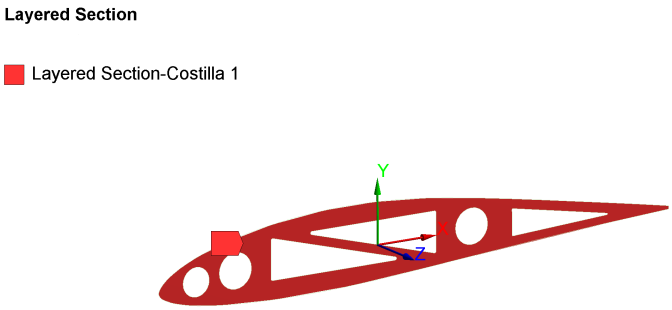


Figura 11.12: Sistema coordenado Costillas. ANSYS 14®.

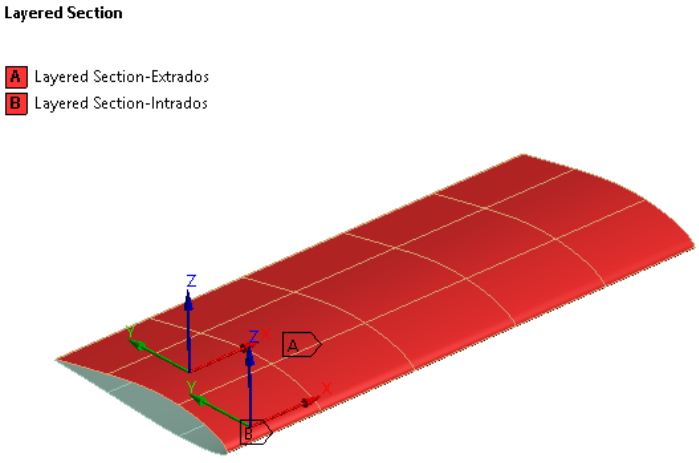


Figura 11.13: Sistema coordenado Recubrimiento. ANSYS 14®.

11.3.1.3. Mallado de la estructura

Para el mallado de la geometría se utilizaron herramientas que permitiesen mejorar la calidad de la malla. Para el caso del recubrimiento se utilizó *Mapped Face Meshing* con elementos cuadriláteros. Ademas se utilizó *Edge Sizing* para aumentar la cantidad de elementos y mejorar la malla en las esquinas de los agujeros de las costillas. Por último se utilizó *Body Sizing* para que los elementos del núcleo fueran grandes, y no incrementar considerablemente el peso computacional del modelo.

A continuación se presentan las características del mallado.

Nodos	161138
Elementos	73526
	Element quality
Mín	0,1150
Máx	0,9995
Promedio	0,9216
Desv. estandar	0,1325

Tabla 11.16: Características de la malla.

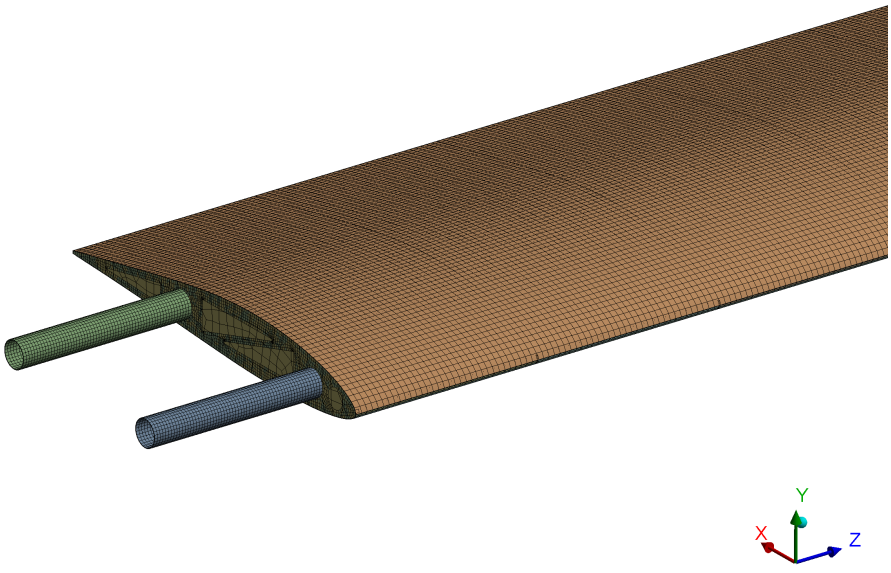


Figura 11.14: Mallado semiala. ANSYS 14®.

11.3.1.4. Condiciones de borde

Para que el modelo sea representativo de la realidad, es muy importante elegir adecuadamente las condiciones de borde, para evitar restringir más grados de libertad de los que hay en la realidad.

Las condiciones de borde del modelo se realizaron sobre la línea de contacto(*Edge*) de las tomas con el fuselaje. De ésta forma se evita restringir movimientos a los largueros, permitiendo una interacción con las tomas.

En la siguiente tabla se presentan las características de las condiciones de borde propuestas.

Edge	**1**	**2**	**3**	**4**
Tipo	*Remote Displacement*	*Remote Displacement*	*Remote Displacement*	*Remote Displacement*
Componente X $[mm]$	0	0	0	0
Componente Y $[mm]$	0	0	0	0
Componente Z $[mm]$	0	0	0	0
Rotación X $[°]$	0	0	0	0
Rotación Y $[°]$	libre	libre	libre	libre
Rotación Z $[°]$	libre	libre	libre	libre

Tabla 11.17: Condición de borde.

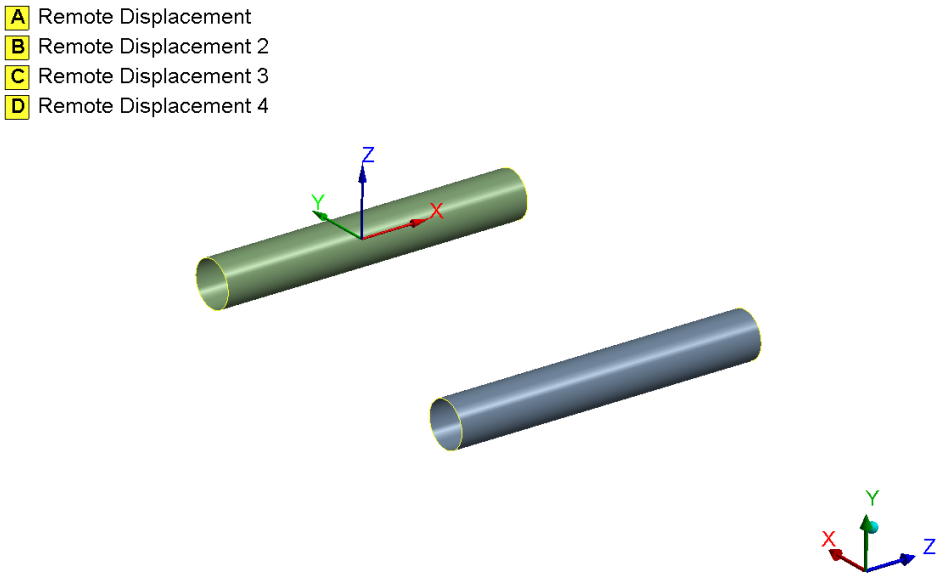


Figura 11.15: Condición de borde. ANSYS 14®.

11.3.1.5. Cargas actuantes

Para el análisis de la geometría del ala se consideraron las siguientes cargas de origen aerodinámico.

Caso A: Se analiza que las cargas simétricas máximas esperadas en vuelo, a carga límite, no produzcan *wrinkling* en los paneles de recubrimiento y que se cumpla el requerimiento de deformación máxima.

Caso B: Se analiza que las cargas generadas por la deflexión máxima negativa del alerón, a carga límite, no produzcan *wrinkling* en los paneles de recubrimiento y que se cumpla el requerimiento de deformación máxima.

Caso C: Se analiza que las cargas generadas por la deflexión máxima positiva del alerón, a carga límite, no produzcan *wrinkling* en los paneles de recubrimiento y que se cumpla el requerimiento de deformación máxima.

Caso D: Se analiza que la carga simétrica máxima esperada en vuelo, a carga última, no produzcan el fallo de ningún componente.

Caso E: Se analiza que las cargas generadas por la deflexión máxima negativa del alerón, a carga última, no produzcan el fallo de ningún componente.

Caso F: Se analiza que las cargas generadas por la deflexión máxima positiva del alerón, a carga última, no produzcan el fallo de ningún componente.

La Tabla 11.18 resumen las cargas aerodinámicas consideradas en el análisis de elementos finitos, como así también los requerimientos que debe cumplir la estructura asociada a esas cargas.

Caso	Carga	Requerimiento
A	$P_{1_{limite}}$	Estabilidad y deformación máxima
B	$P_{2_{limite}}\ a)$	Estabilidad y deformación máxima
C	$P_{2_{limite}}\ b)$	Estabilidad y deformación máxima
D	$P_{1_{ultima}}$	Resistencia estructural (Tsai-Wu)
E	$P_{2_{ultima}}\ a)$	Resistencia estructural (Tsai-Wu)
F	$P_{2_{ultima}}\ b)$	Resistencia estructural (Tsai-Wu)

Tabla 11.18: Detalles de cargas actuantes y análisis.

Las fuerzas másicas se tuvieron en cuenta agregando una aceleración aplicada a todos los cuerpos, la cual se obtiene a partir de la siguiente expresión.

$$a_z = g \cdot n_z \cdot f \tag{11.1}$$

Donde:

a_z : Aceleración vertical.

g : Aceleración gravitacional.

n_z : Factor de carga.

f : Factor multiplicativo de carga límite/carga última.

Las cargas se discretizan a lo largo de la envergadura y de la cuerda. A lo largo de la envergadura se discretiza en 5 paneles, es decir los paneles delimitados por las costillas. A lo largo de la cuerda se discretiza en 3 partes, permitiendo simular la distribución de carga en cada caso. Además, las carga se repartieron 1/3 al intrados, y de 2/3 en el extrados, con la distribución particular de cada caso.

En la siguiente tabla se detallan las cargas por panel a lo largo de la envergadura, y la aceleración a la cual se sometió a todos lo cuerpos.

Caso	**Carga por panel** $[N]$					a_z $[m/s^2]$
	1	**2**	**3**	**4**	**5**	
A	88,5	88	89,3	68,5	46,5	41,89
B	57,8	55,6	45,6	26,9	12,5	27,9
C	60,6	63,1	66,8	64,7	57,6	27,9
D	132,8	131,9	134	102,8	69,8	62,83
E	86,7	83,2	68,1	40,6	19,3	55,92
F	91	94,6	100,2	97	86,5	55,92

Tabla 11.19: Cargas por panel y aceleración en cada Caso.

11.3.1.6. Resultados

En esta sección se presentan los resultados de los casos de carga analizados, verificando que se cumplan los requerimientos propuestos para cada uno. Al final se presenta la imagen de cada componente en su condición más exigida.

Para realizar el análisis de estabilidad, previamente se deben obtener las cargas admisibles de *Wrinkling*. Las mismas fueron calculadas utilizando el software LAMINATE, Referencia [5], el cual arroja un valor de carga admisible utilizada tanto para esfuerzos de compresión como de corte. En el caso de las cargas actuantes, las mismas fueron obtenidas a partir de las tensiones en el plano de cada capa del recubrimiento. Para ello se seleccionó un punto en la zona más exigida, y se multiplicaron las tensiones por el espesor de cada capa para estimar las cargas actuantes en cada una. Finalmente, se sumaron por separado las cargas de compresión y corte, y se calculó el índice de *Wrinkling* mediante la ecuación de interacción presentada en el capítulo (9).

El índice de Tsai-Wu 2D, fue analizado utilizando la herramienta *User Define Result*, donde se insertó la ecuación de acuerdo a las propiedades de cada material. De esta forma se obtuvo el valor del índice en cada capa de los componentes.

Caso A

Se observa que la estructura cumple ampliamente los requerimientos estructurales propuestos. En las Tablas (13.9) y (13.10) se presentan las cargas distribuidas en cada capa y los resultados del análisis de estabilidad. Finalmente se presenta la deformación vertical máxima para esta caso de carga.

Capa	$N_x[N/mm]$	$N_{xy}[N/mm]$
Cedro	$-2{,}4$	$-0{,}09$
Vidrio/epoxi	-2	$-0{,}09$
TOTAL	$-4{,}4$	$-0{,}18$

Tabla 11.20: Cargas distribuidas de recubrimiento.

$N_x[N/mm]$	$N_{xy}[N/mm]$	$N_{x_{wr}}[N/mm]$	$N_{xy_{wr}}[N/mm]$	I_w	**Cumple**
$-4{,}4$	$-0{,}18$	$-38{,}82$	$38{,}82$	$0{,}23$	Si

Tabla 11.21: Resultados de estabilidad del recubrimiento para caso A.

Donde:

I_w: Índice de wrinkling.

N_x: Carga actuante en compresión [N/mm].

$N_{x_{wr}}$: Carga de wrinkling admisible en compresión [N/mm].

N_{xy}: Carga actuante en corte [N/mm].

$N_{xy_{wr}}$: Carga de wrinkling admisible en corte [N/mm].

Deformación vertical máxima$[mm]$	**Flecha**	**Cumple**
119	$6{,}7\,\%$	Si

Tabla 11.22: Resultados de deformación máxima.

Caso B

Se observa que la estructura cumple ampliamente los requerimientos estructurales propuestos. En las Tablas (13.11) y (13.12) se presentan las cargas distribuidas en cada capa y los resultados del análisis de estabilidad. Finalmente se presenta la deformación vertical máxima para esta caso de carga.

Capa	$N_x[N/mm]$	$N_{xy}[N/mm]$
Cedro	$-0{,}84$	$-0{,}01$
Vidrio/epoxi	$-0{,}95$	$-0{,}05$
TOTAL	$-1{,}79$	$-0{,}06$

Tabla 11.23: Cargas distribuidas de recubrimiento.

$N_x[N/mm]$	$N_{xy}[N/mm]$	$N_{x_{wr}}[N/mm]$	$N_{xy_{wr}}[N/mm]$	I_w	**Cumple**
$-1{,}79$	$-0{,}06$	$-38{,}82$	$38{,}82$	$0{,}09$	Si

Tabla 11.24: Resultados de estabilidad del recubrimiento para caso B.

Deformación vertical máxima$[mm]$	**Flecha**	**Cumple**
$54,5$	$3{,}1\,\%$	Si

Tabla 11.25: Resultados de deformación máxima.

Caso C

Se observa que la estructura cumple ampliamente los requerimientos estructurales propuestos. En las Tablas (11.26) y (11.27) se presentan las cargas distribuidas en cada capa y los resultados del análisis de estabilidad. Finalmente se presenta la deformación vertical máxima para esta caso de carga.

Capa	$N_x[N/mm]$	$N_{xy}[N/mm]$
Cedro	$-2{,}22$	$-0{,}19$
Vidrio/epoxi	$-1{,}98$	$-0{,}19$
TOTAL	$-4{,}2$	$-0{,}38$

Tabla 11.26: Cargas distribuidas de recubrimiento.

$N_x[N/mm]$	$N_{xy}[N/mm]$	$N_{x_{wr}}[N/mm]$	$N_{xy_{wr}}[N/mm]$	I_w	**Cumple**
$-4{,}2$	$-0{,}38$	$-38{,}82$	$38{,}82$	$0{,}22$	Si

Tabla 11.27: Resultados de estabilidad del recubrimiento para caso C.

Deformación vertical máxima$[mm]$	**Flecha**	**Cumple**
$113,9$	$6{,}4\,\%$	Si

Tabla 11.28: Resultados de deformación máxima.

Caso D

En la siguiente tabla se presentan los valores máximo de índice de Tsai-Wu, y la capa donde se encuentra dicho valor para cada componente. Además, se presentan las tensiones y márgenes de seguridad del núcleo.

Componente	Capa	Valor índice de Tsai-Wu	Cumple
Larguero anterior	7	0,880	Si
Larguero posterior	7	0,839	Si
Costilla 1	6	0,140	Si
Costilla 2	3	0,341	Si
Costilla 3	3	0,056	Si
Costilla 4	1	0,014	Si
Costilla 5	3	0,025	Si
Costilla 6	6	0,007	Si
Recubrimiento Cedro	1	0,174	Si
Recubrimiento Vidrio	2	0,404	Si

Tabla 11.29: Índice de Tsai-Wu.

	Valor de tensión [Mpa]	M.S	Cumple
Tensión axial (X)	−0,15	0,40	Si
Corte XY	−0,09	0,17	Si
Corte XZ	−0,1	0,05	Si
Corte YZ	−0,15	−0,3	No[1]

Tabla 11.30: Margen de seguridad - Núcleo.

Caso E

En la siguiente tabla se presentan los valores máximo de índice de Tsai-Wu, y la capa donde se encuentra dicho valor para cada componente. Además, se presentan las tensiones y márgenes de seguridad del núcleo.

Componente	Capa	Valor índice de Tsai-Wu	Cumple
Larguero anterior	7	0,310	Si
Larguero posterior	7	0,248	Si
Costilla 1	6	0,030	Si
Costilla 2	3	0,080	Si
Costilla 3	1	0,010	Si
Costilla 4	1	0,005	Si
Costilla 5	3	0,005	Si
Costilla 6	5	0,002	Si
Recubrimiento Cedro	1	0,135	Si
Recubrimiento Vidrio	2	0,079	Si

Tabla 11.31: Índice de Tsai-Wu.

[1] Ver Observaciones, Sección (11.5).

	Valor de tensión [Mpa]	M.S	Cumple
Tensión axial (X)	$-0{,}13$	$0{,}62$	Si
Corte XY	$-0{,}15$	$-0{,}3$	No[2]
Corte XZ	$-0{,}13$	$-0{,}13$	No[2]
Corte YZ	$-0{,}18$	$-0{,}42$	No[2]

Tabla 11.32: Margen de seguridad - Núcleo.

Caso F

En la siguiente tabla se presentan los valores máximo de índice de Tsai-Wu, y la capa donde se encuentra dicho valor para cada componente. Además, se presentan las tensiones y márgenes de seguridad del núcleo.

Componente	Capa	Valor índice de Tsai-Wu	Cumple
Larguero anterior	7	$0{,}857$	Si
Larguero posterior	7	$0{,}765$	Si
Costilla 1	6	$0{,}095$	Si
Costilla 2	1	$0{,}180$	Si
Costilla 3	3	$0{,}055$	Si
Costilla 4	6	$0{,}012$	Si
Costilla 5	1	$0{,}017$	Si
Costilla 6	6	$0{,}005$	Si
Recubrimiento Cedro	1	$0{,}270$	Si
Recubrimiento Vidrio	2	$0{,}173$	Si

Tabla 11.33: Índice de Tsai-Wu.

	Valor de tensión [Mpa]	M.S	Cumple
Tensión axial (X)	$-0{,}12$	$0{,}75$	Si
Corte XY	$-0{,}15$	$-0{,}3$	No[2]
Corte XZ	$-0{,}16$	$-0{,}34$	No[2]
Corte YZ	$-0{,}18$	$-0{,}42$	No[2]

Tabla 11.34: Margen de seguridad - Núcleo.

[2] Ver Observaciones, Sección (11.5).

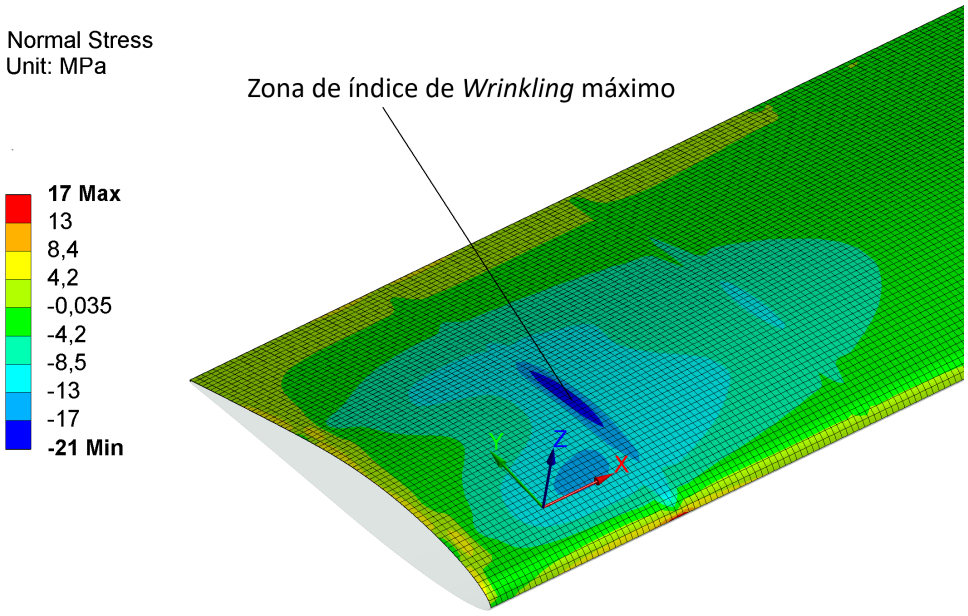


Figura 11.16: Valor criterio de wrinkling (Caso A). ANSYS 14®.

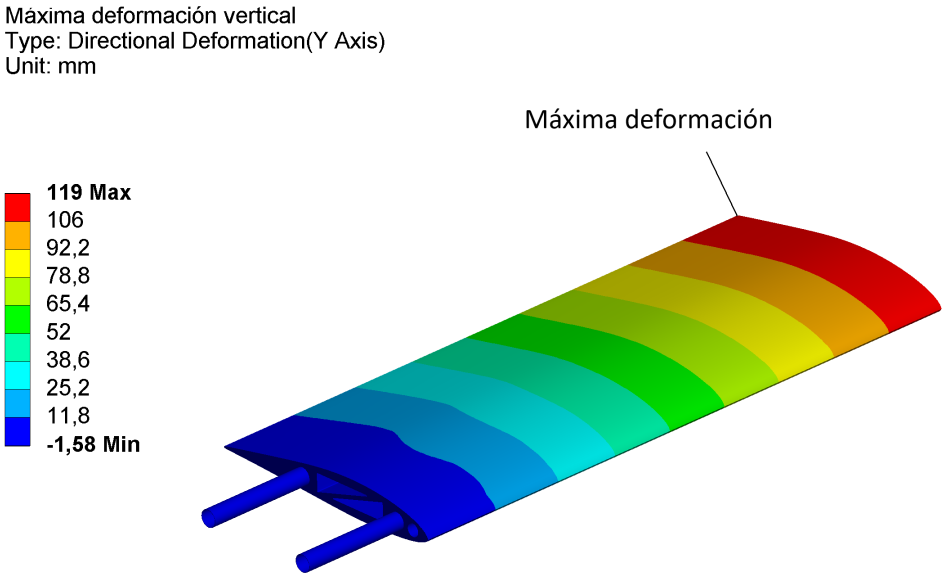


Figura 11.17: Máxima deformación vertical (Caso A). ANSYS 14®.

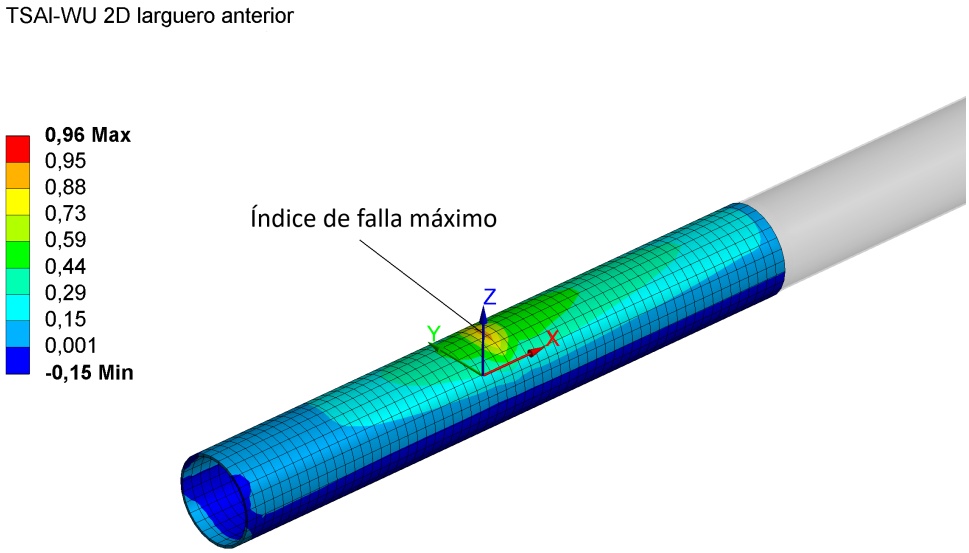


Figura 11.18: Máximo índice de Tsai-Wu 2D Larguero anterior (Caso D). ANSYS 14®.

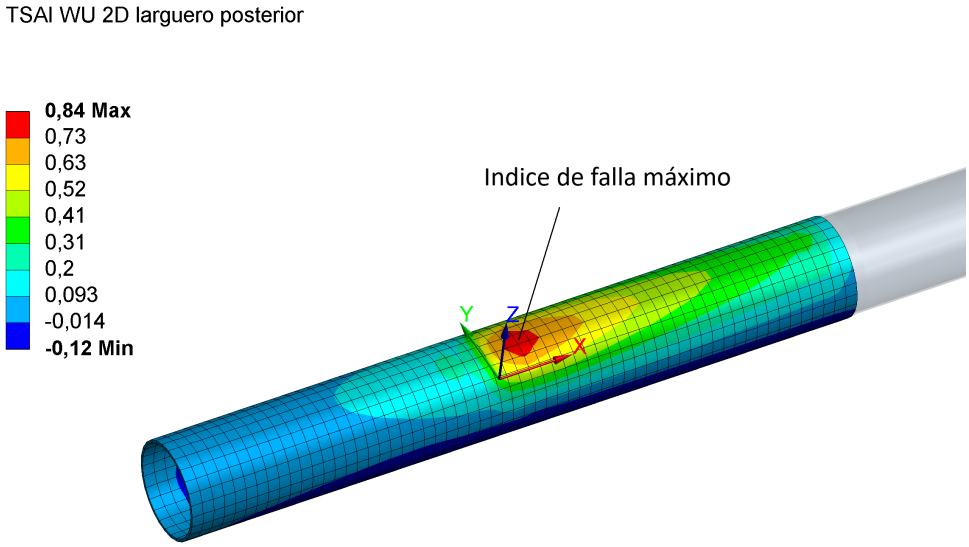


Figura 11.19: Máximo índice de Tsai-Wu 2D Larguero posterior (Caso D). ANSYS 14®.

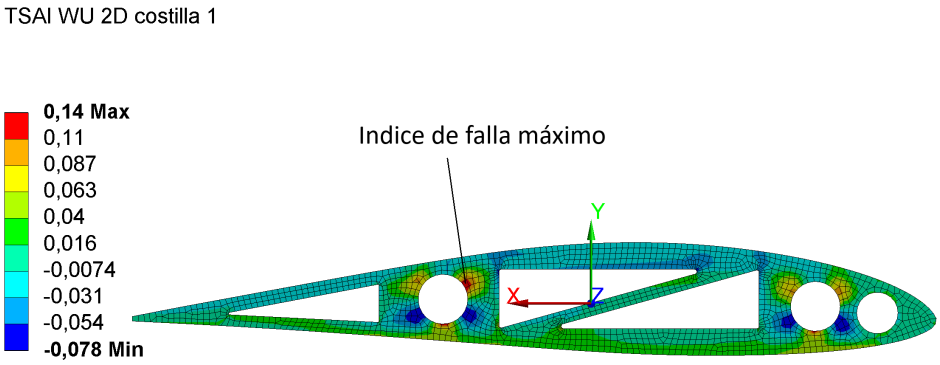


Figura 11.20: Máximo índice de Tsai-Wu 2D Costilla raíz (Caso D). ANSYS 14®.

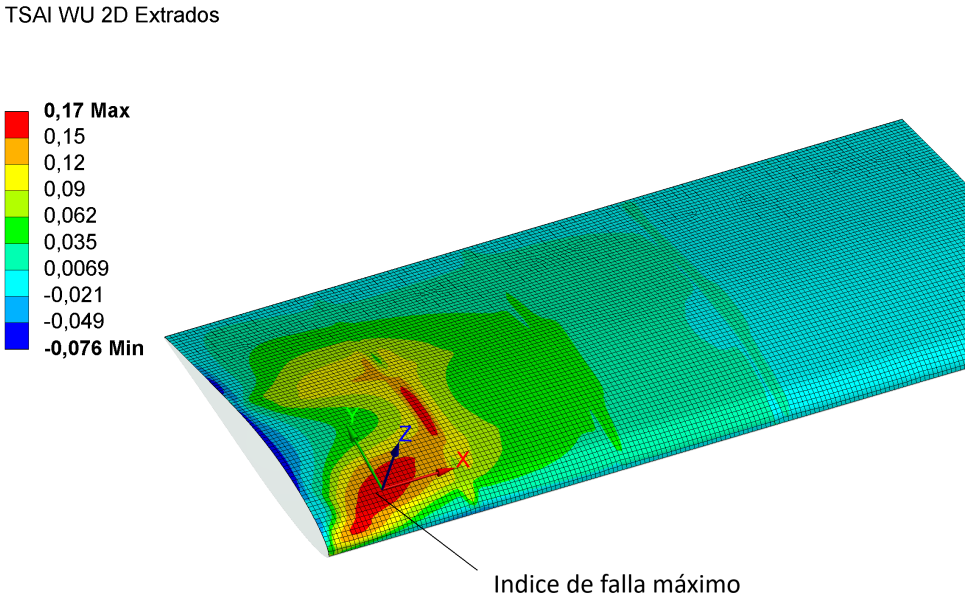


Figura 11.21: Máximo índice de Tsai-Wu 2D Recubrimiento: Fibra de Vidrio (Caso D). ANSYS 14®.

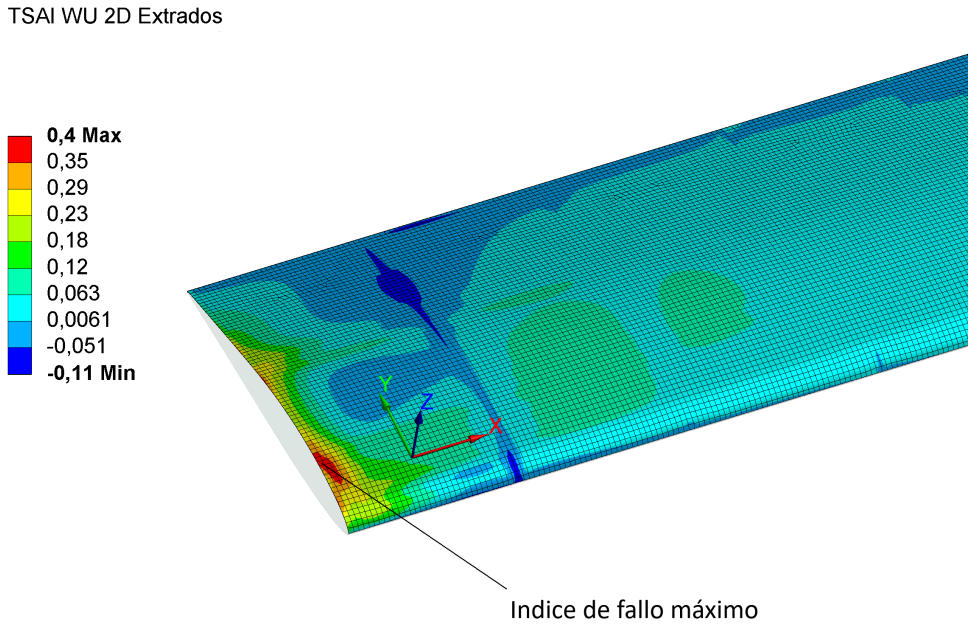


Figura 11.22: Máximo índice de Tsai-Wu 2D Recubrimiento: Cedro (Caso D). ANSYS 14®.

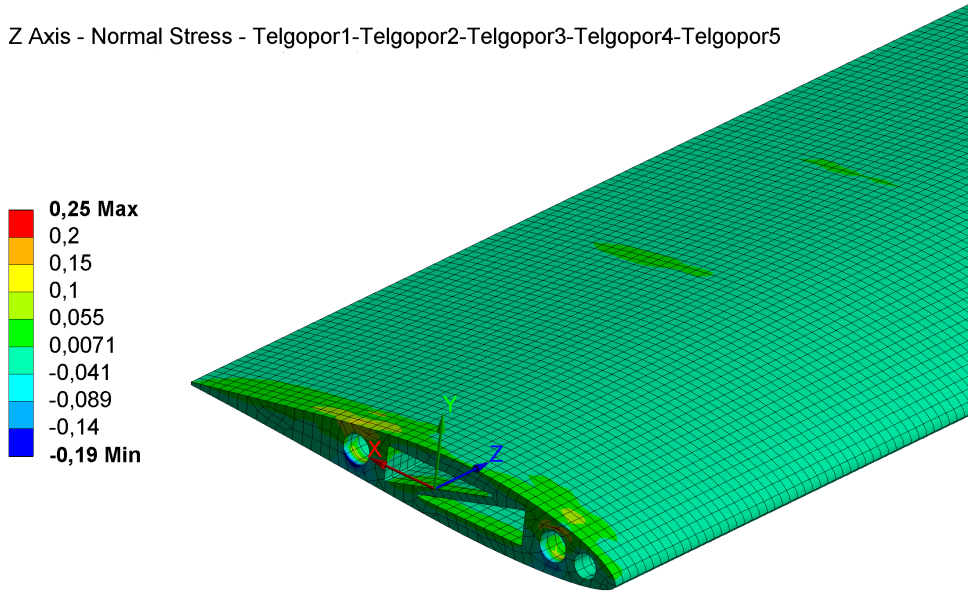


Figura 11.23: Tensión axial en núcleo (Caso D). ANSYS 14®.

11.3.2. Unión ala fuselaje

11.3.2.1. Geometría de análisis

Para analizar la unión ala fuselaje, se generan las tomas de los largueros, y la primer sección de los cuatros largueros, es decir, la sección con más cantidad de capas de cada uno. Ésto permite insertar las cargas en los largueros y simular la interacción entre ellos y las tomas. Además, se genera la costilla raíz para vincularlos. Para evitar generar restricciones en las tomas, se crean dos paneles que simulan las paredes laterales del fuselaje, sobre las cuales se insertarán las condiciones de borde, evitando restringir grados de libertad en las tomas.

En la siguiente imagen se presenta la geometría de la unión ala fuselaje utilizada.

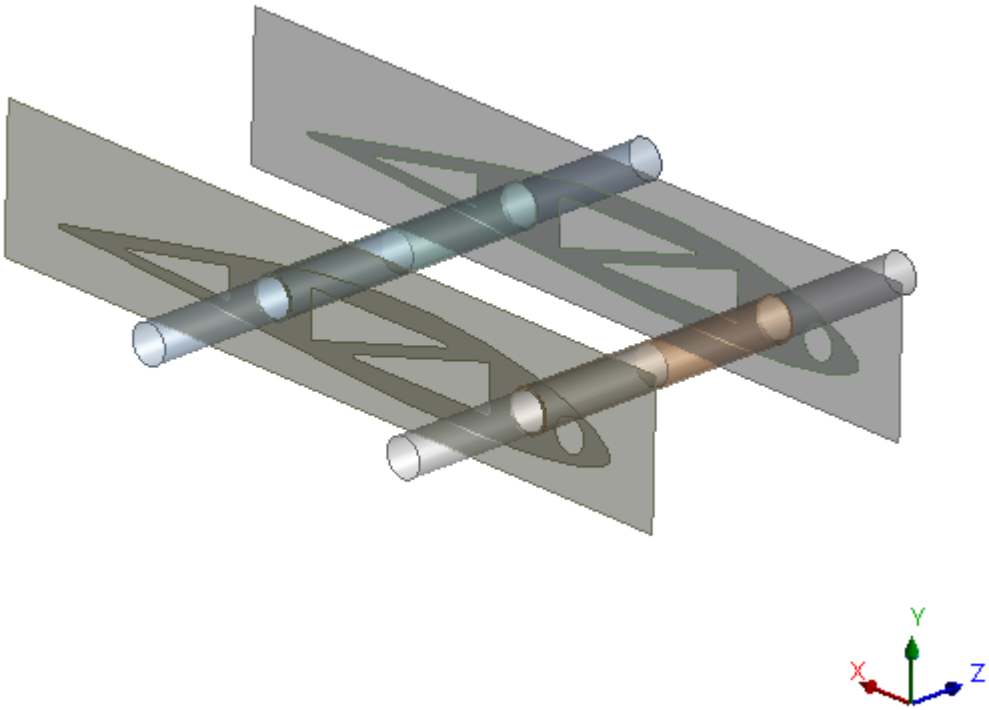


Figura 11.24: Geometría semiala. ANSYS 14®.

11.3.2.2. Asignación de materiales

En la siguiente tabla se presentan los materiales que fueron asignados a cada geometría. Debido a que todos componentes fueron modelados como superficies, se utilizó la herramienta *Layered thickness* para asignar materiales y cantidad de capas en cada caso.

Componente	**Material**	**Espesor por capa [mm]**	**Orientación eje x Dirección fibra**
Toma anterior	Vidrio/epoxi $160g/m^2$	$0{,}18$	$[0_5]_T$
Toma posterior	Vidrio/epoxi $160g/m^2$	$0{,}18$	$[0_3]_T$
Larguero anterior izquierdo	Vidrio/epoxi $160g/m^2$	$0{,}18$	$[0_7]_T$
Larguero posterior izquierdo	Vidrio/epoxi $160g/m^2$	$0{,}18$	$[0_7]_T$
Larguero anterior derecho	Vidrio/epoxi $160g/m^2$	$0{,}18$	$[0_7]_T$
Larguero posterior derecho	Vidrio/epoxi $160g/m^2$	$0{,}18$	$[0_7]_T$
Costilla derecha	Eucalipto	1	$[(0,90)_3]_T$
Costilla izquierda	Eucalipto	1	$[(0,90)_3]_T$
Placa derecha	Vidrio/epoxi $90g/m^2$	$0{,}10$	$[0_3]_T$
Placa izquierda	Vidrio/epoxi $90g/m^2$	$0{,}10$	$[0_3]_T$

Tabla 11.35: Configuración de materiales de los componentes.

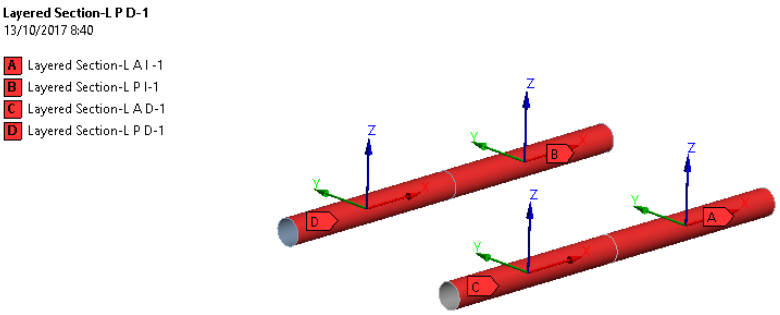


Figura 11.25: Sistema coordenado Largueros. ANSYS 14®.

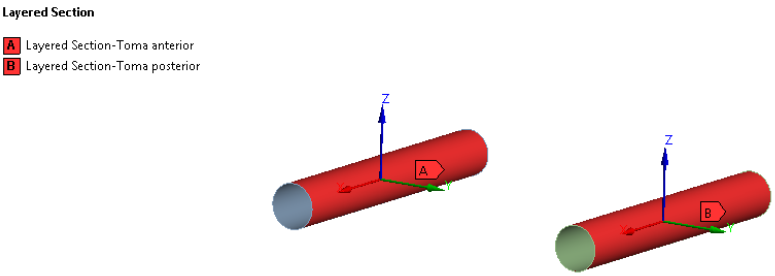


Figura 11.26: Sistema coordenado Tomas de largueros. ANSYS 14®.

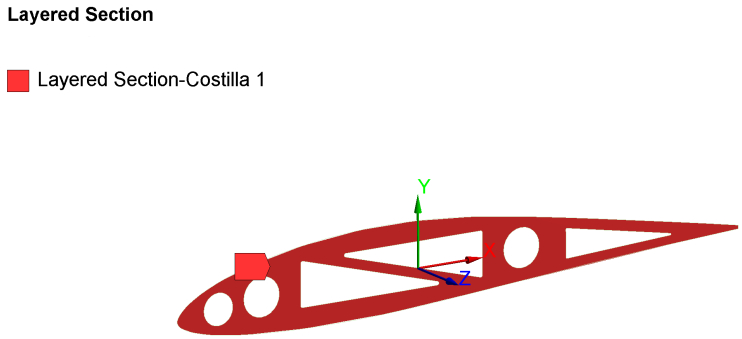


Figura 11.27: Sistema coordenado Costillas. ANSYS 14®.

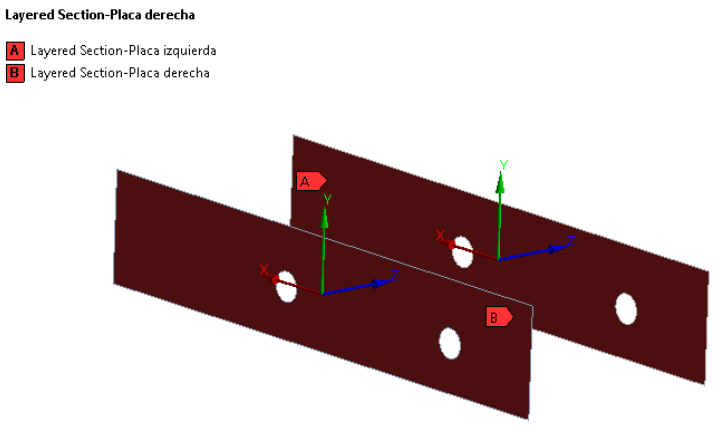


Figura 11.28: Sistema coordenado Placas Fuselaje. ANSYS 14®.

11.3.2.3. Mallado de la estructura

No se utilizaron herramientas de mallado, ya que la calidad de la malla generada es aceptable. A continuación se presentan las características de la malla.

Nodos	22800
Elementos	21711
	Element quality
Mín	0,1641
Máx	0,9995
Promedio	0,9772
Desv. estandar	0,0699

Tabla 11.36: Características de la malla.

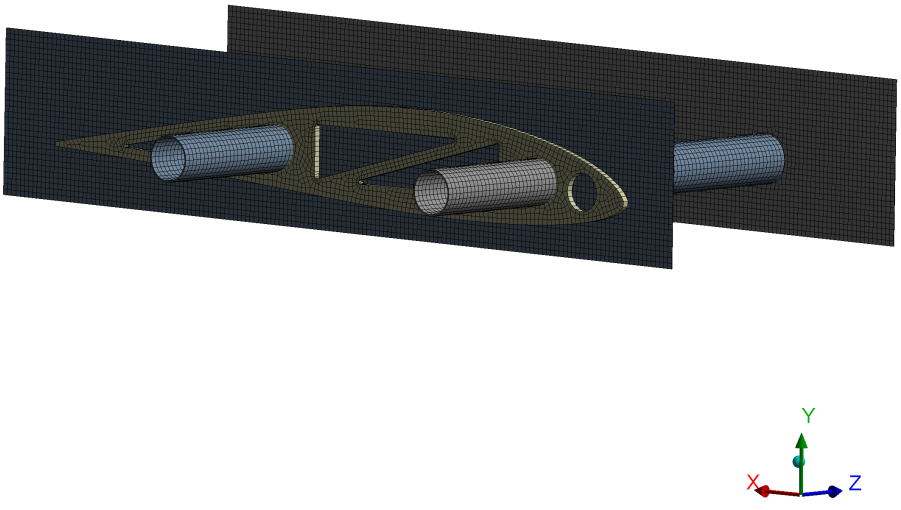


Figura 11.29: Mallado unión ala fuselaje. ANSYS 14®.

11.3.2.4. Condiciones de borde

Para que el modelo sea representativo de la realidad, es muy importante elegir adecuadamente las condiciones de borde, para evitar restringir más grados de libertad de los que hay en la realidad.

Las condiciones de borde del modelo se realizaron sobre la línea de contorno(Edge) de las placas laterales. De ésta forma se evita restringir movimientos a las tomas de largueros.

En la siguiente tabla se presentan las características.

Componente	Condiciones de borde
Placa derecha	*Fixed Support*
Placa izquierda	*Fixed Support*

Tabla 11.37: Condición de borde.

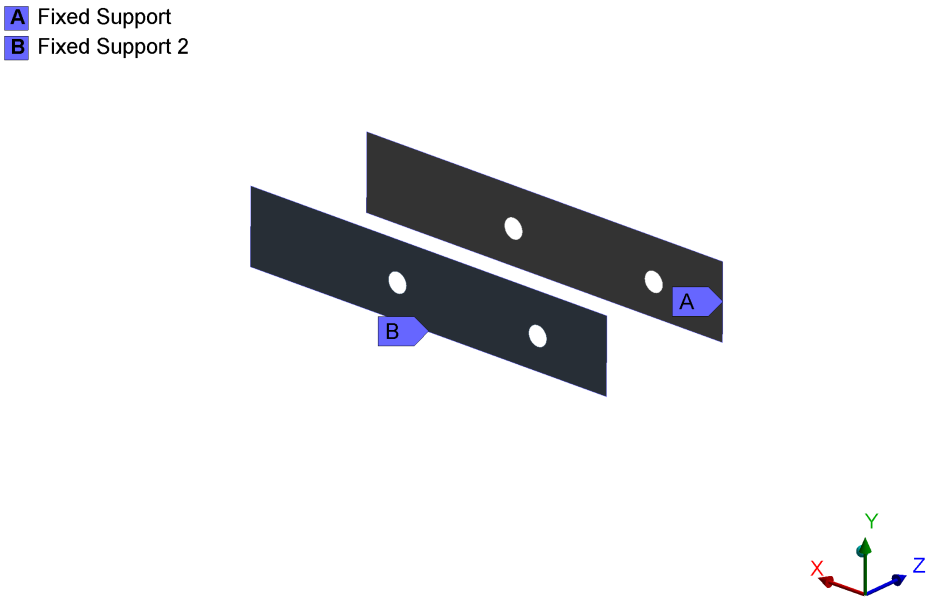


Figura 11.30: Condición de borde. ANSYS 14®.

11.3.2.5. Cargas actuantes

Para el análisis de la geometría de la unión ala fuselaje se consideraron las siguientes cargas de origen aerodinámico.

Caso A: Se analiza que la carga simétrica máxima esperada en vuelo a carga última, transferida a través de los largueros pueda ser soportada por las tomas.

Caso B: En este caso se debe analizar las cargas asimétricas generadas por la deflexión máxima de los alerones a carga última.

Caso C: Se analiza la carga 3 de tipo asimétrica detallada en la sección (11.2.1).

La Tabla 11.38 resume las cargas aerodinámicas consideradas en el análisis de elementos finitos, como así también los requerimientos que debe cumplir la estructura asociada a esas cargas.

Caso	Carga	Requerimiento
A	$P_{1_{ultima}}$	Resistencia estructural (Tsai-Wu)
B	$P_{2_{ultima}}$	Resistencia estructural (Tsai-Wu)
C	$P_{3_{ultima}}$	Resistencia estructural (Tsai-Wu)

Tabla 11.38: Detalles de cargas actuantes y tipo de análisis.

Debido a que las cargas en los largueros se transfieren a través de las costillas, se trasladan las fuerzas que ven las costillas a los extremos de los largueros. De esta forma se generan los momentos flectores, obtenidos a partir de diagramas de momento flector. Para tener en cuenta los momentos torsores generados, se obtuvo, a partir de la distribución de carga a lo largo de la cuerda, el porcentaje correspondiente a cada larguero tal que se generara el mismo momento torsor.

Las fuerzas másicas fueron trasladadas también a los extremos de largueros desde el centroide de la semiala, ubicado aproximadamente al $43\,\%$ de la semienvergadura.

En la siguiente imagen se ilustra como fueron trasladadas las cargas.

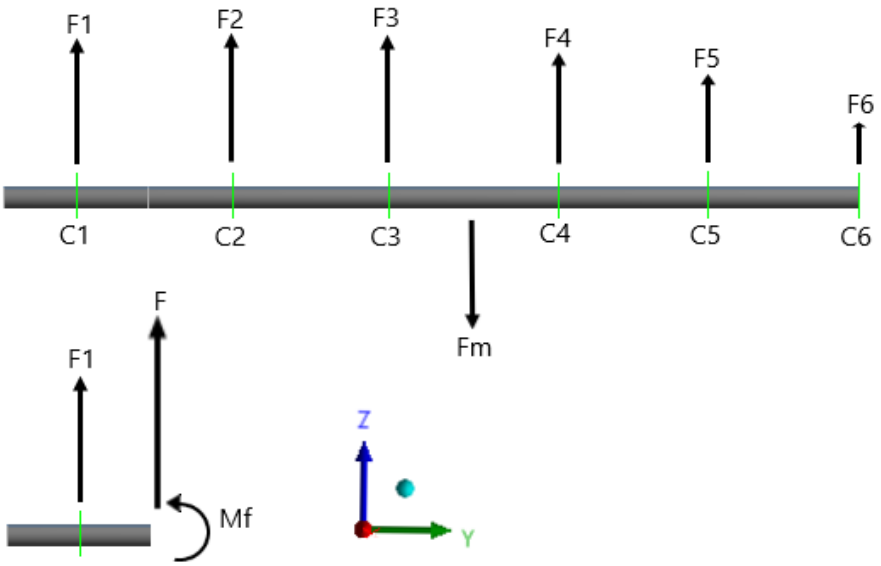


Figura 11.31: Traslación de cargas.

Los valores de fuerzas y momentos flectores, se presentan en la siguiente tabla.

Caso	Semiala derecha				Semiala izquierda			
	Larguero anterior		Larguero posterior		Larguero anterior		Larguero posterior	
	F [N]	Mf [Nmm]	F [N]	Mf [Nmm]	F [N]	Mf [Nmm]	F [N]	Mf [Nmm]
I	236	163067	127,7	95201	236	−163067	127,7	−95201
II	102,3	85365	22,7	−29905	75,2	−37365	223	−204095
III	236	163067	127,7	95201	165,2	−114147	89,4	−66641

Tabla 11.39: Fuerzas cortantes y momentos flectores.

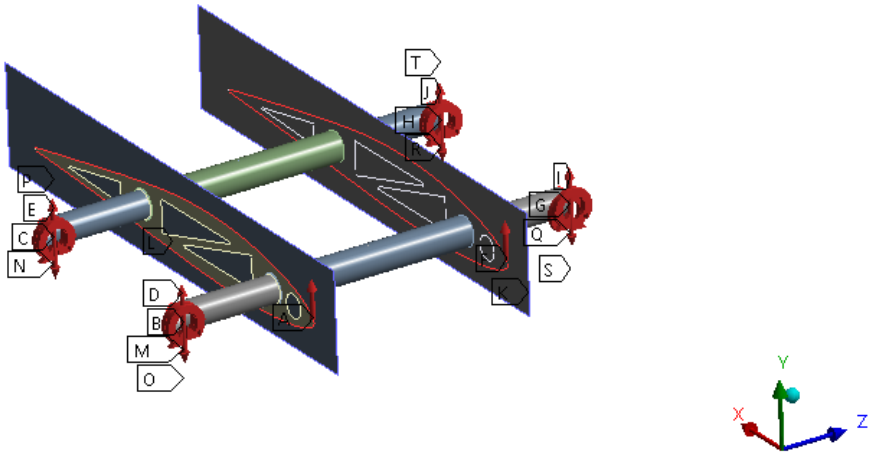


Figura 11.32: Cargas actuantes. ANSYS 14®.

11.3.2.6. Resultados y análisis de tensiones

En esta sección se presentan los resultados de los casos de carga analizados, verificando que se cumplan los requerimientos propuestos para cada uno.

En las tablas se detallan los valores máximo de índice de Tsai-Wu, y la capa donde se encuentra dicho valor para cada componente. Finalmente se presenta las imágenes de cada toma en su condición más solicitada.

Caso A

Componente	Capa	Valor índice de Tsai-Wu	Cumple
Toma anterior	1	0,731	Si
Toma posterior	1	0,705	Si

Tabla 11.40: Índice de Tsai-Wu.

Caso B

Componente	Capa	Valor índice de Tsai-Wu	Cumple
Toma anterior	1	0,238	Si
Toma posterior	1	0,830	Si

Tabla 11.41: Índice de Tsai-Wu.

Caso C

Componente	Capa	Valor índice de Tsai-Wu	Cumple
Toma anterior	1	0,598	Si
Toma posterior	1	0,615	Si

Tabla 11.42: Índice de Tsai-Wu.

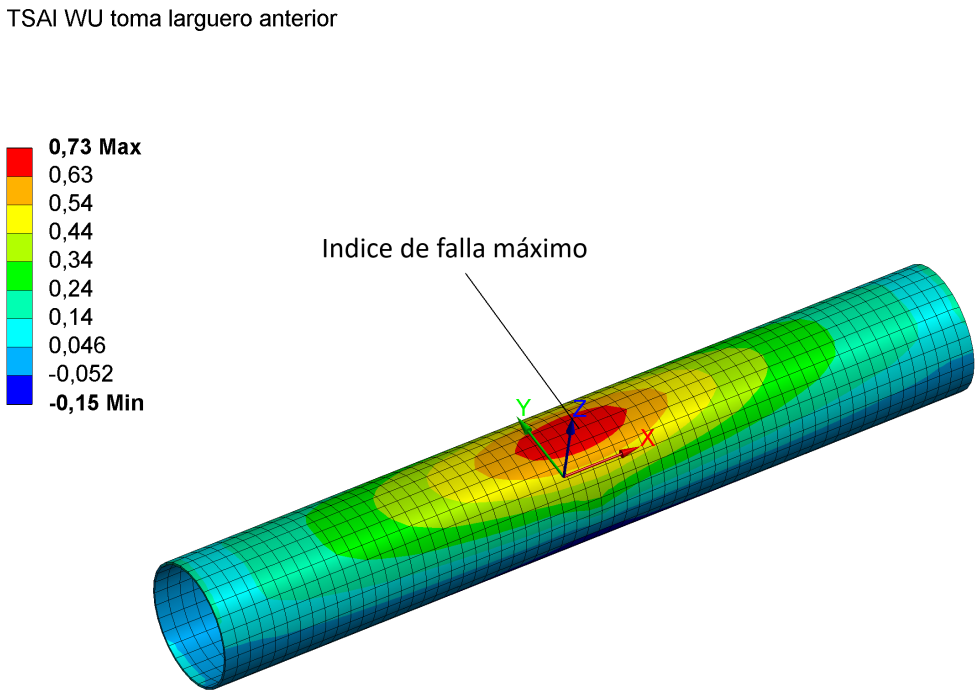


Figura 11.33: Máximo índice de Tsai-Wu 2D Toma anterior (Caso A). ANSYS 14®.

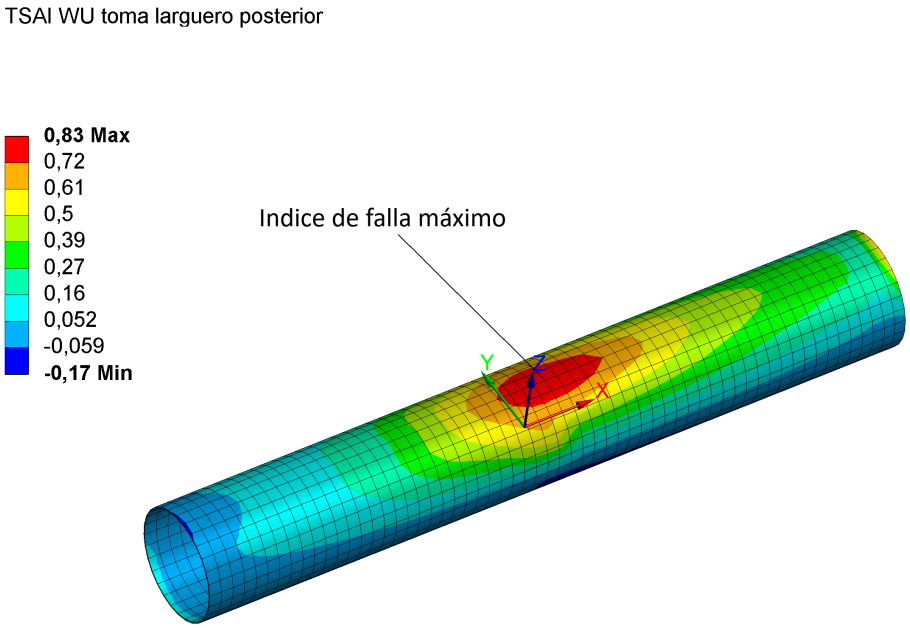


Figura 11.34: Máximo índice de Tsai-Wu 2D Toma posterior (Caso B). ANSYS 14®.

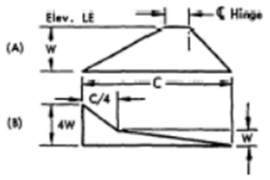
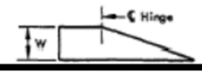
11.4. Cálculo de servo actuadores

Los alerones serán accionados mediante servos electrónicos, alimentados con baterías. Los mismo deben ser capaz de entregar un torque y una velocidad de respuesta, que permita controlar la aeronave en todas las condiciones de operación. Es de vital importancia diseñar adecuadamente el sistema eléctrico que asegure el permanente suministro de energía a los servo actuadores.

11.4.1. Cálculo de cargas

El Apéndice A de la norma, Referencia [1], presenta una distribución de carga a partir de la cual se calcula el torque necesario para mover las superficies de control a una determinada condición de vuelo. En la siguiente imagen se observa la distribución de carga de los alerones.

Table 2 - Average limit control surface loading

AVERAGE LIMIT CONTROL SURFACE LOADING				
SURFACE	DIRECTION OF LOADING		MAGNITUDE OF LOADING	CHORDWISE DISTRIBUTION
HORIZONTAL TAIL I	(a)	Up and Down	Figure A4 Curve (2)	
	(b)	Unsymmetrical loading (Up and Down)	100% $\bar{w}$ on one side aeroplane ℄ 65% $\bar{w}$ on other side aeroplane ℄ for normal and utility categories. For aerobatic category see A11(c)	
VERTICAL TAIL II	(a)	Right and Left	Figure A4 Curve (1)	Same as (A) above
	(b)	Right and Left	Figure A4 Curve (1)	Same as (B) above
AILERON III	(a)	Up and Down	Figure A5 Curve (5)	
WING FLAP IV	(a)	Up	Figure A5 Curve (4)	
	(b)	Down	0·25 x Up load (a)	
TRIM TAB V	(a)	Up and Down	Figure A5 Curve (3)	Same as (D) above

Note: The surface loadings I, II, III an V above are based on speeds V_{Amin} and V_{Cmin}. The loading of IV is based on V_{Fmin}. If values of speeds greater than these minimums are selected for design, the appropriate surface loadings must be multiplied by ratio $\left[\frac{V_{selected}}{V_{minimum}}\right]^2$. For conditions I, II, III and V the multiplying factor used must be the higher of $\left[\frac{V_{Asel.}}{V_{Amin}}\right]^2$ or $\left[\frac{V_{Csel.}}{V_{C\,min}}\right]^2$

Figura 11.35: Distribución de carga alerón. Referencia [1].

La carga $\overline{w}$ se obtiene de la siguiente figura.

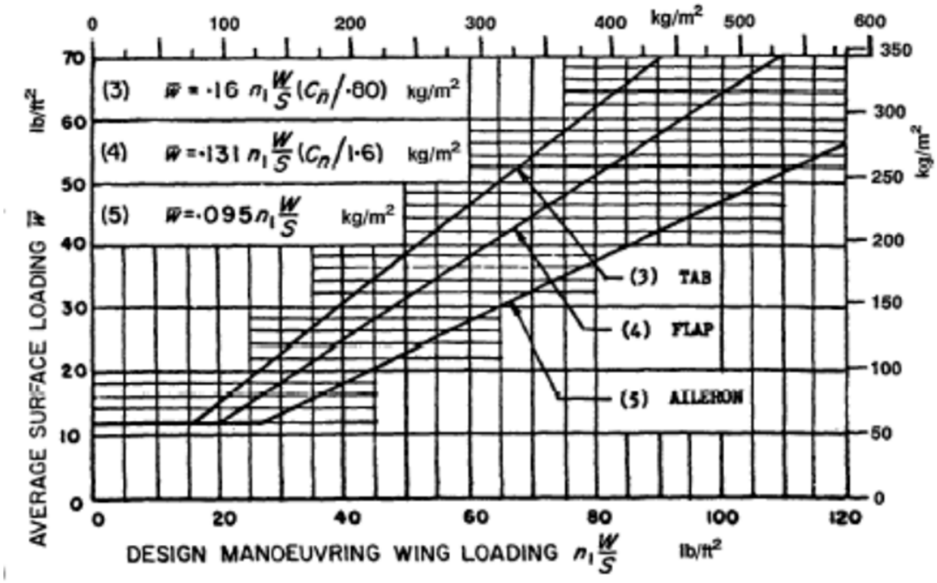


Figura 11.36: Carga $\overline{w}$ vs Carga alar. Referencia [1].

Para ello, se debe ingresar en las abscisas con el valor calculado a partir del siguiente término:

$$n1\,\frac{W}{S} \tag{11.2}$$

Siendo:

$n1 = 3{,}8$

$$\frac{W}{S} = \frac{20[kg]}{2{,}5[m^2]} = 8\,[kg/m^2]$$

Donde:

$n1$: Factor de carga límite de maniobra positivo.

$\frac{W}{S}$: Carga alar.

Ingresando los valores se tiene:

$$n1\,\frac{W}{S} = 30{,}4\,[kg/m^2]$$

El valor de carga $\overline{w}$ obtenido a partir de las curvas de la Figura (11.36) es:

$$\overline{w} = 58{,}6\,[kg/m^2]$$

De acuerdo a la Figura (11.35), el valor final de la carga se debe calcular de acuerdo a la siguiente ecuación:

$$w = \overline{w}\, k \tag{11.3}$$

Donde:

w: Carga alerón.

$\overline{w}$: Carga base.

k: Factor de velocidades.

El Factor de velocidades, se calcula de acuerdo al mayor de los siguientes términos:

$$\left[\frac{Va_{sel}}{Va_{min}}\right]^2 \text{ o } \left[\frac{Vc_{sel}}{Vc_{min}}\right]^2$$

Siendo:

$Va_{sel} = 20{,}6\,[m/s]$

$Va_{min} = 19{,}3\,[m/s]$

$Vc_{sel} = 21{,}8\,[m/s]$

$Vc_{min} = 21{,}8\,[m/s]$

Donde:

Va_{sel}: Velocidad de maniobra seleccionada.

Va_{min}: Velocidad de maniobra mínima.

Vc_{sel}: Velocidad de ráfaga seleccionada.

Vc_{min}: Velocidad de ráfaga mínima.

$$\left[\frac{Va_{sel}}{Va_{min}}\right]^2 = 1{,}139 \; ; \; \left[\frac{Vc_{sel}}{Vc_{min}}\right]^2 = 1$$

Finalmente la carga w es:

$$w = \left(58{,}6\,[kg/m^2]\right)\ (1{,}139) \tag{11.4}$$

$$w = 100{,}4\,[kg/m^2]$$

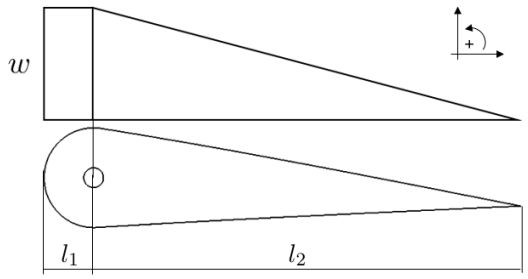


Figura 11.37: Distribución de carga alerón. Referencia [1].

A partir de la distribución anterior se calcula el momento generado en el eje de charnella con la distribución dada. El momento se calcula de acuerdo a la siguiente ecuación:

$$M = \left(\frac{w}{2} b_a l_2\right) \frac{l_2}{3} - \left(w b_a l_1\right) \frac{l_1}{2} \tag{11.5}$$

Siendo:

$w = 100{,}4\,[kg/m^2] = 984{,}9\,[N/m^2]$

$b_a = 625\,[mm] = 0{,}625\,[m]$

$l_1 = 14\,[mm] = 0{,}014\,[m]$

$l_2 = 126\,[mm] = 0{,}126\,[m]$

Donde:

w: Carga alerón.

b_a: Envergadura alerón.

l_1: Distancia borde de ataque alerón a eje charnella.

l_2: Distancia borde de fuga alerón a eje charnella.

Ingresando los valores anteriores en la ecuación, se obtiene el momento de charnella generado por las cargas calculadas anteriormente. De acuerdo al requerimiento dado por la norma, el torque que debe ser capaz de entregar el servo actuador, debe ser un $25\,\%$ mayor al calculado. A continuación se presenta finalmente el torque necesario:

$$\boxed{M = 1{,}28\,[N\,m] = 13\,[kg\,cm]}$$

11.5. Observaciones

En la Figura (11.22), donde se presentan los valores de índice de Tsai-Wu 2D de la capa de cedro del recubrimiento, se observa que los valores máximos se producen en la zona raíz del ala. Ésto viene dado por efectos generados por la costilla raíz sobre el recubrimiento, en el cual al deformarse la estructura, dicha costilla genera tensiones locales de tracción en el extrados y compresión en el intrados, lo cual sumado a problemas de contacto entre ciertos nodos de la costilla y el recubrimiento, produce esta distribución. Un estudio más detallado de este efecto escapa al alcance de este trabajo, pero se recomienda realizar un análisis con mayor profundidad.

En la Figura (11.23) donde se presentan las tensiones en el telgopor, se evidencia también el efecto mencionado anteriormente. Como se muestra en los resultados, ciertos márgenes de seguridad del núcleo no cumplen con los requerimientos, ésto se debe a que los valores de tensiones utilizados fueron los de la zona raíz, que necesita ser analizado con mayor profundidad. El resto del núcleo, cumple satisfactoriamente el requerimiento de margen de seguridad, ya que las tensiones disminuyen considerablemente fuera de la zona raíz.

Respecto al peso de los componentes, se observa que los pesos finales obtenidos en el diseño estructural, aumentaron considerablemente en comparación al diseño preliminar. Ésto se debe a que el diseño estructural está fuertemente influenciado por los materiales y los métodos de fabricación, lo que llevó a que el porcentaje de peso del ala respecto al peso máximo de despegue de la aeronave se alejara de los valores típicos o estimados inicialmente.

Referencias

[1] European Aviation Safety Agency (2009). *Certification Specifications for Very Light Aeroplanes*.

[2] ANSYS, inc. (2011). *ANSYS 14*.

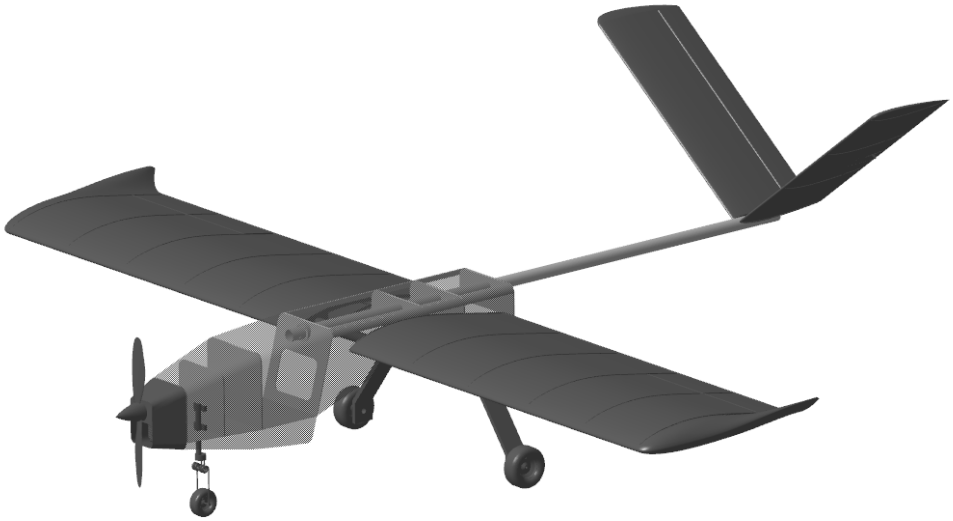
[3] Dassault Systèmes SE . *CATIA v5 r16*.

[4] (2015). *REDM*. Córdoba, Argentina: Instituto Universitario Aeronáutico.

[5] Ing. Liberatto, A. (2015). *LAMINATE*. Córdoba, Argentina: Instituto Universitario Aeronáutico.

Capítulo 12

Fuselaje: Diseño Estructural



En este capítulo se presenta el diseño y cálculo estructural del fuselaje.

12.1. Introducción

El diseño estructural consiste en poder proveer soporte a los sistemas de la aeronave y a su vez resistir las cargas a las cuales la misma estará sometida a lo largo de su vida útil, todo ello tratando de optimizar la estructura para que su peso sea el menor posible. Se utilizó la norma CS-VLA para determinar las cargas actuantes tanto en vuelo como en condiciones de aterrizaje. Los resultados se obtuvieron por métodos tanto analíticos como numéricos (ANSYS® MECHANICAL). Además se tuvo en cuenta el factor relativo a la tecnología y capacidad de fabricación, los materiales que se obtienen en el mercado local y el presupuesto disponible siendo esto en varias oportunidades un limitante.

12.2. Diseño preliminar de la estructura

El diseño preliminar de una estructura necesita nutrirse de tres elementos básicos que permiten converger a un diseño conceptual para poder realizar los análisis correspondientes. Estos son:

1. Requerimientos estructurales y criterios adoptados.
2. Cargas actuantes.
3. Materiales a utilizar.

En la presente Sección se detallan las cargas actuantes y materiales a utilizar. Luego se presenta la geometría conceptual que se analizará posteriormente.

12.2.1. Casos de cargas

Los casos de cargas analizados fueron:

1. Cargas en vuelo.
2. Cargas en aterrizaje.

Para analizar estos casos de carga, se siguieron los procedimientos y métodos de cálculo de cargas exigidos para cumplir con la Referencia [2].

12.2.1.1. Distribución de masas

Para poder determinar las cargas, antes es necesario definir con más detalle la distribución de masas sobre el fuselaje. A continuación se presenta una tabla con la disposición de las mismas a lo largo del fuselaje, Tabla (12.1).

Sección	Posición X [m]
Propulsión	$0{,}0$
Tren naríz	$0{,}196$
Tanque combustible	$0{,}263$
Electrónica	$0{,}349$
CG Cáscara fuselaje	$0{,}662$
Carga lanzable	$0{,}966$
Larguero anterior	$0{,}842$
Larguero posterior	$1{,}157$
Tren principal	$1{,}299$
CG Empenaje	$2{,}796$

Tabla 12.1: Distribución de masas a lo largo del fuselaje

A partir de esta distribución de masas se realizaron todos los cálculos de cargas en la estructura.

12.2.1.2. Cargas en vuelo

Para determinar las cargas en vuelo se utilizaron dos puntos del diagrama V-N, obtenidos en el Capítulo (10), Figura (10.5).

Los puntos más críticos del diagrama son el **Punto C** ($(n_z)_{gust} = 4{,}27$) y el **Pundo D** ($(n_z)_D = 3{,}8$). Se determinaron las cargas (corte y momento flector) para ambos casos. Para el cálculo se dividió el avión en:

- Cargas másicas puntuales.
- Cargas másicas distribuidas (cáscara del fuselaje).
- Cargas aerodinámicas puntuales.

Cargas másicas puntuales. Para determinar las cargas másicas puntuales se utiilizó la distribución de masas presentada en la Tabla (12.1). Con ellas se analizaron las maniobras más críticas (*dive speed* y ráfaga). Se aplicó el correspondiente factor de carga n_z a cada masa y se determinaron los cortes y flectores sobre el fuselaje, tomando como apoyos las tomas del ala.

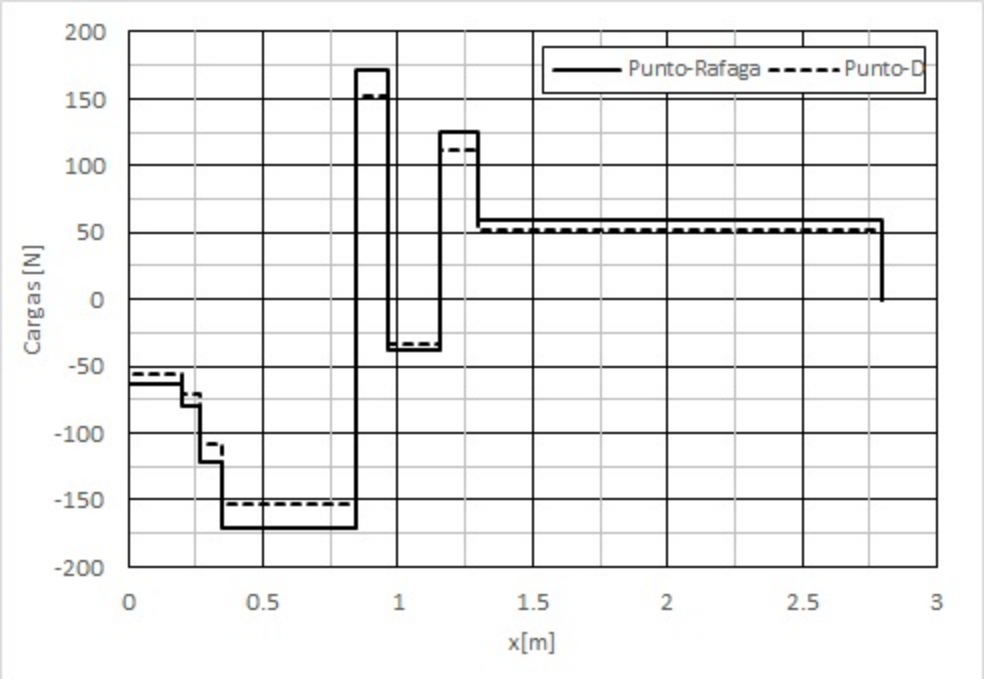


Figura 12.1: Diagrama corte masas puntuales.

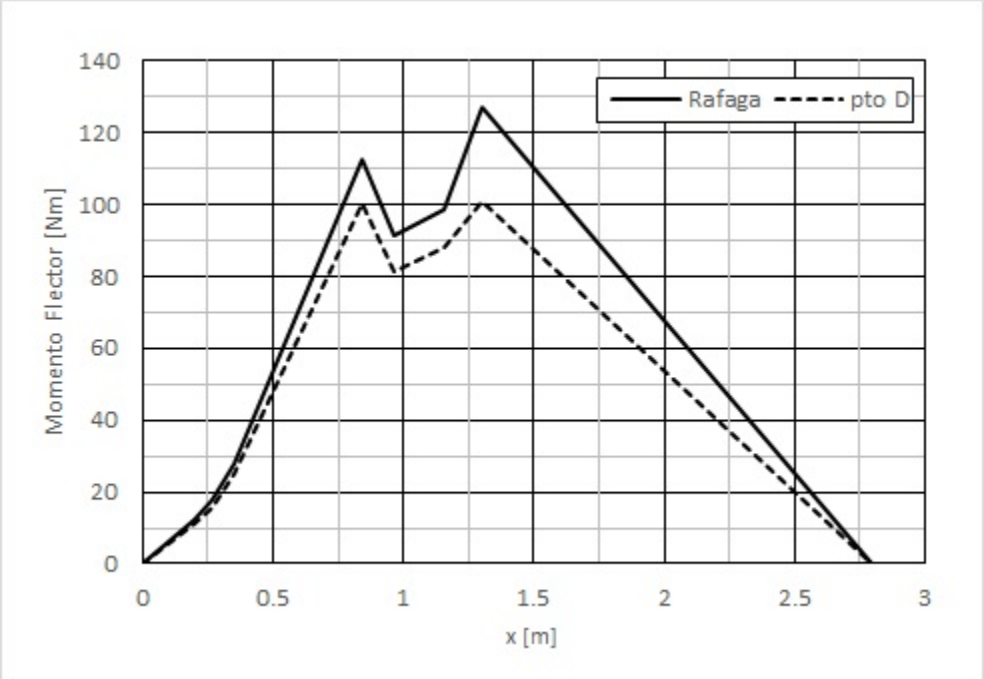


Figura 12.2: Diagrama momento flector masas puntuales.

Cargas másicas distribuidas. Para determinar las cargas debido a la cascara y boom de cola del fuselaje se hizo necesario determinar las cargas distribuidas (lineales y constantes) simplificando la distribución de la siguiente forma:

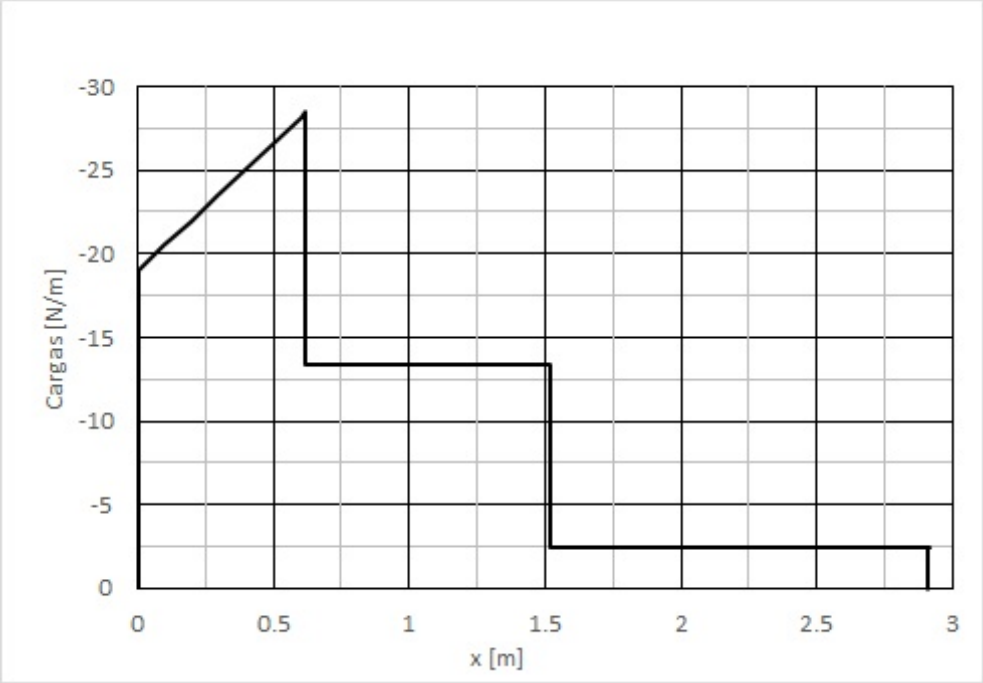


Figura 12.3: Cargas distribuidas.

Las funciones que modelan las cargas distribuidas debido al peso de la cáscara de fuselaje y tubo son:

$$Seccion\,1:\ Q_x = -(1{,}935 + 1{,}56x)[Kg/m]\ desde\ 0[m]\,a\,0{,}62[m]. \tag{12.1}$$

$$Seccion\,2:\ Q_x = -1{,}366[Kg/m]\ desde\ 0{,}62[m]\,a\,1{,}52[m]. \tag{12.2}$$

$$Seccion\,3:\ Q_x = -0{,}25[Kg/m]\ desde\ 1{,}52[m]\,a\,2{,}92[m]. \tag{12.3}$$

A continuación se presentan los gráficos de corte y momentos flectores para ambos puntos de la envolvente V-n:

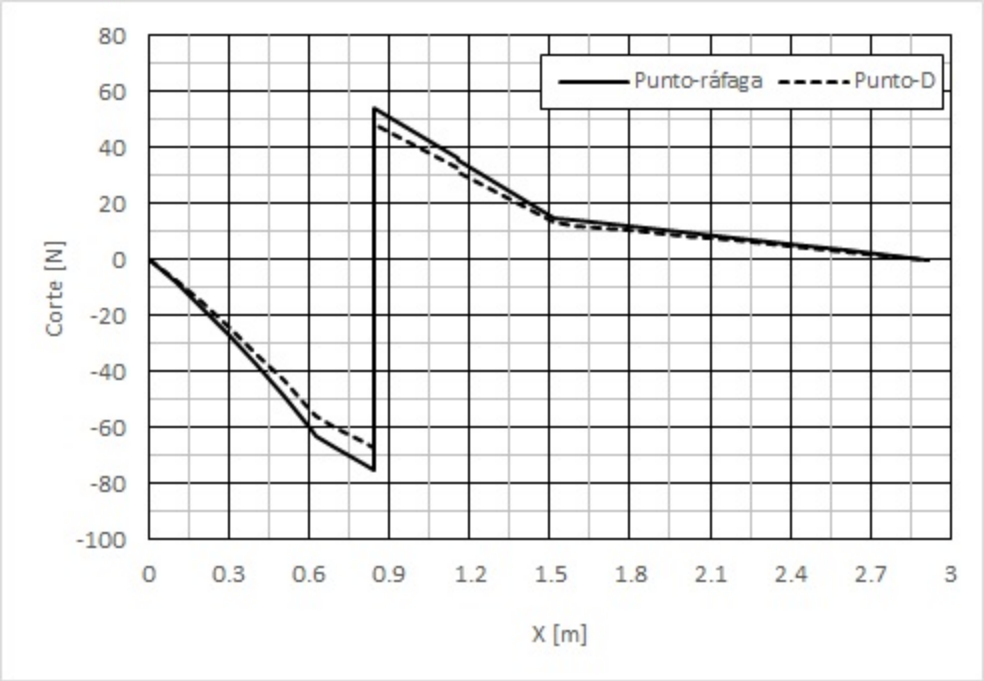


Figura 12.4: Diagrama corte masas distribuidas.

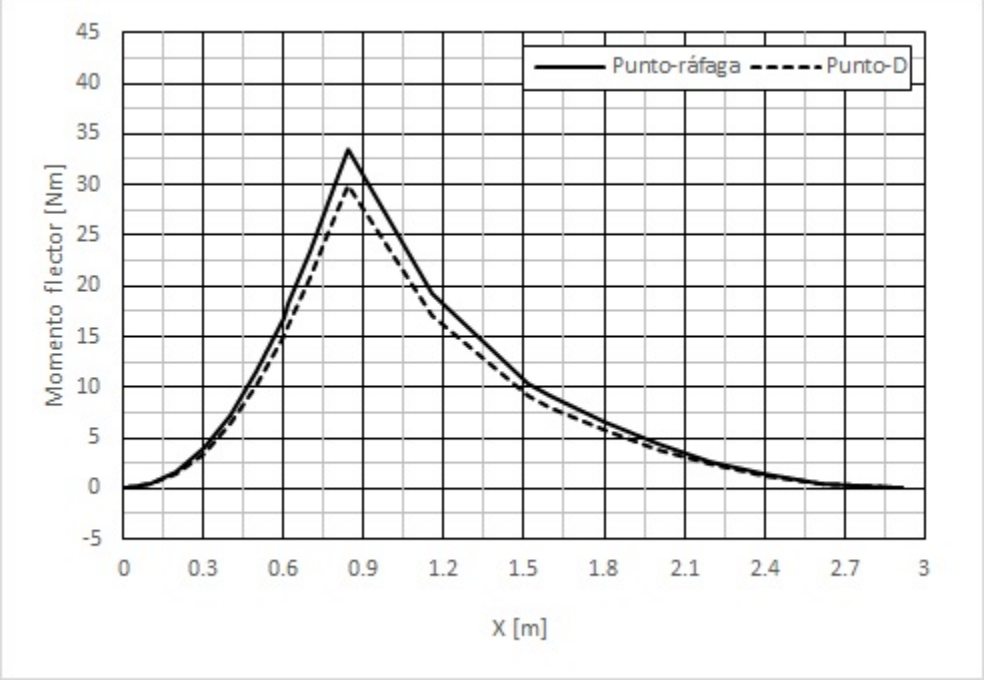


Figura 12.5: Diagrama momento flector masas distribuidas.

Cargas aerodinámicas. Para modelar las cargas aerodínamicas, se supuso que las únicas cargas relevantes para éste análisis son aquellas introducidas por el empenaje. Por lo tanto se calcularon las fuerzas aerodinámicas mediante la ecuación de sustentación e igualando a cero la sumatoria de momentos al CG. Las cargas calculadas son:

	Nz	$V[m/s]$	$q[Pa]$	Cl	Cl_{tail}	$Ftail[N]$
Ráfaga	4,27	25,3	291,085	1,15	−0,005	−0,919
D	3,8	28,2	487,085	0,612	−0,026	−8,093

Tabla 12.2: Cargas Aerodinámicas.

Los diagramas de corte y momento flector son:

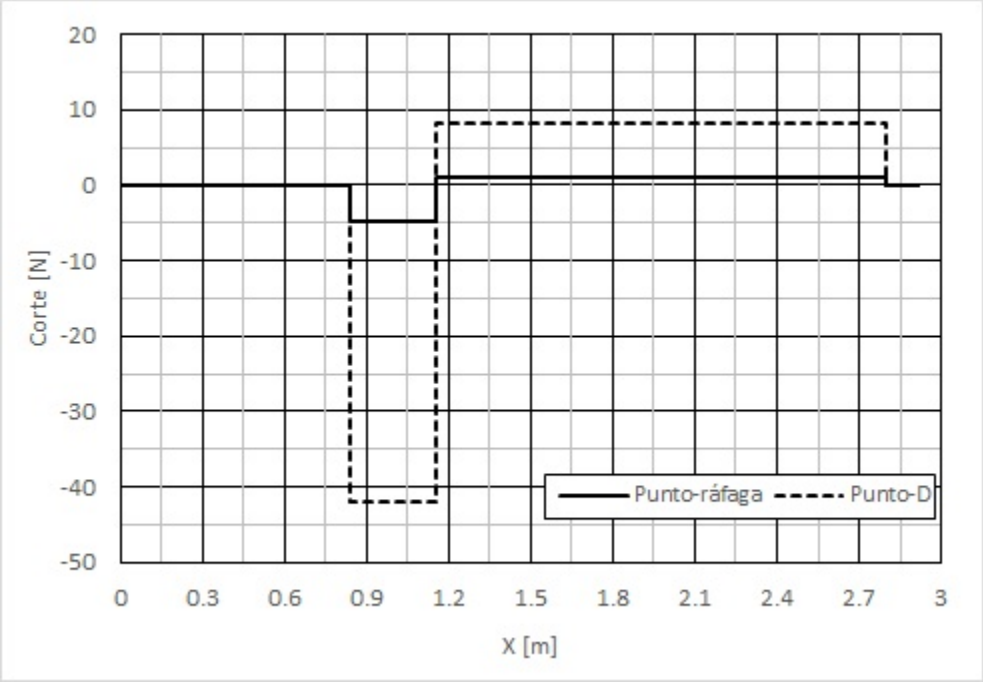


Figura 12.6: Diagrama corte cargas aerodinámicas.

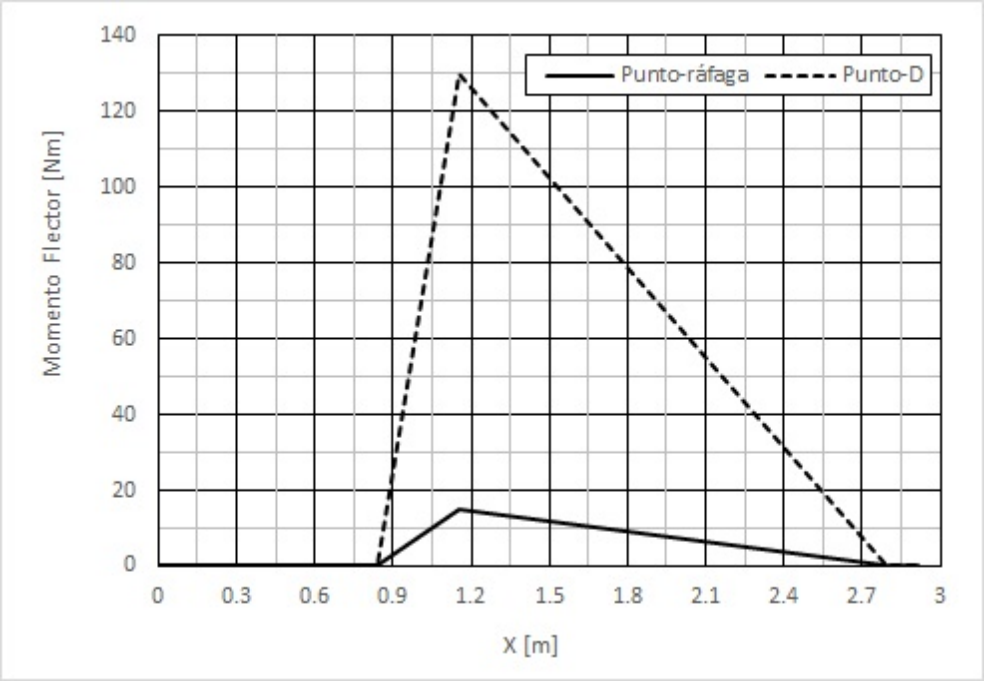


Figura 12.7: Diagrama momento flector cargas aerodinámicas.

Envolvente de cargas y cargas resultantes. Para determinar cuales son las cargas más relevantes se superpusieron todos los diagramas de corte y los de momento flector para obtener una ”envolvente” de cargas. A su vez las cargas en la envolvente se encuentran multiplicadas por $1{,}5$ para obtener las cargas últimas. A continuación se presentan los gráficos con los resultados obtenidos:

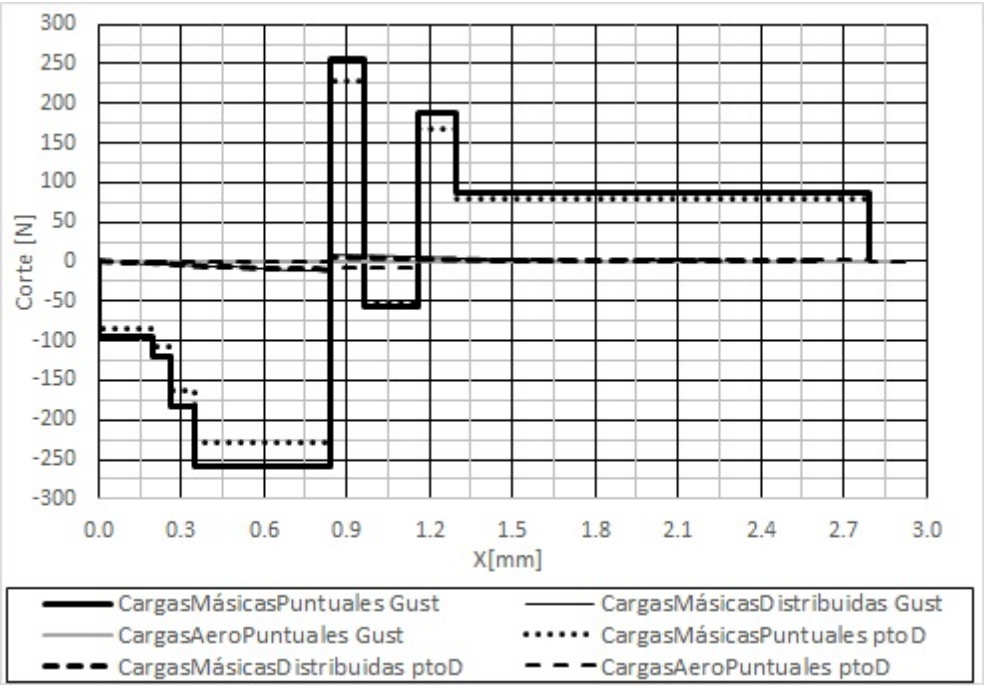


Figura 12.8: Diagrama de corte.

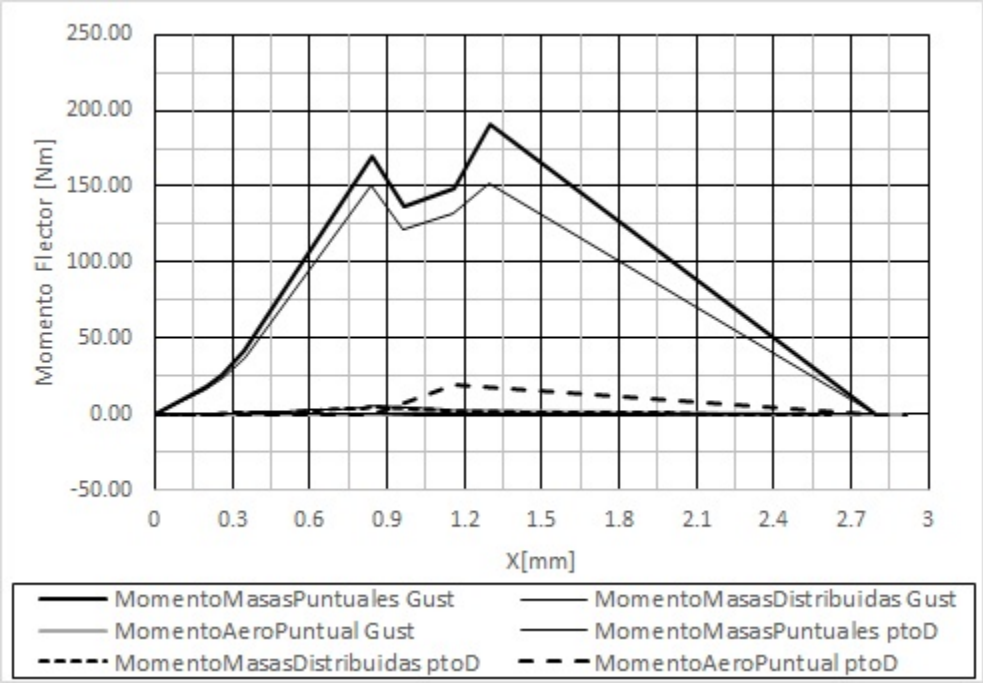


Figura 12.9: Diagrama de momento flector.

Se puede ver claramente en la envolvente que todas las cargas terminan siendo cubiertas por el estado de cargas durante una ráfaga. En la cual la aeronave puede alcanzar factores de carga de hasta $n_z = 4{,}27$. Por lo tanto se calculará la estructura para soportar esta condición de vuelo.

12.2.1.3. Cargas en aterrizaje

Las cargas en aterrizaje fueron determinadas por el Apéndice C: *"Basic landing conditions"* de la Referencia [2]. Para poder entender el correcto empleo del mismo es necesario remontarse a la norma en "*Subpart-C: Loads* " para conocer ciertas consideraciones importantes. La sección 301 establece que los factores de carga presentados en la misma para calcular cargas corresponden a aquellos de carga límite. Para cargas últimas se debe multiplicar la carga obtenida por el factor de seguridad establecido. En la sección 303 " *Factor of safety* " establece que salvo se haya determinado otro factor, el factor de seguridad para obtener cargas últimas debe ser de $1{,}5$. Las condiciones de cargas estipuladas por el apéndice de la norma son tres:

1. Caso I de Aterrizaje: tren de naríz y principal hacen contacto con el suelo al mismo tiempo.
2. Caso II de Aterrizaje: Contacto solo con tren principal y aeronave con $\theta = \alpha = 0°$.
3. Caso III de Aterrizaje: Concacto solo con el tren principal y aeronave con $\theta = \alpha_{stall} = 15°$.

Como se establece en el apéndice para aeronaves cuyo peso sea menor de $1361[kg]$ el valor de $K = 0{,}25$. Además en la sección 473 " *Ground load conditions and assumptions* " se establece que el factor de carga debe ser como mínimo a $n_z = 2{,}67$. Por lo tanto se determinó para cargas límites $(n_z)_{limite} = 3$ y para carga última $(n_z)_{ultima} = 4{,}5$.

Condition	Tail wheel type		Nose wheel type		
	Level landing	Tail-down landing	Level landing with inclined reactions	Level landing with nose wheel just clear of ground	Tail-down landing
Reference section	CS-VLA 479 (a)(1)	CS-VLA 481 (a)(1)	CS-VLA 479 (a)(2)(ii)	CS-VLA 479 (a)(2)(ii)	CS -VLA 481 (a)(2) and (b)
Vertical component at c.g	nW	nW	nW	nW	nW
Fore and aft component at c.g.	KnW	0	KnW	KnW	0
Lateral component in either direction at c.g	0	0	0	0	0
Shock absorber extension (hydraulic shock absorber)	Note (2)	Note (2)	Note (2)	Note (2)	Note (2)
Shock absorber deflection (rubber or spring shock absorber)	100 %	100%	100%	100%	100%
Tyre deflection	Static	Static	Static	Static	Static
Main wheel loads (both wheels) Vr	(n-L)W	(n-L)Wb/d	(n-L)Wa'/d'	(N-LW	(n-L)W
Main wheel loads (both wheels) Dr	KnW	0	KnWa'/d'	KnW	0
Tail (nose) wheel loads Vf	0	(n-L)Wa/d	(n-L)Wb'/d'	0	0
Tail (nose) wheel loads Df	0	0	KnWb'/d'	0	0
Notes	(1), (3), and (4)	(4)	(1)	(1), (3), and (4)	(3) and (4)

NOTES: (1) K may be determined as follows: K = 0.25 for W = 1361 kg or less; K = 0.33 for W = 2722 kg or greater, with linear variation of K between these weights.

(2) For the purpose of design, the maximum load factor is assumed to occur throughout the shock absorber stroke from 25% deflection to 100% deflection unless otherwise shown and the load factor must be used with whatever shock absorber extension is most critical for each element of the landing gear.

(3) Unbalanced moments must be balanced by a rational conservation method.

(4) L is defied in CS-VLA 725 e).

(5) n is the limit inertia load factor, at the c.g. of the aeroplane, selected under CS-VLA 473 (d), (f), and (g).

Figura 12.10: .
]Casos de carga Apéndice "C". Referencia [2].

CASO I. El CASO I corresponde al caso en que las dos ruedas del tren principal y la del tren de naríz tocan el suelo al mismo tiempo.

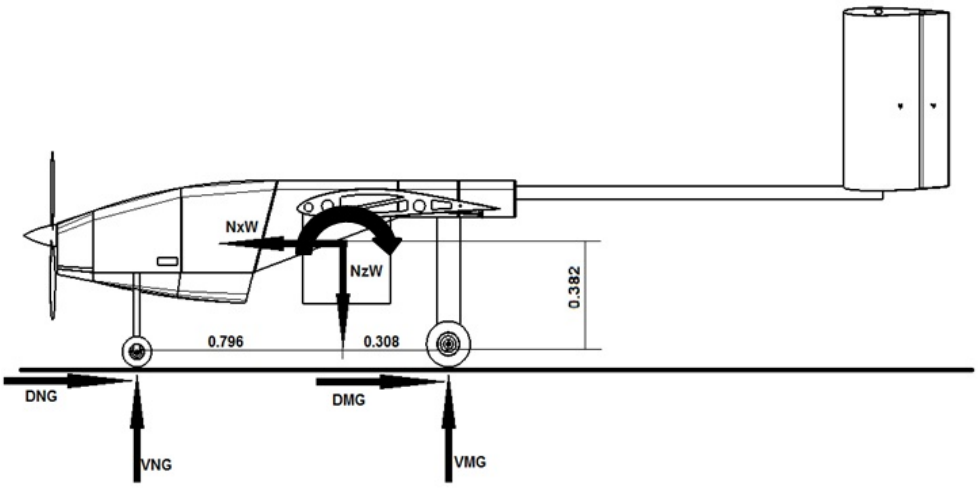


Figura 12.11: CASO I.

Los resultados obtenidos a carga última fueron:

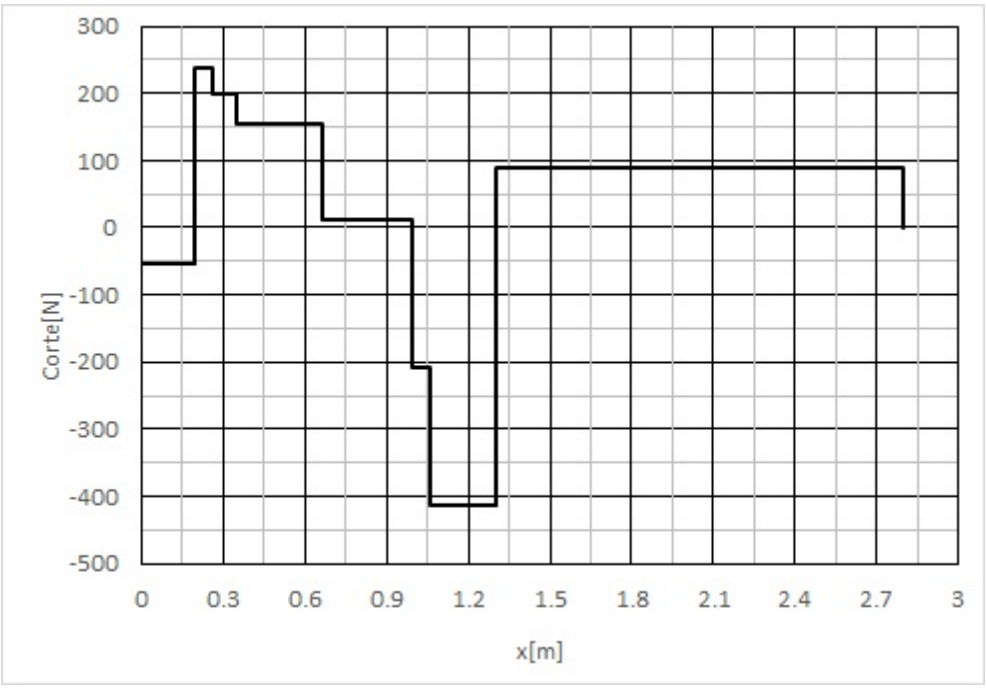


Figura 12.12: Diagrama de corte CASO I.

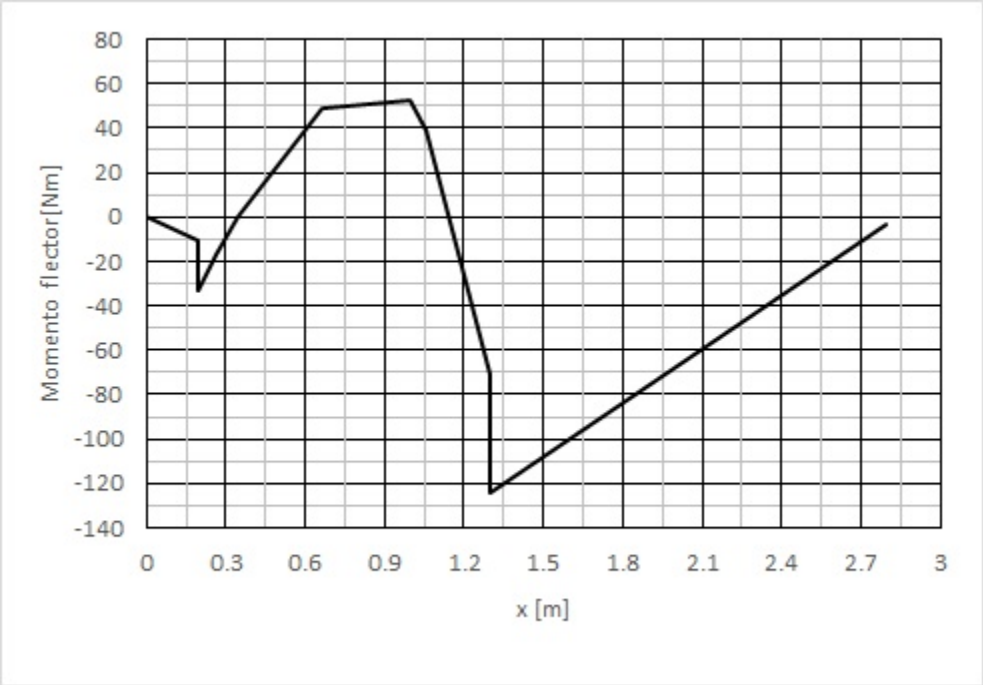


Figura 12.13: Diagrama momento flector CASO I.

CASO II. El CASO II corresponde al caso en que el contacto se realiza solo con tren el principal y aeronave con $\theta = \alpha = 0°$.

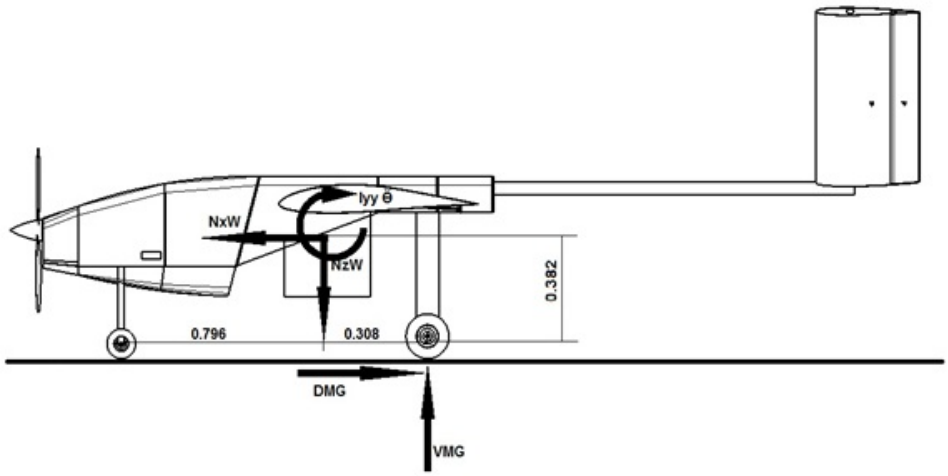


Figura 12.14: CASO II.

Los resultados obtenidos a carga última fueron:

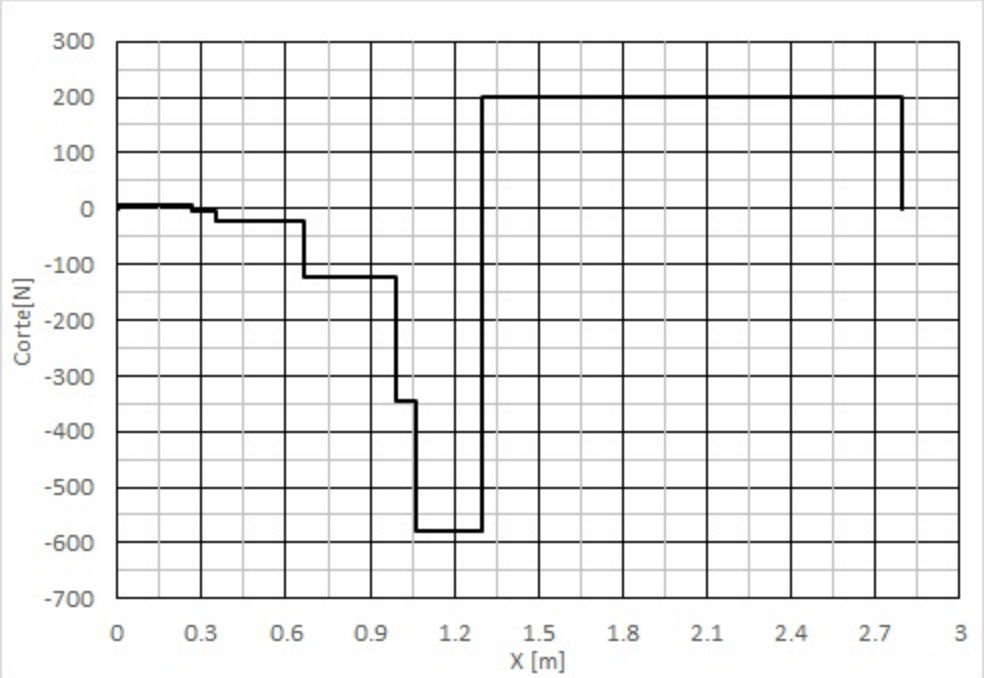


Figura 12.15: Diagrama de corte CASO II.

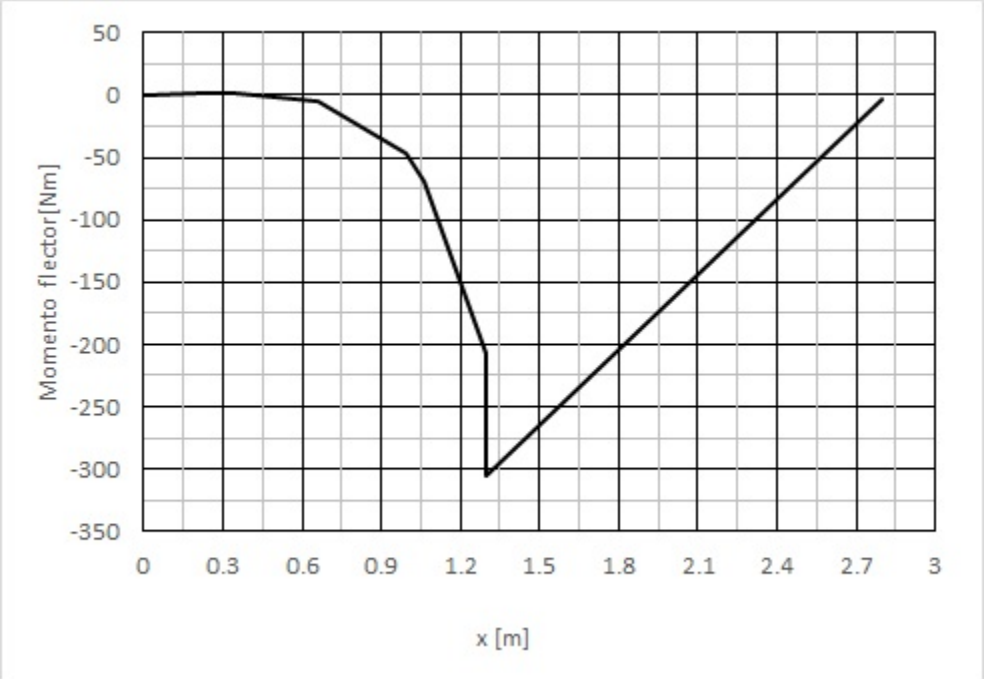


Figura 12.16: Diagrama momento flector CASO II.

CASO III. El CASO III corresponde al caso en que el contacto se realiza solo con el tren principal y aeronave con $\theta = \alpha_{stall} = 15°$.

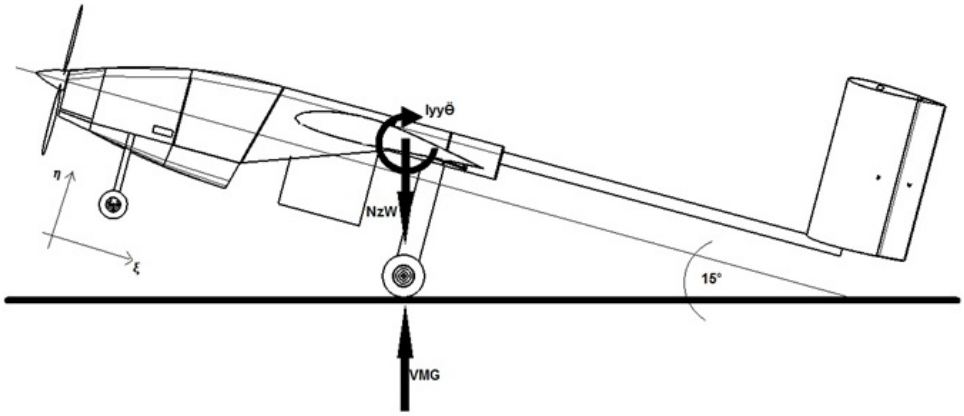


Figura 12.17: CASO III.

Los resultados obtenidos a carga última fueron:

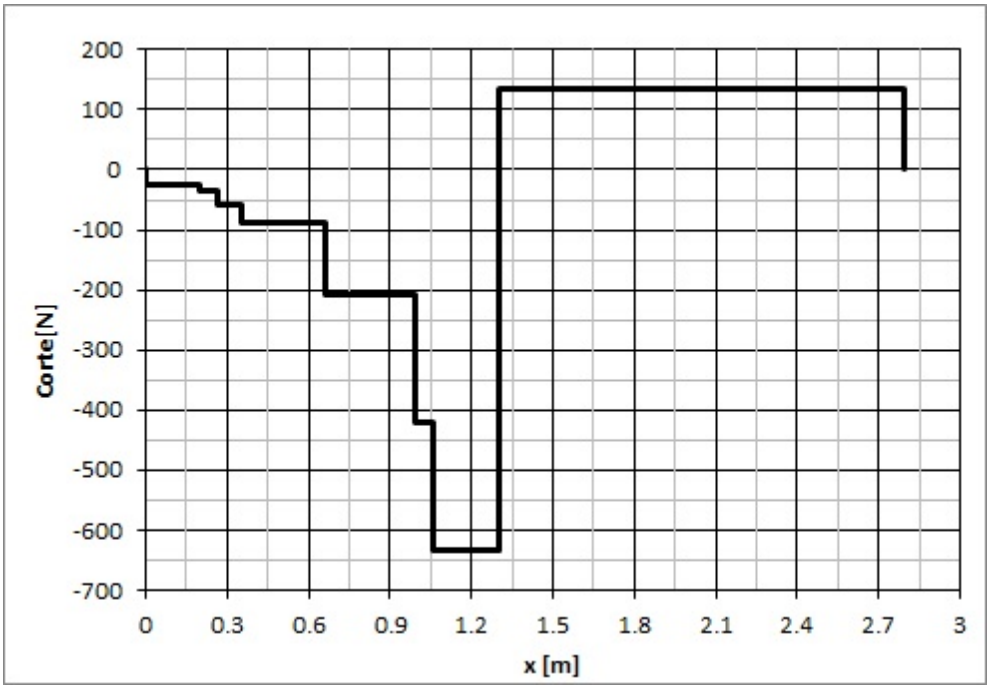


Figura 12.18: Diagrama de corte CASO III.

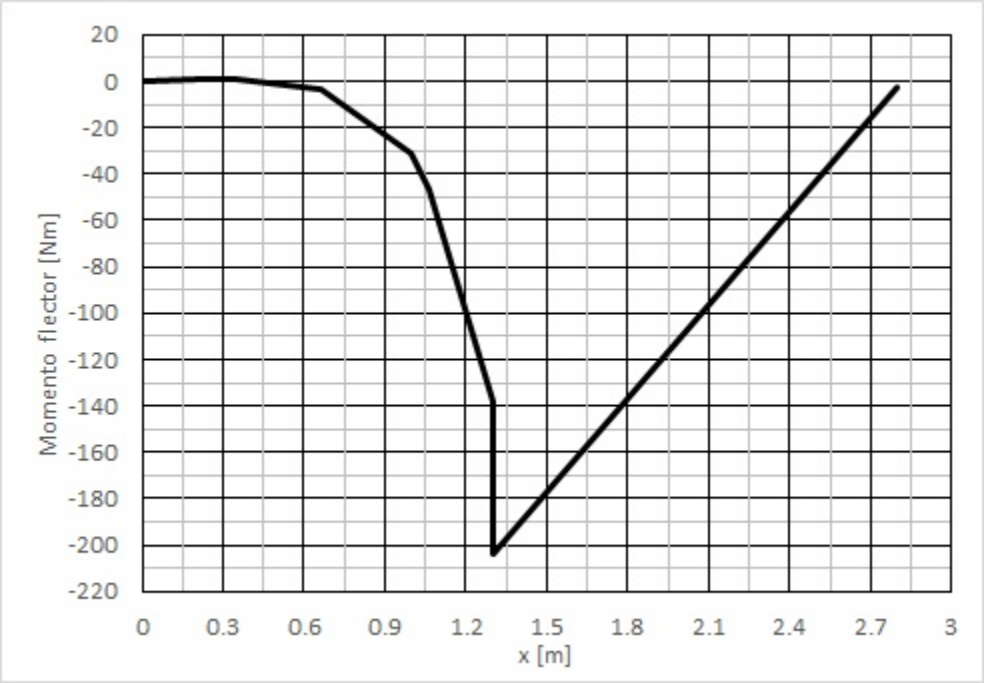


Figura 12.19: Diagrama momento flector CASO III.

12.2.2. Diseño conceptual y materiales utilizados

A continuación se presenta el diseño estructural propuesto con sus respectivos materiales. Se trató de priorizar la utilización de materiales compuestos, excepto en aquellos lugares donde la utilización de los mismos no presentara una verdadera diferencia en cuanto resistencia/peso frente a otras soluciones.

12.2.2.1. Geometría estructural

A continuación se muestra la geometría preliminar de la estructura del fuselaje y se detalla cada parte:

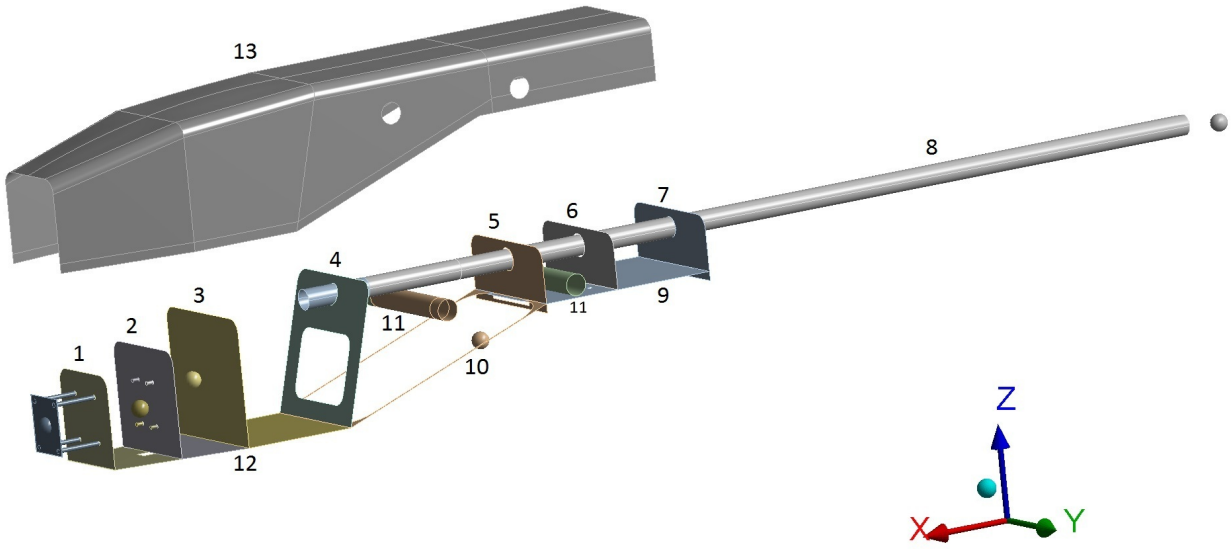


Figura 12.20: Geometría del fuselaje. ANSYS 14.0®.

1. Cuaderna N.1. La primer cuaderna de la aeronave es la que hará a su vez de parallamas del motor y soporte para los pernos que se encargan de unir el motor al fuselaje. La misma se propuso de terciado de madera de Eucalipto.

2. Cuaderna N.2. La segunda cuaderna es la que aloja los agarres que sostienen al tren principal y es la encargada de soportar las cargas de aterrizaje en conjunto con el mismo tren. Se propuso de terciado de madera de Eucalipto, con elementos rigidizadores.

3. Cuaderna N.3. La tercer cuaderna es el lugar en que estará ubicado el tanque de combustible, se decidió agregar esta cuaderna para no cargar la *cuaderna N.2*. A su vez se prevee el espacio que deberá tener la *cuaderna N.2* para dejar paso a la manguera que conecta el combustible al carburador del motor. Esta cuaderna se propuso de terciado de madera de Eucalipto.

4. Cuaderna N.4. La cuarta cuaderna es una cuaderna *crítica* debido a que en ella se encuentra ubicada una de las tomas del *Boom*. Por lo tanto recibe parte de las cargas que éste sufre cuando la

aeronave se encuentra operando. Además de las altas cargas que se transfieren a ésta, se suma que debe proveer lugar suficiente para poder manipular la zona de electrónica de la aeronave que se encuentra entre las cuadernas *N.3* y *N.4*. Este espacio es un gran orificio. Se propuso de terciado de madera de Eucalipto con zonas de refuerzo.

5. Cuaderna N.5. La quinta cuaderna se encuentra en la parte posterior del fuselaje. La misma en conjunto con la *cuaderna N.7* proveen las ranuras de encastre del piso trasero. A su vez el marco rigidizador va pegado a la misma en uno de sus lados. Se propuso de terciado de madera de Eucalipto.

6. Cuaderna N.6. La sexta cuaderna se encuentra ubicada en la zona trasera del fuselaje y apoya en la zona central del tren principal, ayudando a transferir de mejor manera las cargas del mismo al resto de la estructura. La misma se propuso de terciado de madera de Eucalipto.

7. Cuaderna N.7. La séptima cuaderna es otra de las cuadernas críticas ya que junto con la *cuaderna N.4* son los apoyos del *Boom*. Por lo tanto son las encargadas de transferir todas las cargas del tubo de cola al resto de la estructura. Debido a su ubicación esta cuaderna es una de las que mayores cargas soporta. Se la propuso de terciado de madera de Eucalipto.

8. Tubo de cola. El tubo de cola o *Boom* es el elemento encargado de unir el grupo empenaje al resto del avión. Por lo tanto encargado de transferir sus cargas al resto de la estructura. Se propuso de Aluminio 6063.

9. Piso trasero. Este piso además de cerrar la sección del fuselaje en la parte trasera, es el encargado de alojar a los pernos de unión del tren principal. El mismo debe ser capaz de transferir las cargas del tren a la estructura. Se propuso un compuesto del tipo *sandwich* de fibra de vidrio en una matríz Epoxi con madera balsa como intermediario.

10. Marco rigidizador. El fuselaje se encuentra abierto en su zona central, este elemento se encarga de compensar la misma. Debido a que es un requerimiento que la rigidez de la estructura abierta sea al menos un $90\,\%$ de la rigidez de la estructura cerrada, este marco debe ser lo suficientemente rígido para cumplir este punto. Una forma de resolver este problema con poco peso reside en la utilización de compuesto de fibras de carbono en una matríz Epoxi, por lo tanto se adoptó este material como solución.

11. Hembras, unión ala/fuselaje. Estos elementos son los encargados de unir las alas de la aeronave con el fuselaje. Por lo tanto deben ser capaces de resistir las cargas a las que las alas se encuentran sometidas en los distintos puntos de la envolvente V-n. Se las propuso de compuesto de fibras de vidrio en matríz Epoxi.

12. Piso delantero. El piso delantero es la parte de la estructura que se encarga de cerrar la parte delantera del fuselaje. Además provee de soporte a distintos elementos como son la caja de electrónica, los elementos rigidizadores de la *cuaderna N.2* van pegados al mismo como así los de la cuaderna motor. Se lo propuso de compuesto de fibra de vidrio en matríz Epoxi.

13. Cáscara. La cáscara es uno de los componentes más importantes de la estructura. Al ser el fuselaje del tipo monocasco la misma debe ser capaz de absorber y transferir todas las cargas que ingresan a la estructura. Está compuesta por distintas zonas:

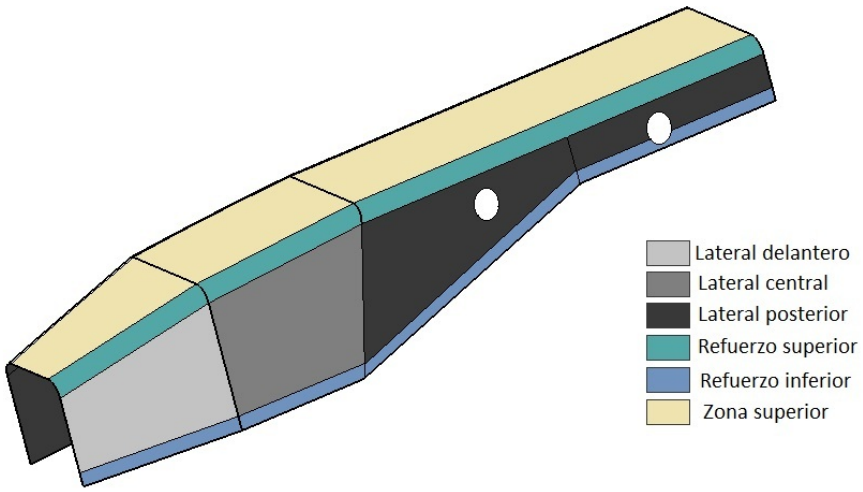


Figura 12.21: Partes de la cáscara.

12.2.2.2. Materiales

A continuación se presentan los materiales propuestos para cada una de las partes del fuselaje Tabla (12.3) y los materiales de la cáscara se presentan en la Tabla (12.4).

Componente	**Material**	**Espesor por capa[mm]**	**Orientación -X** $[^\circ]$
Cuaderna N.1	Eucalipto	1	$[(+45,-45)_3]_T$
Nervio	Eucalipto	1	$[0,90,0]_T$
	Vidrio/Epoxi 160g	0,18	$[90_4]_T$
Cuaderna N.2	Eucalipto	1	$[+45,-45,+45]_T$
	Vidrio/Epoxi 160g	0,18	$[90_4]_T$
Nervio N.1	Eucalipto	1	$[90,0,90]_T$
Nervio N.2	Eucalipto	1	$[90,0,90]_T$
	Vidrio/Epoxi 90g	0,1	$[90]_T$
Cuaderna N.3	Eucalipto	1	$[+45,-45,+45]_T$
	Vidrio/Epoxi 90g	0,1	$[90]_T$
Cuaderna N.4	Eucalipto	1	$[+45,-45,+45]_T$
Refuerzo zona brida	Vidrio/Epoxi 160g	0,18	$[0,90]_T$
Refuerzo zona anillo	Vidrio/Epoxi 160g	0,18	$[0]_T$
Cuaderna N.5	Eucalipto	1	$[+45,-45,+45]_T$
Cuaderna N.6	Eucalipto	1	$[+45,-45,+45]_T$
Cuaderna N.7	Eucalipto	1	$[(+45,-45)_3]_T$
Refuerzo	Vidrio/Epoxi 160g	0,18	$[0]_T$
Tubo de cola	Aluminio 6063-T6	2	-
	Vidrio/Epoxi 160g	0,18	$[0]_T$
Piso trasero	Madera Balsa	10	$[0]_T$
	Vidrio/Epoxi 160g	0,18	$[0]_T$
Marco rigidizador	Carbono/Epoxi 200g	0,155	$[\pm 45_3,\overline{-45}]_T$
Hembras, union ala/fuselaje	Vidrio/Epoxi 160g	0,18	$[(0,90)_3,\overline{0}]_T$
Piso delantero	Vidrio/Epoxi 160g	0,18	$[(0,90_5)]_T$
Brida de ajuste tubo de cola	Aluminio 6063-T6	-	-
Anillo de ajuste tubo de cola	Aluminio 6063-T6	-	-
Toma tubo-grupo de cola	Aluminio 6063-T6	-	-

Tabla 12.3: Materiales Fuselaje.

Componente	**Material**	**Espesor por capa[mm]**	**Orientación -X** $[^\circ]$
Recubrimiento Trasero(Izq./Der.)	Vidrio/Epoxi 90g Madera balsa Vidrio/Epoxi 90g	$0{,}1$ 1 $0{,}1$	$[+45]_T$ - $[+45]_T$
Recubrimiento Central(Izq./Der.)	Vidrio/Epoxi 90g Madera balsa Vidrio/Epoxi 90g	$0{,}1$ 1 $0{,}1$	$[+45]_T$ - $[+45]_T$
Recubrimiento Delantero(Izq./Der.)	Vidrio/Epoxi 90g Madera balsa Vidrio/Epoxi 90g	$0{,}1$ 1 $0{,}1$	$[+45]_T$ - $[+45]_T$
Recubrimiento superior	Vidrio/Epoxi 90g Madera balsa Vidrio/Epoxi 90g	$0{,}1$ 1 $0{,}1$	$[+45]_T$ - $[+45]_T$
Refuerzo superior	Vidrio/Epoxi 160	$0{,}18$	$[0_7]_T$
Refuerzo inferior	Vidrio/Epoxi 160	$0{,}18$	$[0_{10}]_T$

Tabla 12.4: Materiales Cáscara Fuselaje.

12.3. Cálculo y análisis estructural

A continuación se presenta el cálculo y análisis de la estructura del fuselaje. El cálculo se presenta en el siguiente orden:

1. Cuaderna N.1.
2. Cuaderna N.2.
3. Cuaderna N.3.
4. Cuaderna N.5.
5. Cuaderna N.6.
6. Cuaderna N.4, cuaderna N.7 y tubo de cola (*boom*).
7. Piso trasero.
8. Cáscara (conjunto) y piso delantero.

El método elegido para realizar los cálculos es el MEF o "*Método de Elementos Finitos*", por medio de la utilización del software ANSYS®. La razón de separar el fuselaje en zonas para su cálculo, reside en simplificar los modelos de las geometrías a analizar debido al costo computacional de correr un modelo completo para analizar cada zona en particular. Además de tener en cuenta que al aislar zonas se pueden observar con más detalle ciertos fenómenos que ocurren en la estructura.

12.3.1. Cuaderna N.1

Como ya se mencionó anteriormente, esta cuaderna es aquella en la que se toman los pernos del motor. Para analizar la misma se considera la condición más extrema del motor. Ésta es cuando el empuje es máximo (intentando ”arrancar” la cuaderna) y se encuentra en una ráfaga. Éste es el caso a analizar.

12.3.1.1. Geometría de análisis

Para calcular y dimensionar la cuaderna, se realiza el análisis de la misma de forma aislada ajustando las condiciones de borde a las que estaría en el fuselaje completo. Por lo tanto la geometría es la siguiente:

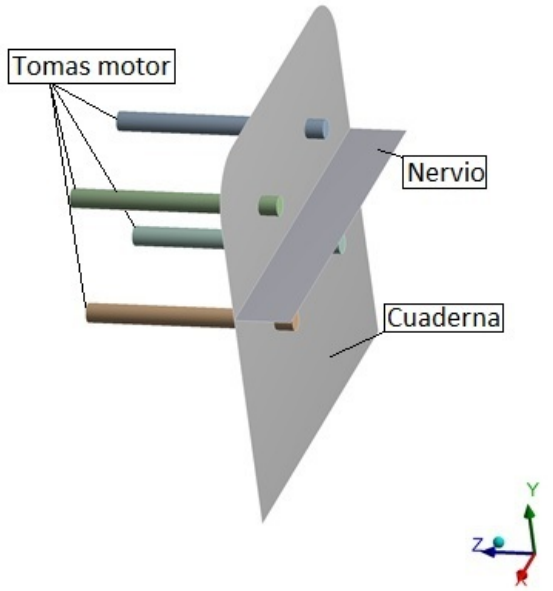


Figura 12.22: Geometría cuaderna N.1. ANSYS 14.0®.

La cuaderna es el elemento que va unido al fuselaje y a la que va tomada el motor. La función del nervio es la de transferir las cargas perpendiculares al plano de la cuaderna al resto de la estructura. Además ayuda a rigidizar la cuaderna. Las tomas vienen de fábrica con el motor, se las modela con elementos cilíndricos de las mismas dimensiones pero no se entra en detalle con la forma de los pernos y su encastre con la cuaderna.

12.3.1.2. Mallado de la geometría

En el mallado de la cuaderna N.1 no se hizo necesario utilizar herramientas especiales para mejorar el mallado en ciertas zonas ya que el mallado automático de ANSYS® es suficiente.

Nodos	19128
Elementos	4586
	Calidad del elemento
Min	0,339
Máx	0,999
Promedio	0,875
Desv. estandar	0,097

Tabla 12.5: Mallado cuaderna N.1.

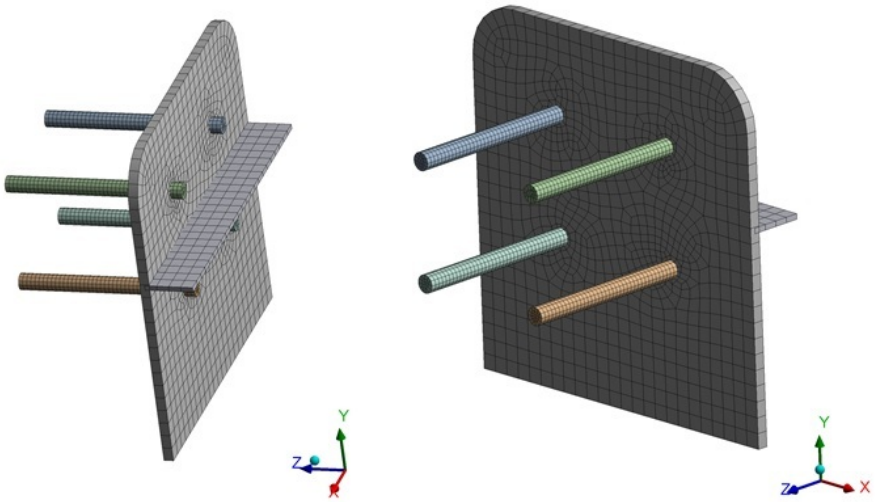


Figura 12.23: Mallado cuaderna N.1. ANSYS 14.0®.

12.3.1.3. Cargas actuantes

Para realizar este análisis se cargó la estructura en la superficie de los pernos donde va montado el tanque de combustible. La fuerza se define por medio de sus componentes Tabla (12.14).

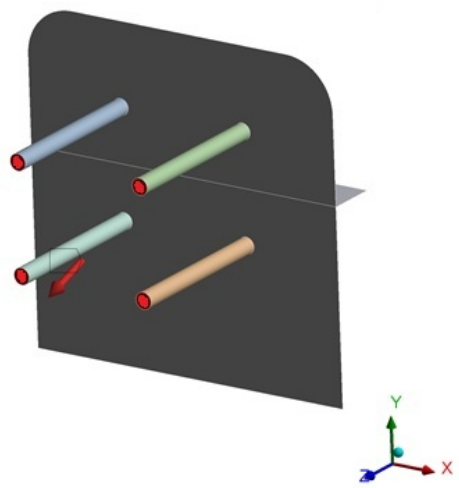


Figura 12.24: Carga cuaderna N.1. ANSYS 14.0®.

Componente X $[N]$	0
Componente Y $[N]$	$-94{,}25$
Componente Z $[N]$	$290{,}25$

Tabla 12.6: Carga cuaderna N.1.

12.3.1.4. Condiciones de borde

Para las condiciones de borde del modelo se utilizó un apoyo del tipo *Fixed support* en la cuaderna y los bordes del nervio que se encuentran pegados a la cáscara. Éste tipo de apoyo restringe toda clase de movimiento axial y rotaciones de los nodos en los tres ejes coordenados. Esta suposición se basa en que los bordes se encuentran pegados al fuselaje y éste no permite que los mismos se muevan.

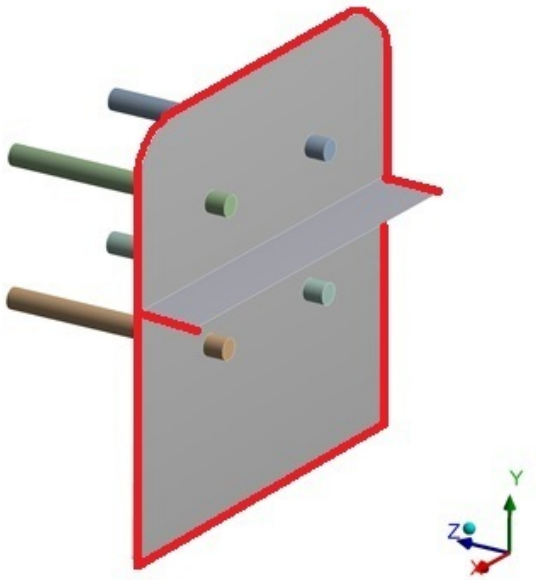


Figura 12.25: Condiciones de borde cuaderna N.1. ANSYS 14.0®.

12.3.1.5. Análisis

A continuación se presentan los resultados de analizar la resistencia y la estabilidad. Para resistencia se utiliza el criterio del índice de falla de Tsai-Wu, para estabilidad se analiza el factor multiplicativo λ. A continuación se presentan los resultados:

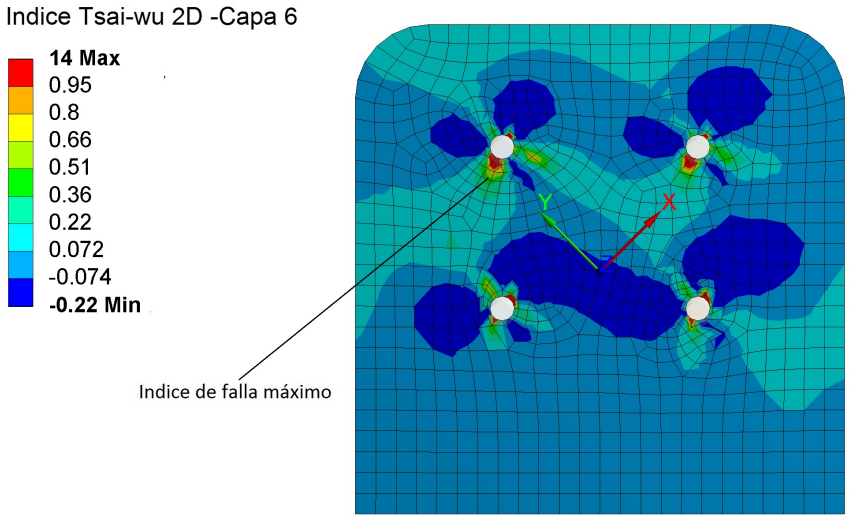


Figura 12.26: Resistencia cuaderna N.1. ANSYS 14.0®.

Componente	Indice de Tsai-Wu 2D	Capa	Cumple
Cuaderna N.1	$0{,}61$	6	Si

Tabla 12.7: Índice Tsai-Wu 2D cuaderna N.1.

Se puede observar que la cuaderna cumple conn los requerimientos de resistencia presentados en la Sección "*Criterios de falla y estabilidad*". La zona de análisis se limitó a la cuaderna en general, se tomaron los resultados hasta un diámetro de los agujeros. Se observa que en la zona cercana a los agujeros los valores del índice de Tsai-Wu llegan hasta $3{,}5$ (existe un nodo que presenta un valor de 14), por lo cual es necesario profundizar el análisis en la zona de los agujeros. Esto se deja para estudios posteriores.

A continuación se presenta una tabla con los valores de λ obtenidos en la cuaderna para carga límite:

Modo	λ	Cumple
1	27,991	Si
2	28,724	Si
3	57,352	Si
4	61,014	Si
5	62,903	Si
6	68,129	Si
7	71,243	Si
8	72,279	Si
9	73,609	Si
10	74,536	Si

Tabla 12.8: Factor multiplicativo cuaderna N.1.

Como se puede observar, la misma cumple el requerimiento de estabilidad propuesto.

12.3.2. Cuaderna N.2

La cuaderna N.2 es la que se encarga de alojar al tren de naríz, por lo tanto debe ser capaz de resistir y transferir sus cargas al resto de la estructura. Se analizarán las cargas entrantes en aterrizaje simétrico y cargas cruzadas.

12.3.2.1. Geometría de análisis

Para calcular y dimensionar la cuaderna, se realiza el análisis de la misma de forma aislada ajustando las condiciones de borde a las que estaría en el fuselaje completo. Por lo tanto la geometría es la siguiente:

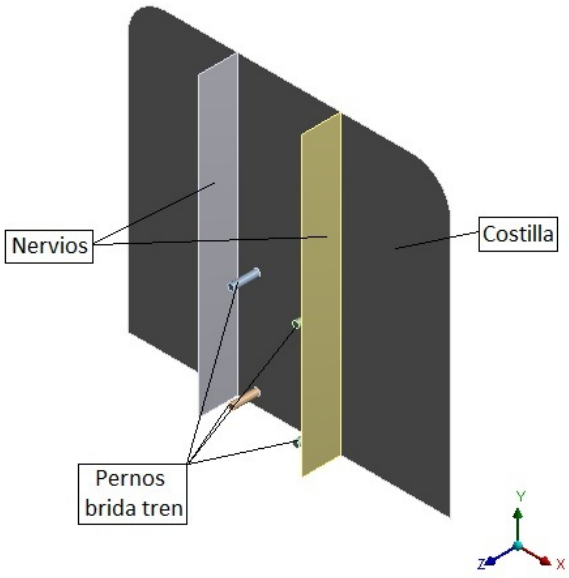


Figura 12.27: Geometría cuaderna N.2. ANSYS 14.0®.

La cuaderna es el elemento que va unido al fuselaje y a la que va tomado el tren mediante bridas de agarre. Se modelaron las cargas sobre los pernos que unen las bridas y la cuaderna. Los nervios son los encargados de transferir las cargas que son perpendiculares al plano de la cuaderna además de rigidizar la misma.

12.3.2.2. Mallado de la geometría

En el mallado de la cuaderna N.1 no se hizo necesario utilizar herramientas especiales para mejorar el mallado en ciertas zonas ya que es suficiente el mallado automático de ANSYS®, adaptando el tamaño de los elementos máximo y mínimo a $3{,}0[mm]$ y $1{,}7[mm]$ respectivamente .

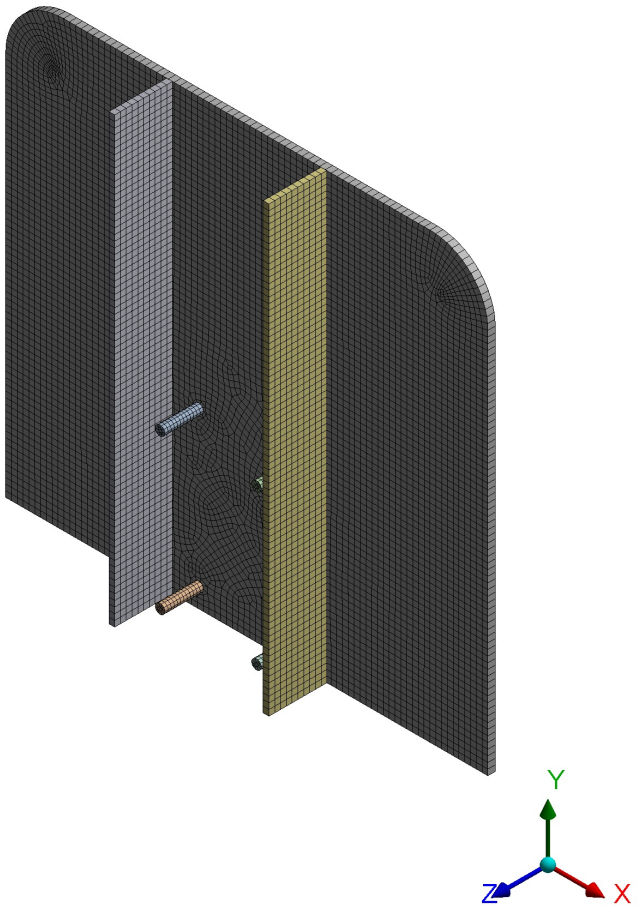


Figura 12.28: Mallado cuaderna N.2. ANSYS 14.0®.

Nodos	13219
Elementos	9122
	Calidad del elemento
Min	0,144
Máx	0,999
Promedio	0,955
Desv. estandar	0,096

Tabla 12.9: Mallado cuaderna N.2.

12.3.2.3. Cargas actuantes

Para realizar este análisis se cargó la estructura en las pernos que unen las bridas y el tren a la cuaderna. Se analizaron dos tipos de carga, una correspondiente a un aterrizaje simétrico y la otra un aterrizaje asimétrico donde la carga tiene una componente transversal al eje del fuselaje.

Componente	CASO A	CASO B
Componente X[N]	0.0	160.11
Componente Y[N]	435.78	228.73
Componente Z[N]	-83.89	0.0

Tabla 12.10: Cargas cuaderna N.2.

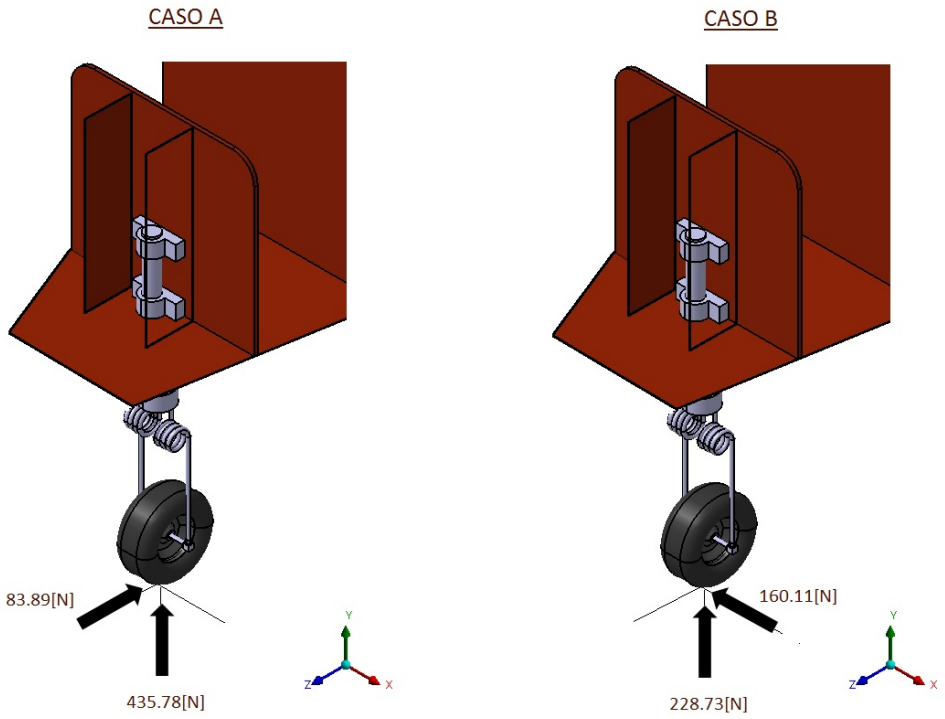


Figura 12.29: Carga cuaderna N.2 - Catia V5®.

12.3.2.4. Condiciones de borde

Para las condiciones de borde del modelo se utilizó un apoyo del tipo *Fixed support* en la cuaderna y los bordes de los nervios que se encuentran pegados a la cáscara. Éste tipo de apoyo restringe toda clase de movimiento axial y rotaciones de los nodos, en los tres ejes coordenados. Esta suposición se basa en que los bordes se encuentran pegados al fuselaje y éste no permite que los mismos se muevan.

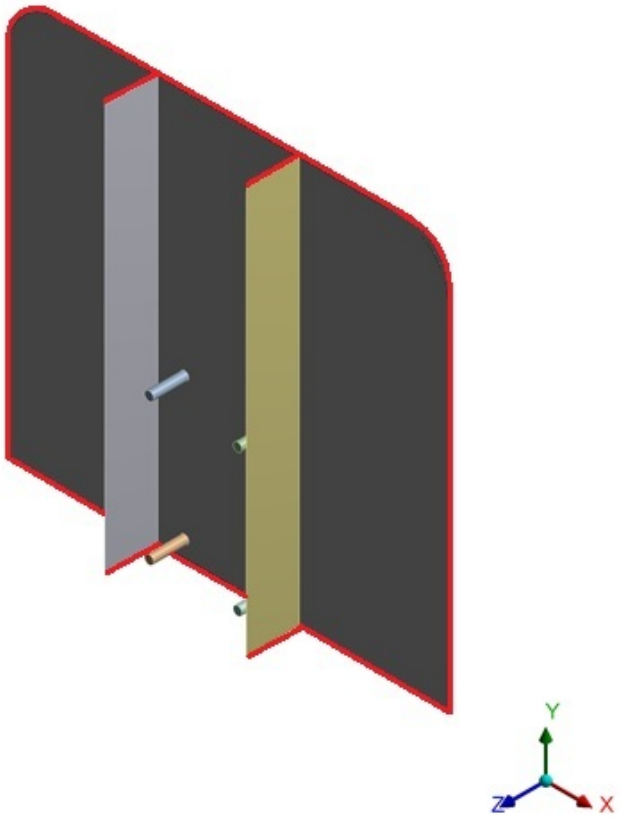


Figura 12.30: Condiciones de borde cuaderna N.2. ANSYS 14.0®.

12.3.2.5. Análisis

CASO A

En este caso se analizan las cargas que ingresan a la estructura en en aterrizaje simétrico. La carga en el plano de la cuaderna *XY* son soportadas por la misma y transferidas al fuselaje. La carga perpendicular al plano es transferida al resto de la estructura por los nervios de la cuaderna. A continuación se presentan los resultados obtenidos:

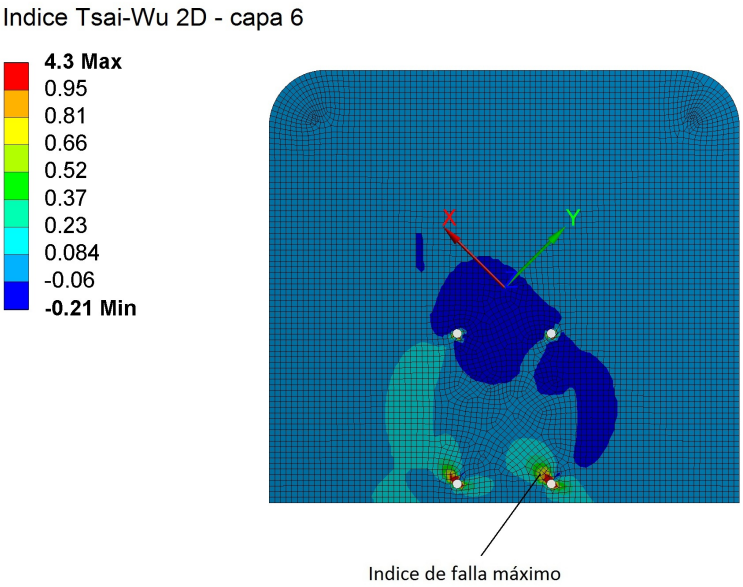


Figura 12.31: Resistencia cuaderna N.2-CASO A. ANSYS 14.0®.

Componente	Indice de Tsai-Wu 2D	Capa	Cumple
Cuaderna N.2	$0{,}83$	6	Si

Tabla 12.11: Índice Tsai-Wu 2D cuaderna N.2-CASO A.

Como se puede apreciar los índices de Tsai-Wu son inferiores a $0{,}95$ por lo tanto se considera que la cuaderna cumple con el criterio de resistencia. A continuación se presenta una tabla con los factores de multiplicación asociados a cada modo de la cuaderna:

Modo	λ	Cumple
1	14,50	Si
2	14,55	Si
3	14,70	Si
4	14,84	Si
5	25,39	Si
6	26,01	Si
7	29,87	Si
8	30,09	Si
9	33,71	Si
10	34,44	Si

Tabla 12.12: Factor multiplicativo cuaderna N.2-CASO A.

Como se puede observar todos son mayores a $1{,}15$ con lo que se considera cumplido el requerimiento de estabilidad. Para el CASO B se obtienen valores del índice de Tsai-Wu 2D máximos de $0{,}004$ por lo tanto el caso dimensionante es el A. También si se analiza el pandeo en el CASO B se obtiene que el factor multiplicativo del primer modo es de un orden mayor. Por lo tanto se concluye que el caso dimensionante es el CASO A, si cumple este va a cumplir el B.

12.3.3. Cuaderna N.3

En esta cuaderna va montado el tanque de combustible de la aeronave. Se decidió ponerlo en esta posición debido a que ofrece la mayor altura posible para ubicar el tanque, ya que se requiere que haya difencia de altura entre el tanque y la entrada del carburador.

12.3.3.1. Geometría de análisis

Para calcular y dimensionar la cuaderna, se realiza el análisis de la misma de forma aislada ajustando las condiciones de borde a las que estaría en el fuselaje completo. Por lo tanto la geometría es la siguiente:

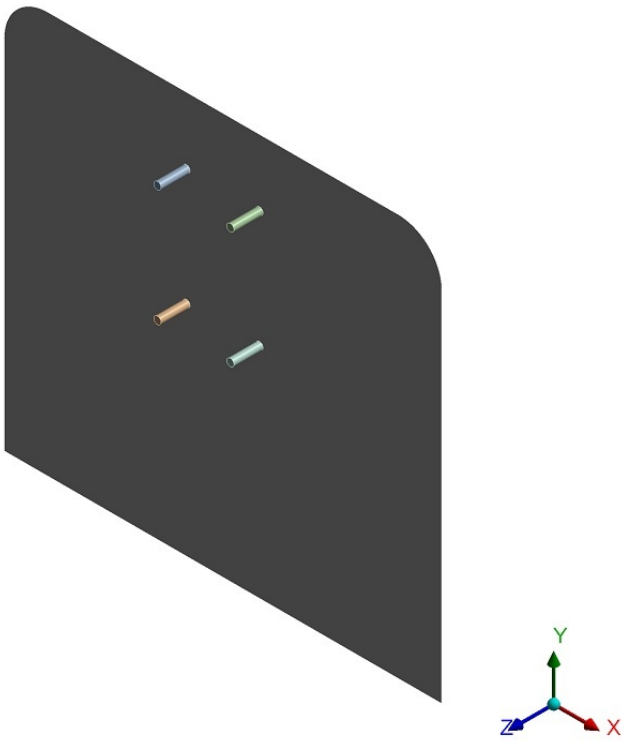


Figura 12.32: Geometría cuaderna N.3. ANSYS 14.0®.

La cuaderna es el elemento que va unido al fuselaje y a la que se une el tanque de combustible a través de pernos. Las cargas son soportadas y transferidas por la cuaderna hacia el fuselaje.

12.3.3.2. Mallado de la geometría

En el mallado de la cuaderna N.3 no se hizo necesario utilizar herramientas especiales para mejorar el mallado en ciertas zonas ya que es suficiente el mallado automático de ANSYS®.

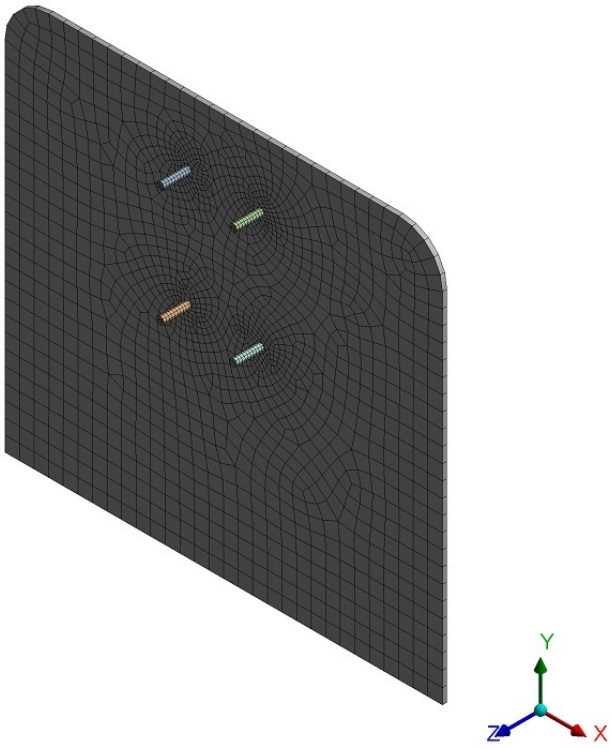


Figura 12.33: Mallado cuaderna N.3. ANSYS 14.0®.

Nodos	4598
Elementos	2174
	Calidad del elemento
Min	0,390
Máx	0,999
Promedio	0,867
Desv. estandar	0,112

Tabla 12.13: Mallado cuaderna N.3.

12.3.3.3. Cargas actuantes

Para realizar este análisis se cargó la estructura en la superficie de los pernos toma de motor Figura (**??**). La fuerza se define por medio de sus componentes Tabla (12.6).

Componente X[N]	$0{,}0$
Componente Y[N]	$-56{,}43$
Componente Z[N]	$12{,}88$

Tabla 12.14: Carga cuaderna N.3.

12.3.3.4. Condiciones de borde

Para las condiciones de borde del modelo se utilizó un apoyo del tipo *Fixed support* en la cuaderna y los bordes del nervio que se encuentran pegados a la cáscara. Éste tipo de apoyo restringe toda clase de movimiento axial y rotaciones de los nodos, en los tres ejes coordenados. Esta suposición se basa en que los bordes se encuentran pegados al fuselaje y éste no permite que los mismos se muevan.

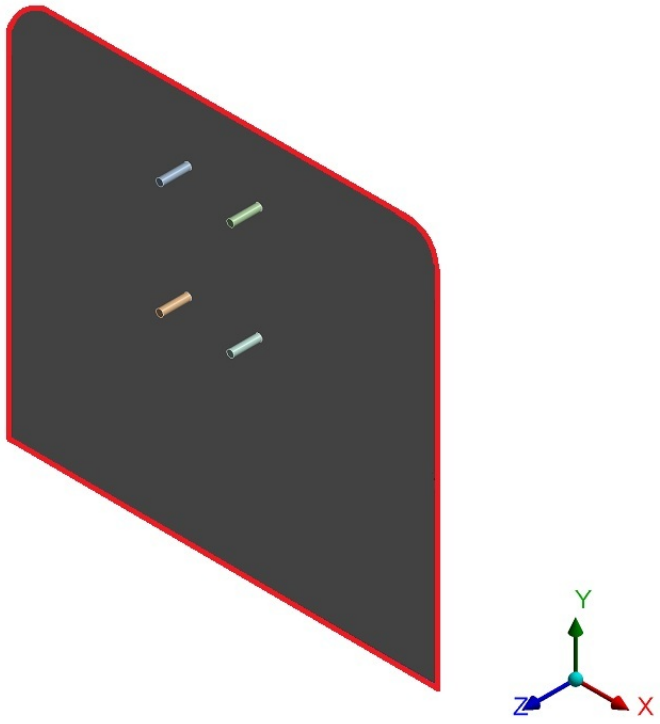


Figura 12.34: Condiciones de borde cuaderna N.3. ANSYS 14.0®.

12.3.3.5. Análisis

A continuación se presentan los resultados de analizar la resistencia y el pandeo. Para resistencia se utiliza el criterio del índice de falla de Tsai-Wu, para estabilidad se analiza el factor multiplicativo λ. A continuación se presentan los resultados:

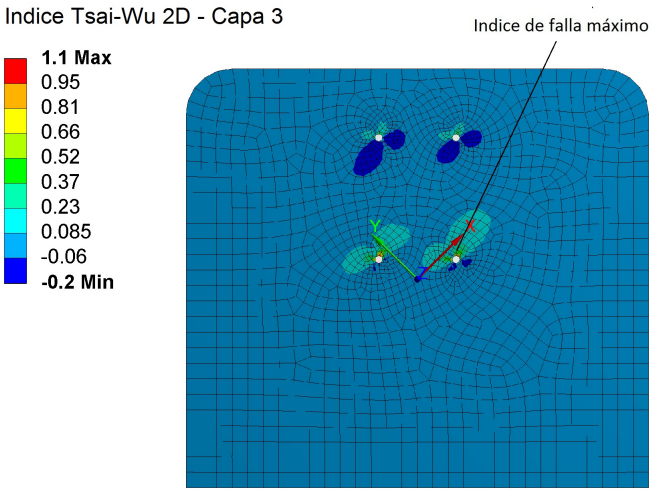


Figura 12.35: Resistencia cuaderna N.3. ANSYS 14.0®.

Componente	Indice de Tsai-Wu 2D	Capa	Cumple
Cuaderna N.3	0,56	3	Si

Tabla 12.15: Indice Tsai-Wu 2D cuaderna N.3.

Se puede observar que la cuaderna cumple con los requerimientos establecidos. Existe una zona cerca del agujero, de un elemento y medio, que no cumple los requerimientos. Se deja para estudios posteriores el análisis de los agujeros.

A continuación se presenta una tabla con los valores de λ obtenidos en la cuaderna para carga límite:

Modo	λ	Cumple
1	28,755	Si
2	31,399	Si
3	33,430	Si
4	34,153	Si
5	36,446	Si
6	43,121	Si
7	43,608	Si
8	45,212	Si
9	51,421	Si
10	52,866	Si

Tabla 12.16: Factor multiplicativo cuaderna N.3.

Como se puede observar, la misma cumple el requerimiento de estabilidad propuesto.

12.3.4. Cuaderna N.5

Esta cuaderna es la primera de las cuadernas traseras. A ella va tomado el piso de la parte trasera y pegado el marco de la zona abierta del fuselaje.

12.3.4.1. Geometría de análisis

Para calcular y dimensionar la cuaderna, se realiza el análisis de la misma de forma aislada ajustando las condiciones de borde a las que estaría en el fuselaje completo. Por lo tanto la geometría es la siguiente:

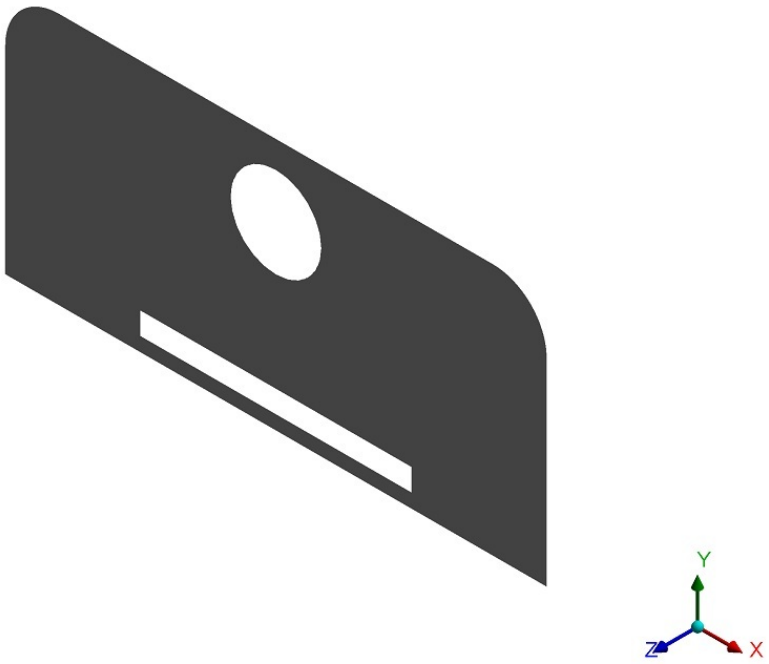


Figura 12.36: Geometría cuaderna N.5. ANSYS 14.0®.

Los bordes van unidos a la cáscara del fuselaje y el piso se encastra y pega en la ranura.

12.3.4.2. Mallado de la geometría

En el mallado de la cuaderna N.5 se utilizó, además del mallado automático de ANSYS®, la herramienta *Edge Sizing* para poder mejorar la transición entre las distintas zonas de la cuaderna. A continuación se presenta el mallado y sus características:

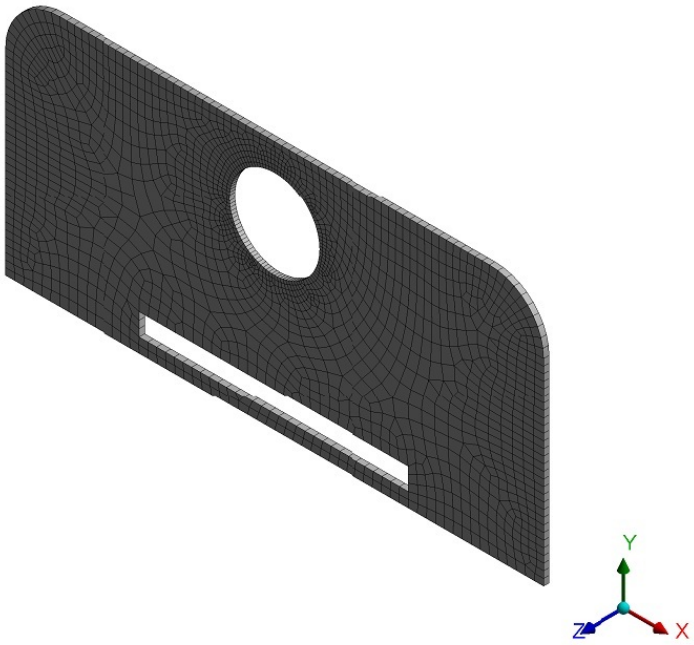


Figura 12.37: Mallado cuaderna N.5. ANSYS 14.0®.

Nodos	2036
Elementos	1861
	Calidad del elemento
Min	0,422
Máx	0,999
Promedio	0,833
Desv. estandar	0,097

Tabla 12.17: Mallado cuaderna N.5.

12.3.4.3. Cargas actuantes

Para realizar este análisis la estructura se carga con las correspondientes fuerzas del caso más desfavorable. Para ello se determina la carga que afecta la cuaderna en el caso I de aterrizaje. La misma se aplica a toda la cara de la cuaderna, y se define por sus componentes Tabla (12.18).

Componente X[N]	$0{,}0$
Componente Y[N]	$-307{,}81$
Componente Z[N]	$-57{,}94$

Tabla 12.18: Carga cuaderna N.5.

12.3.4.4. Condiciones de borde

Para las condiciones de borde del modelo se utiliza un apoyo del tipo *Fixed support* en la cuaderna. La misma apoya solo en los bordes, el piso se deja libre. El tipo de apoyo seleccionado restringe toda clase de movimiento axial y rotaciones de los nodos, en los tres ejes coordenados. Esta suposición se basa en que los bordes se encuentran pegados al fuselaje y éste no permite que los mismos se muevan.

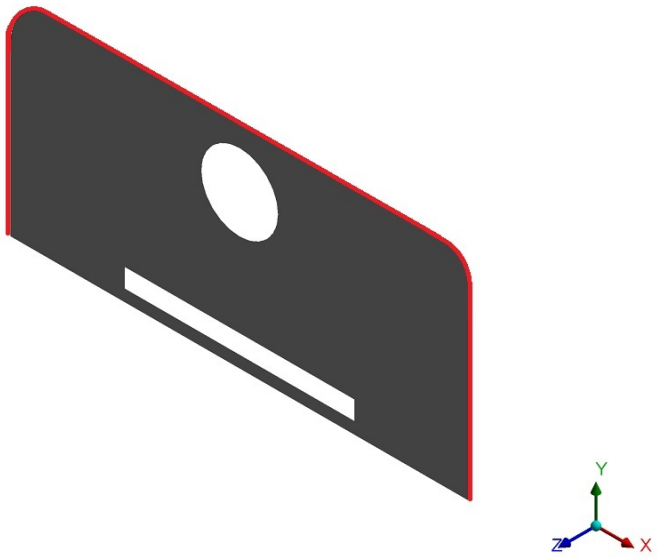


Figura 12.38: Condiciones de borde cuaderna N.5. ANSYS 14.0®.

12.3.4.5. Análisis

A continuación se presentan los resultados de analizar la resistencia y el pandeo. Para resistencia se utiliza el criterio del índice de falla de Tsai-Wu, para estabilidad se analiza el factor multiplicativo λ. A continuación se presentan los resultados:

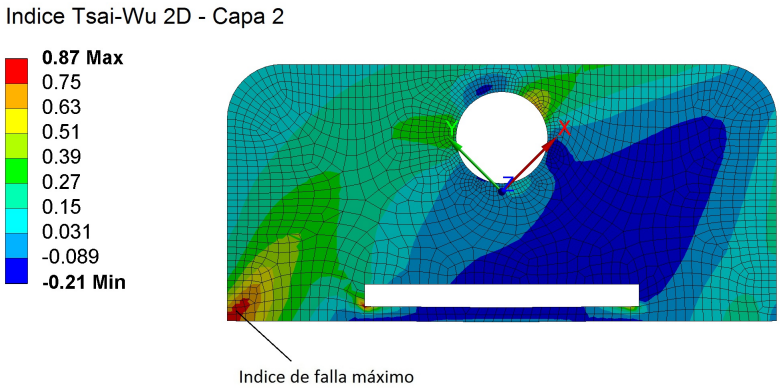


Figura 12.39: Resistencia cuaderna N.5. ANSYS 14.0®.

Componente	Indice de Tsai-Wu 2D	Capa	Cumple
Cuaderna N.3	$0{,}81$	2	Si

Tabla 12.19: Indice Tsai-Wu 2D cuaderna N.5.

Se encuentra que aparecen valores de Tsai-Wu de $0{,}87$ en una región que abarca un elemento, por lo tanto se toma como valor máximo aquel que afecta una región de más de un elememto. Se puede obervar que la cuaderna cumple con los requerimientos de resistencia establecidos.

A continuación se presenta una tabla con los valores de λ obtenidos en la cuaderna para carga límite:

Modo	λ	Cumple
1	$26{,}093$	Si
2	$57{,}176$	Si
3	$78{,}507$	Si
4	$92{,}545$	Si
5	$93{,}056$	Si
6	$98{,}804$	Si
7	$106{,}22$	Si
8	$118{,}89$	Si
9	$132{,}13$	Si
10	$138{,}12$	Si

Tabla 12.20: Factor multiplicativo cuaderna N.5.

Como se puede observar, la misma cumple el requerimiento de estabilidad propuesto.

12.3.5. Cuaderna N.6

Esta cuaderna tiene la particularidad de estar justo en la zona media de la zona de sujeción del tren principal. Por ello esta cuaderna absorbe gran parte de la carga vertical que ingresa a la estructura durante un aterrizaje.

12.3.5.1. Geometría de análisis

Para calcular y dimensionar la cuaderna, se realiza el análisis de la misma de forma aislada ajustando las condiciones de borde a las que estaría en el fuselaje completo. Por lo tanto la geometría es la siguiente:

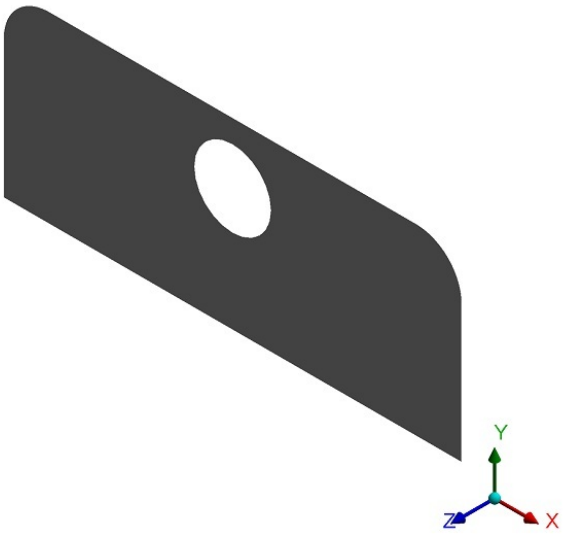


Figura 12.40: Geometría cuaderna N.6. ANSYS 14.0®.

Los bordes van unidos a la cáscara del fuselaje y al piso de la zona trasera.

12.3.5.2. Mallado de la geometría

En el mallado de la cuaderna N.6 se utilizó, además del mallado automático de ANSYS®, la herramienta *Edge Sizing* para poder mejorar la transición entre las distintas zonas de la cuaderna. A continuación se presenta el mallado y sus características:

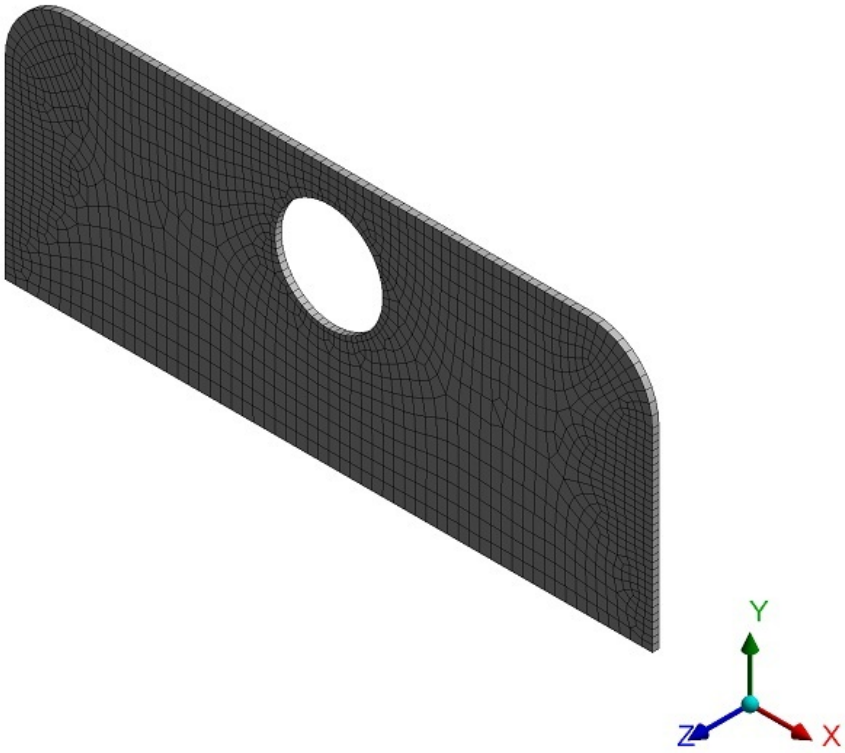


Figura 12.41: Mallado cuaderna N.6. ANSYS 14.0®.

Nodos	1611
Elementos	1485
	Calidad del elemento
Min	0,373
Máx	0,989
Promedio	0,851
Desv. estandar	0,094

Tabla 12.21: Mallado cuaderna N.6.

12.3.5.3. Cargas actuantes

Para realizar este análisis la estructura se carga con las correspondientes fuerzas del caso más desfavorable. Para ello se determina la carga que afecta la cuaderna en el caso II de aterrizaje. La misma se aplica al borde inferior de la cuaderna, y se define por sus componentes como se muestra en la Figura (12.42).

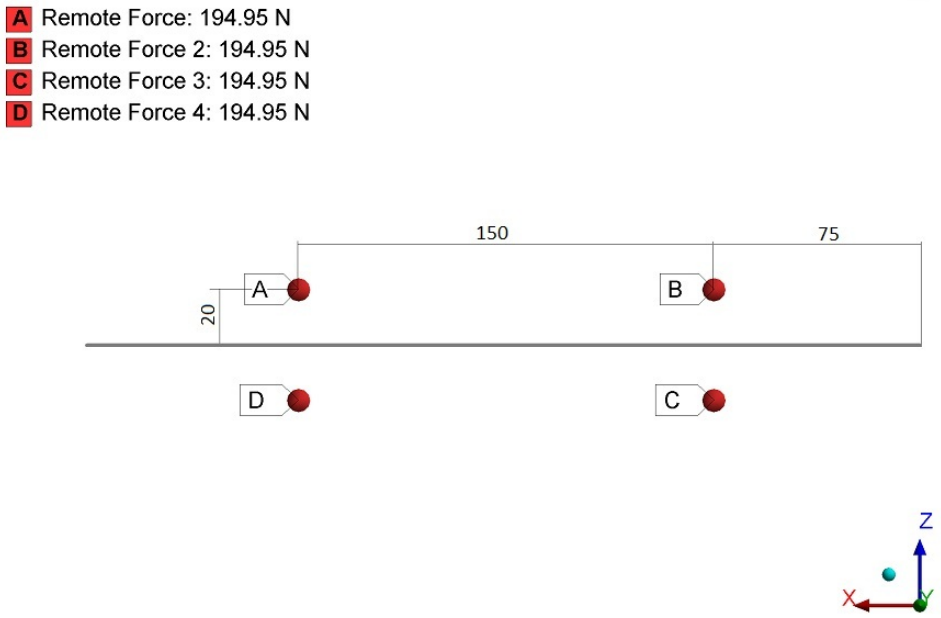


Figura 12.42: Carga cuaderna N.6. ANSYS 14.0®.

12.3.5.4. Condiciones de borde

Para las condiciones de borde del modelo se utilizó un apoyo del tipo *Fixed support* en la cuaderna. El tipo de apoyo seleccionado restringe toda clase de movimiento axial y rotaciones de los nodos, en los tres ejes coordenados. A su vez se restringe el movimiento en dirección perpendicular al plano de la cuaderna mediante la herramienta *Displacement*.

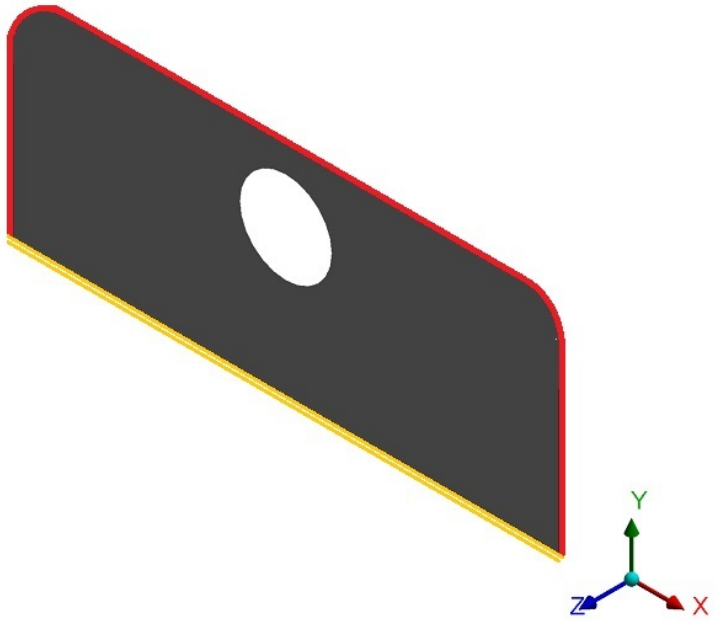


Figura 12.43: Condiciones de borde cuaderna N.6. ANSYS 14.0®.

12.3.5.5. Análisis

A continuación se presentan los resultados de analizar la resistencia y el pandeo. Para resistencia se utiliza el criterio del índice de falla de Tsai-Wu, para estabilidad se analiza el factor multiplicativo λ. A continuación se presentan los resultados:

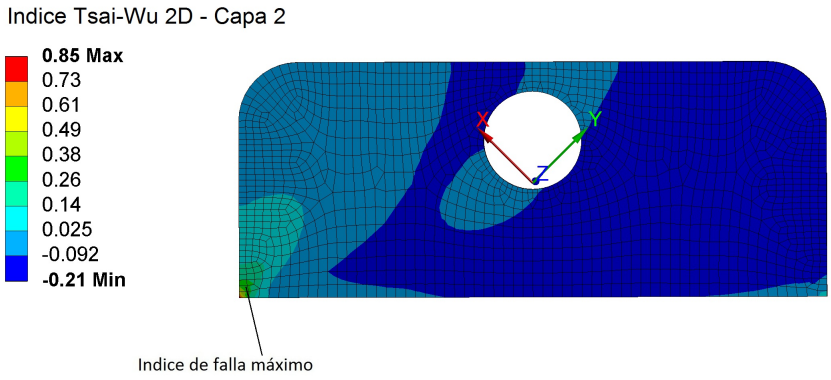


Figura 12.44: Resistencia cuaderna N.6. ANSYS 14.0®.

Componente	Indice de Tsai-Wu 2D	Capa	Cumple
Cuaderna N.3	0,30	2	Si

Tabla 12.22: Indice Tsai-Wu 2D cuaderna N.6.

Se puede observar que la cuaderna cumple con los requerimientos establecidos.

A continuación se presenta una tabla con los valores de λ obtenidos en la cuaderna para carga límite:

Modo	λ	Cumple
1	3,3382	Si
2	4,5441	Si
3	6,0623	Si
4	8,0219	Si
5	10,020	Si
6	11,014	Si
7	12,162	Si
8	13,449	Si
9	14,904	Si
10	15,623	Si

Tabla 12.23: Factor multiplicativo cuaderna N.6.

Como se puede observar, la misma cumple el requerimiento de estabilidad propuesto.

12.3.6. Cuaderna N.4, cuaderna N.7 y tubo de cola

La geometría de CAD para el dimensionamiento del tubo de cola fue re-diseñada durante el análisis. Las cuadernas fueron mejoradas quitando material donde no era necesario y reforzando la zona de la toma para distribuir mejor las cargas transferidas desde los pernos de sujeción. A efectos de mostrar los análisis relevantes, se muestran los resultados de los casos más críticos y los que generaron las exigencias más altas a la estructura. El resto de los casos de carga se encuentran ampliamente cubiertos por estos casos criticos.

12.3.6.1. Tubo de cola

Esta sección se enfoca al diseño preliminar del tubo de cola, elemento indispensable para transmitir las cargas desde los empenajes hacia el fuselaje. El análisis se realizará mediante teoría clásica de vigas. La validación se hará por elementos finitos utilizando el software ANSYS 14.0®.

Diseño conceptual del tubo de cola

El grupo de cola debe estar unido al fuselaje de manera que permitan transferir adecuadamente las cargas, a la vez de que se debe cumplir con el requerimiento de ser ”modular” y posibilitar su desarmado ya que la longitud total del fuselaje supera la exigida por los requerimientos. Debido a esto, fue propuesto utilizar un tubo cilíndrico hueco ya que presenta simplicidad en su diseño y ensamblaje, además de adquirirse fácilmente en comercios metalúrgicos.

Materiales

Para la selección del tubo de cola se propuso un tubo de aluminio 6063-T6 cilíndrico comercial en función de que no requiere construcción, el material posee una relación resistencia/peso mayor a la del compuesto fibra de vidrio/epoxi, posibilidad de perforarlo de forma segura y un costo menor para las mismas dimensiones. Como desventaja deben utilizarse dimensiones comerciales estándar que pueden adquirirse en pocos tipos de espesores y con diámetros estándares por lo que es necesario ajustarse a estos valores en el diseño. Los tubos de material compuesto por su

método de fabricación deben ajustarse al diámetro interno de algún tubo comercial pero el espesor puede controlarse con la cantidad de capas de tela de fibra de vidrio, por lo que admite más libertad dimensional en su construcción. Las propiedades mecánicas del aluminio 6063-T6 se muestran en el Capítulo (9). La siguiente tabla muestra una parte de las dimensiones estándares en tubos de aluminio 6063.

Diámetro del tubo [mm]	**Espesor del tubo [mm]**
38,10	1,50
38,10	2,00
44,45	1,50
44,45	2,00
50,80	1,50
50,80	2,00

Tabla 12.24: Dimensiones comerciales disponibles de tubos de aluminio 6063-T6. Referencia [3].

Dimensionamiento preliminar del tubo

En esta etapa se propone una dimensión inicial para el tubo, mediante la estimación de sus tensiones máximas y el peso total del tubo. En primer lugar se calcula la distribución de corte y el momento flector sobre el tubo considerándolo como una viga isostática con dos apoyos. Luego se utiliza teoría de vigas de secciones planas (fórmula de Navier Referencia [4]) para aproximar las tensiones axiales del tubo. Finalmente se propondrán en orden, las posibles combinaciones de tubos de aluminio disponibles en el mercado que pueden cumplir con los requerimientos.

En primera instancia se simplifica el esquema de apoyos que presenta el tubo de cola. El mismo se encuentra atravesando 4 cuadernas del fuselaje, pero se propone la hipótesis de que solo la primera y la última cuaderna presentan apoyos reales para el tubo, siendo, la toma de la cuaderna inclinada un apoyo doble y la cuaderna trasera un apoyo simple. El tubo se analizará de forma preliminar para todos los casos de carga dadas en la Sección (13.2.1.4) el cual representan cargas puntuales y/o momentos torsores ubicados en el extremo libre del tubo. Tabla (12.25).

La distribución de corte y de momento flector generada por el caso de carga “C” se representan en la Figura (12.45). Este patrón de momento flector y distribución de corte se repite para todos los casos de carga. Tal como puede observarse, el valor máximo de momento flector se encuentra en la posición cuaderna trasera por lo cual este será la estación de diseño. La Tabla (12.26) presenta los valores de tensiones máximas en los casos de casos de carga C y D que resultan los más críticos sobre el tubo de cola. También se pone de manifiesto sus respectivos MS y el peso total del tubo. Los momentos torsores generan tensiones de corte de baja magnitud por lo que se ignoran en esta tabla.

Distribución	$F_H limite\,[N]$	$F_H ultima\,[N]$
1	164,74	247,11
2	314,42	471,63

Tabla 12.25: Cargas totales sobre el tubo de cola.

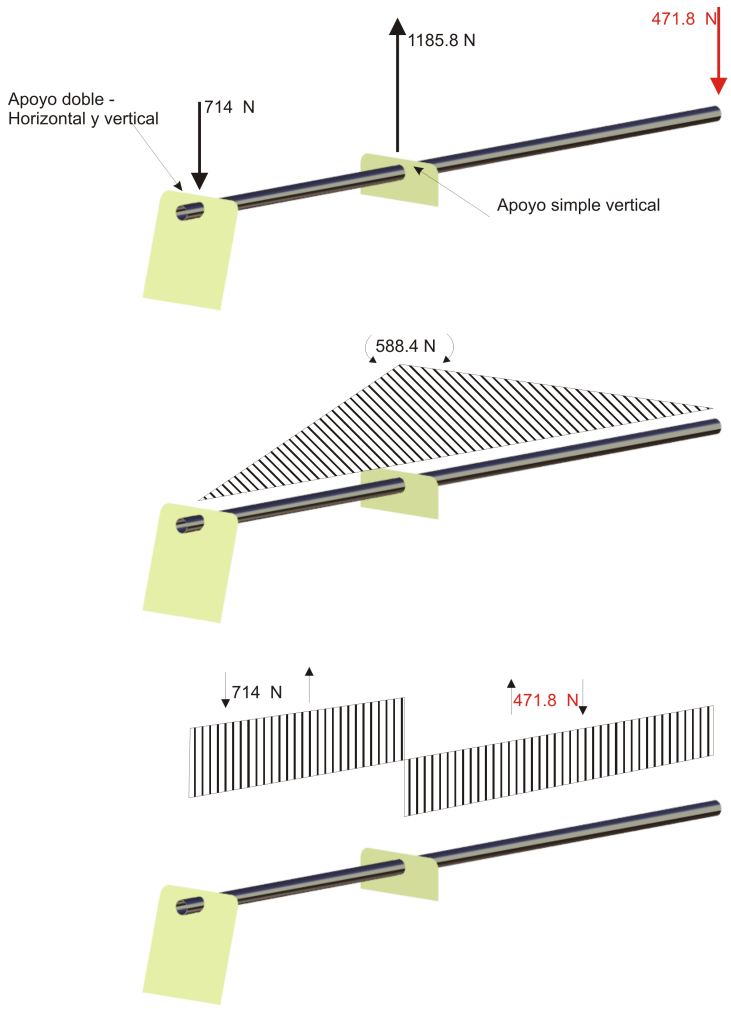


Figura 12.45: Arriba: Caso de carga última. Centro: Momento flector sobre el tubo de cola. Abajo: Distribución de esfuerzo de corte sobre el tubo.

	Tubo 1	**Tubo 2**	**Tubo 3**	**Tubo 4**	**Tubo 5**	**Tubo 6**
$D_{ext}[mm]$	38,10	38,10	44,45	44,45	50,80	50,80
$Espesor[mm]$	1,5	2,0	1,5	2,0	1,50	2,0
$D_{int}[mm]$	35,10	34,10	41,45	40,45	47,80	46,80
$Area[mm2]$	172,47	226,82	202,40	266,72	232,32	306,62
$I[mm4]$	28928,32	37063,16	46727,23	60212,4	70647,01	91427,79
$MF_{Lim}[Nmm]$	392240	392240	392240	392240	392240	392240
$MF_{Ult}[Nmm]$	588360	588360	588360	588360	588360	588360
$\sigma_{x_{Lim}}[N/mm^2]$	258,30	201,61	186,56	144,78	141,02	108,97
$\sigma_{x_{Ult}}[N/mm^2]$	387,45	302,41	279,84	217,17	211,53	163,45
$M.S_{Lim}$	−17,15	6,15	14,71	47,81	51,75	96,38
$M.S_{Ult}$	−37,80	−20,31	−13,88	10,97	13,93	47,44
$Peso\,tubo[Kg]$	0,96	1,27	1,13	1,49	1,30	1,71

Tabla 12.26: Tensiones máximas y MS sobre el tubo de cola - Estación de cuaderna 7.

Dónde la tensión axial fue calculada mediante la ecuación (12.4) extraída de Referencia [4].

$$\sigma_x = \frac{M_F y}{I} \tag{12.4}$$

Donde:

σ_x: Tensión en la dirección del tubo $[Mpa]$.

M_F: Momento flector actuante en una sección arbitraria $[Nmm]$.

y: Distancia vertical desde el eje neutro hacia una fibra arbitraria de la sección $[mm]$.

I: Momento de inercia de la sección de viga considerada $[mm^4]$.

Las tensiones máximas se encuentra en las zonas superior e inferior, donde la distancia vertical respecto de la fibra neutra es máxima. El tubo seleccionado fue el definido como **tubo 4** (Tabla (12.26)) ya que presenta el menor peso para la resistencia requerida. Las dimensiones finales del tubo se presentan en la Tabla (12.27).

Diámetro de tubo [mm]	$44{,}45$
Espesor de tubo [mm]	2
Longitud de tubo [mm]	2071
Peso total [Kg]	$1{,}49$

Tabla 12.27: Dimensiones finales del tubo de cola.

Geometría de análisis

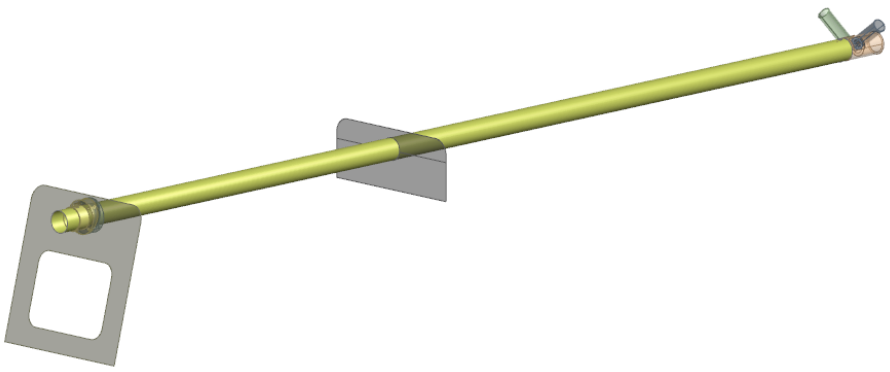


Figura 12.46: Geometría tubo de cola. ANSYS 14.0®.

Mallado de la geometría

En el mallado del tubo no se hizo necesario utilizar herramientas especiales para mejorar el mallado en ciertas zonas ya que el mallado automático de ANSYS® es suficiente.

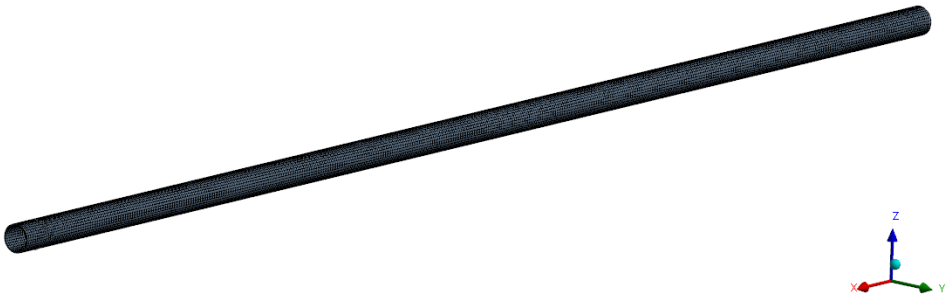


Figura 12.47: Mallado de tubo de cola. ANSYS 14.0®.

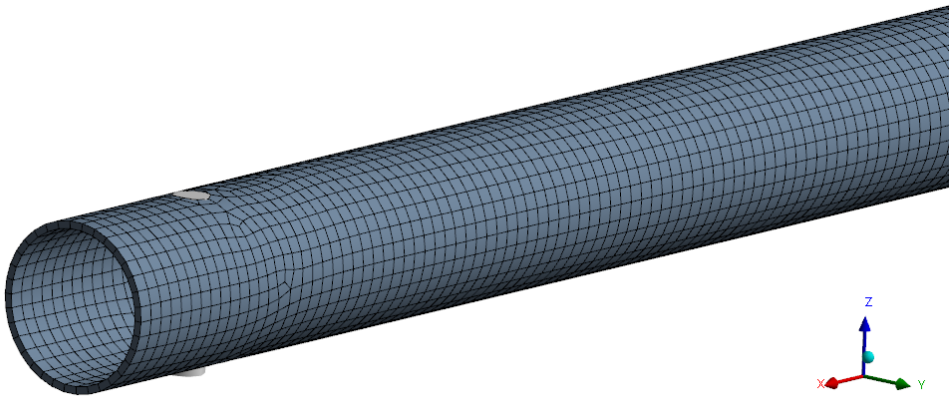


Figura 12.48: Mallado de tubo de cola - zona del perno de sujeción delantero. ANSYS 14.0®.

Nodos	18496
Elementos	18450
	Calidad del elemento
Min	0,071
Máx	0,999
Promedio	0,857
Desv. estandar	0,177

Tabla 12.28: Mallado del tubo de cola.

Cargas actuantes

No hay cargas actuantes aplicadas directamente a la geometría, sino que las cargas ingresan a la estructura desde los estabilizadores.

Condiciones de borde

La geometría sólo se encuentra restringida en la zona donde apoya en las cuadernas N.4 y N.7 y con la brida de la cuaderna N.4.

12.3.6.2. Toma de grupo de cola

La toma debe proveer sujeción al grupo de cola con el resto de la estructura de la aeronave de manera firme, evitando cualquier movimiento o desprendimiento de la estructura.

Diseño conceptual

La toma tubo-grupo de cola debe transmitir todas las cargas generadas en el estabilizador hacia el tubo de cola. La misma fue propuesta como una toma cilíndrica en “V” compuesta por tres partes. Un cilindro principal que está sujetado mediante un tornillo dispuesto verticalmente hacia el tubo de cola, y dos cilindros conectados a la toma principal sujetados mediante rosca y dispuestos con el ángulo adecuado. Estos últimos cilindros cumplen la función de macho en el ensamblaje de los estabilizadores. Todos los cilindros poseen interior hueco para reducir el peso total de la toma. Ver Figura (12.50).

Materiales

El material propuesto para la toma es aluminio 6063-T6 ya que es un material de bajo peso y fácil de trabajar. Sus propiedades mecánicas se detallan en el Capítulo (9).

Geometría de análisis

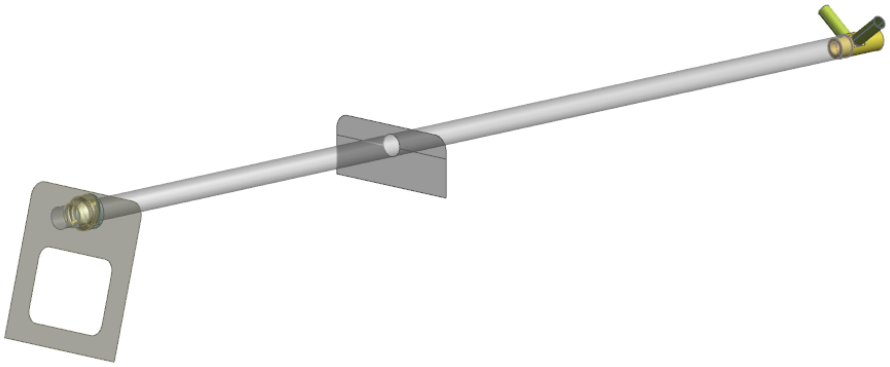


Figura 12.49: Geometría toma del grupo de cola. ANSYS 14.0®.

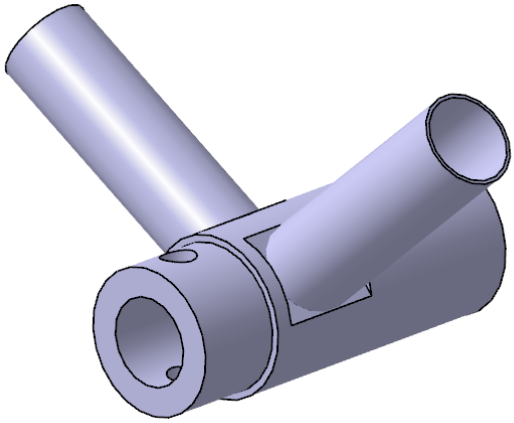


Figura 12.50: Toma Tubo-. ANSYS 14.0®.

Mallado de la geometría

En el mallado de la toma tubo-grupo de cola no se hizo necesario utilizar herramientas especiales para mejorar el mallado en ciertas zonas ya que el mallado automático de ANSYS® es suficiente.

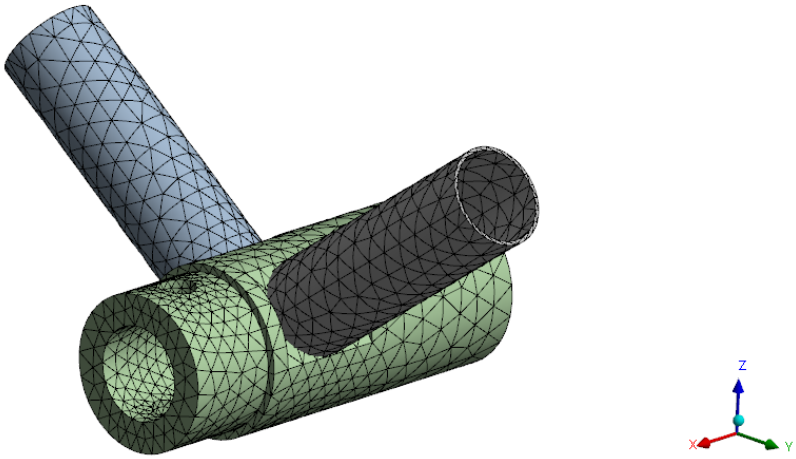


Figura 12.51: Mallado de la toma del grupo de cola. ANSYS 14.0®.

Nodos	18820
Elementos	10392
	Calidad del elemento
Min	0,071
Máx	0,999
Promedio	0,857
Desv. estandar	0,177

Tabla 12.29: Mallado de la toma del grupo de cola.

Cargas actuantes

Las cargas actuantes provienen de las superficies de los estabilizadores y pueden representarse en el modelo como cargas aplicadas sobre las superficies superior o inferior (según corresponda a carga hacia arriba o abajo) y un momento generado por carga asimétrica, aplicada en la zona central. En las siguientes figuras se presentan el caso D que corresponde a carga última simétrica, y el caso H que corresponde al caso de carga asimétrico último.

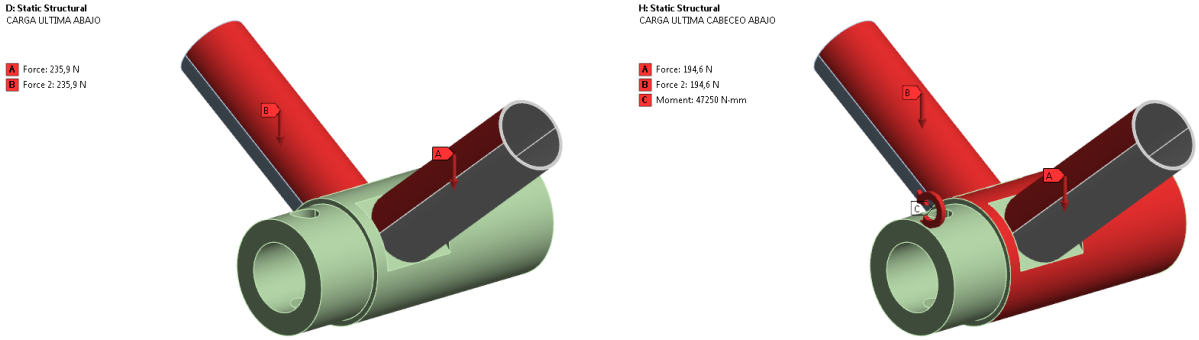


Figura 12.52: Izquierda:Caso de carga D. Derecha: Caso de carga H. ANSYS 14.0®.

Condiciones de borde

La geometría se encuentra unida al tubo de cola y a los largueros de los estabilizadores.

12.3.6.3. Brida de sujeción

En esta sección se define una geometría preliminar de la toma tubo-fuselaje. Debido a los alcances del trabajo final no se realizarán ciclos de diseño adicionales. Se realizará un diseño preliminar de la estructura y se analizarán la tensiones actuantes y cargas sobre los pernos de sujeción mediante el software de elementos finitos ANSYS®, Referencia [1].

Diseño Conceptual

El conjunto brida-anillo de sujeción debe transmitir todas las cargas de corte y torsión desde el tubo de cola hacia las cuadernas del fuselaje. La cuaderna delantera será la que provea la restricción de movimiento longitudinal y de torsión. La brida fue propuesta como una toma cilíndrica de aluminio 6063-T6 con un interior hueco para que el tubo pueda entrar y trabar mediante un buje dispuesto verticalmente. Del lado exterior posee una pestaña en la que van dispuestas perforaciones para poder ser atornilladas a la pieza de soporte que esta del otro lado de la cuaderna. La carga se transmite desde el tubo hacia la brida a través del perno vertical y el contacto con interferencia cilíndrica con la brida. La transmisión de cargas de la brida hacia la cuaderna se realiza vía rozamiento mediante el contacto entre caras planas, con una fuerza normal equivalente al generado por el apriete de los tornillos exteriores entre las partes.



Figura 12.53: Toma Tubo-Cuaderna. Izquierda: Brida principal. Derecha: Anillo de sujeción. ANSYS 14.0®.

Materiales

El material propuesto para la toma es aluminio 6063-T6 ya que es un material liviano y fácil de trabajar. Sus propiedades mecánicas se detallan en el Capítulo (9).

Geometría de análisis

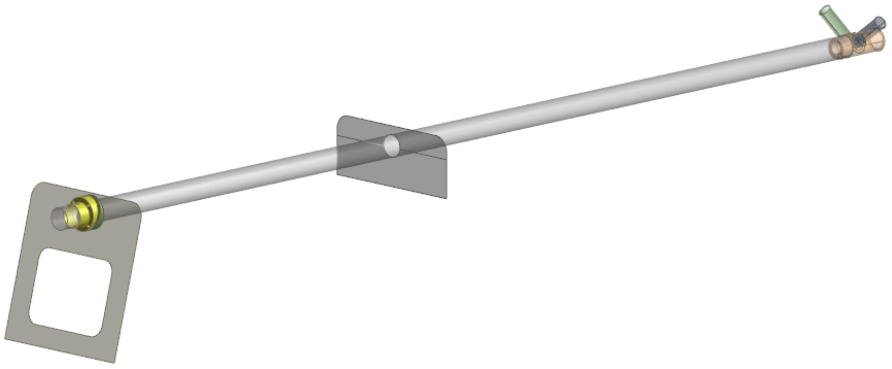


Figura 12.54: Geometría brida de ajuste. ANSYS 14.0®.

Mallado de la geometría

En el mallado de la brida de ajuste no se hizo necesario utilizar herramientas especiales para mejorar el mallado en ciertas zonas ya que el mallado automático de ANSYS® es suficiente.

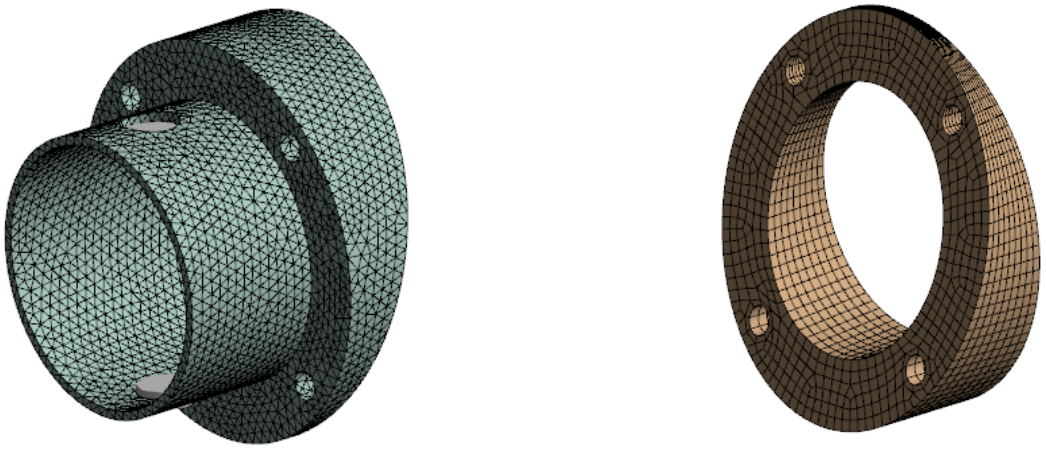


Figura 12.55: Izquierda:Brida de sujeción. Derecha: Anillo de sujeción. ANSYS 14.0®.

Nodos	62537
Elementos	26988
	Calidad del elemento
Min	0,156
Máx	0,999
Promedio	0,805
Desv. estandar	0,169

Tabla 12.30: Mallado de la toma del grupo de cola.

Cargas actuantes

No hay cargas actuantes aplicadas directamente a la geometría, las cargas ingresan desde los estabilizadores.

Condiciones de borde

La geometría se encuentra unida al tubo y a la cuaderna por fricción.

12.3.6.4. Cuaderna N.4

Geometría de análisis

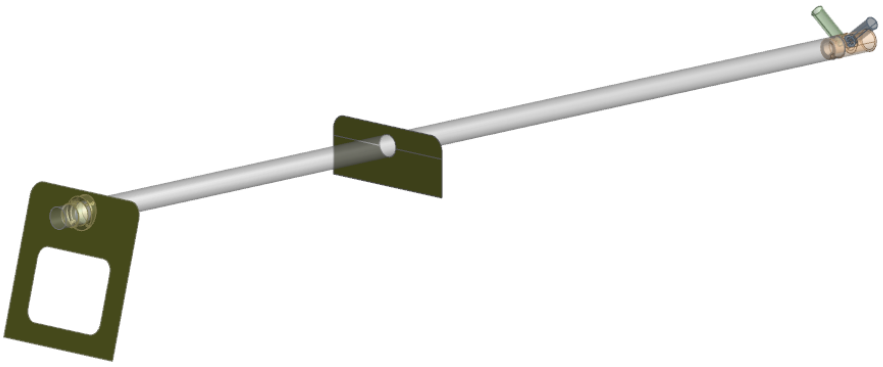


Figura 12.56: Geometría cuadernas. ANSYS 14.0®.

Mallado de la geometría

En el mallado de la Cuaderna N.4 no se hizo necesario utilizar herramientas especiales para mejorar el mallado en ciertas zonas ya que el mallado automático de ANSYS 14.0® es suficiente.

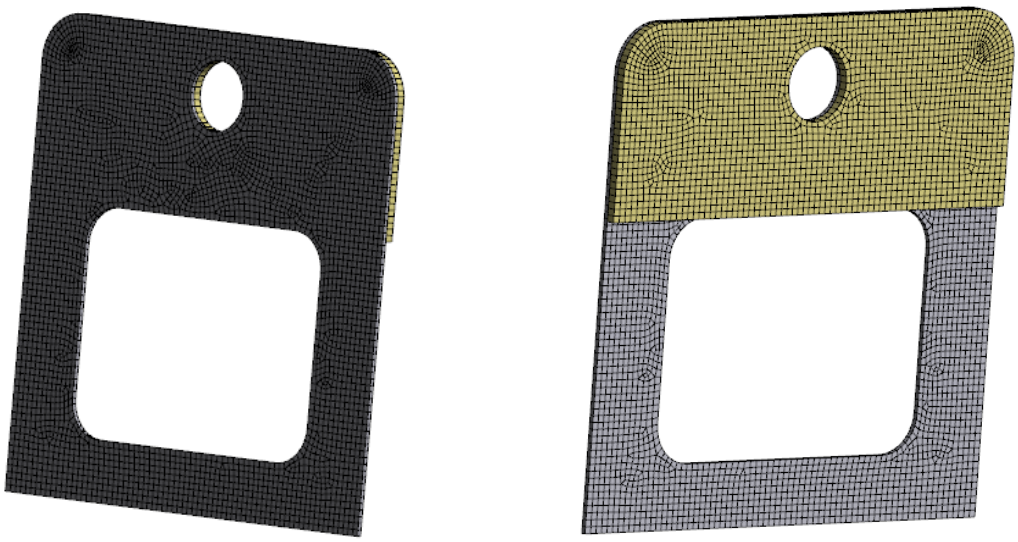


Figura 12.57: Izquierda:Cuaderna 4. Derecha: Cuaderna 4 y refuerzo. ANSYS 14.0®.

Nodos	6489
Elementos	6145
	Calidad del elemento
Min	0,071
Máx	0,999
Promedio	0,857
Desv. estandar	0,177

Tabla 12.31: Mallado de la cuaderna N.4.

Cargas actuantes

No hay cargas actuantes aplicadas directamente a la geometría.

Condiciones de borde

La cuaderna se encuentra restringida en todas sus aristas mediante un comando "*displacement*" el cual restringe todos los movimientos lineales pero permite la rotación libre de las aristas seleccionadas.

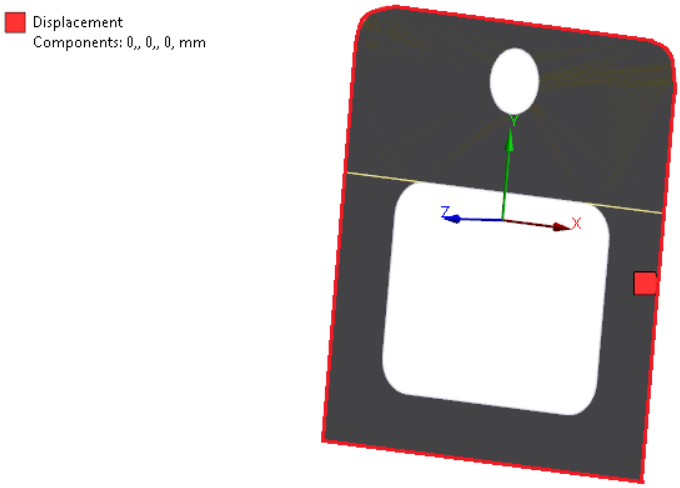


Figura 12.58: Condiciones de borde de cuaderna N.4. ANSYS 14.0®.

12.3.6.5. Cuaderna N.7

Geometría de análisis

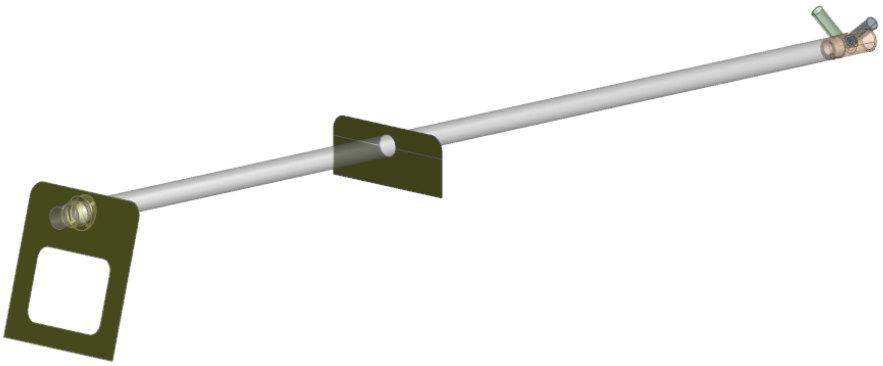


Figura 12.59: Geometría cuadernas. ANSYS 14.0®.

Mallado de la geometría

En el mallado de la Cuaderna N.7 no se hizo necesario utilizar herramientas especiales para mejorar el mallado en ciertas zonas ya que el mallado automático de ANSYS® es suficiente.

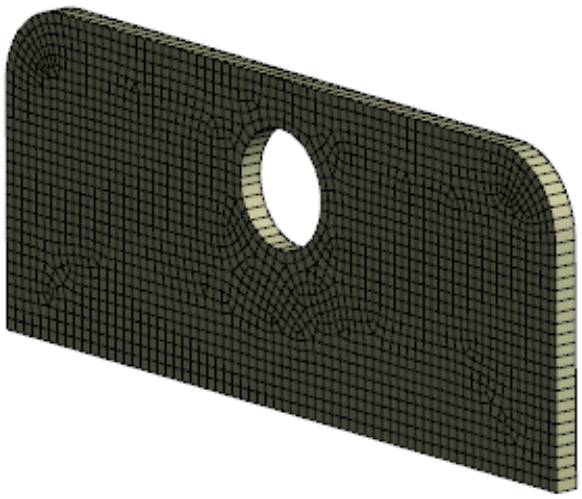


Figura 12.60: Mallado de la cuaderna N.7. ANSYS 14.0®.

Nodos	2179
Elementos	2073
	Calidad del elemento
Min	0,071
Máx	0,999
Promedio	0,857
Desv. estandar	0,177

Tabla 12.32: Mallado de la cuaderna N.7.

Cargas actuantes

No hay cargas actuantes aplicadas directamente a la geometría.

Condiciones de borde

La cuaderna se encuentra restringida en todas sus aristas mediante un comando "*displacement*" el cual restringe todos los movimientos lineales pero permite la rotación libre de las aristas seleccionadas.

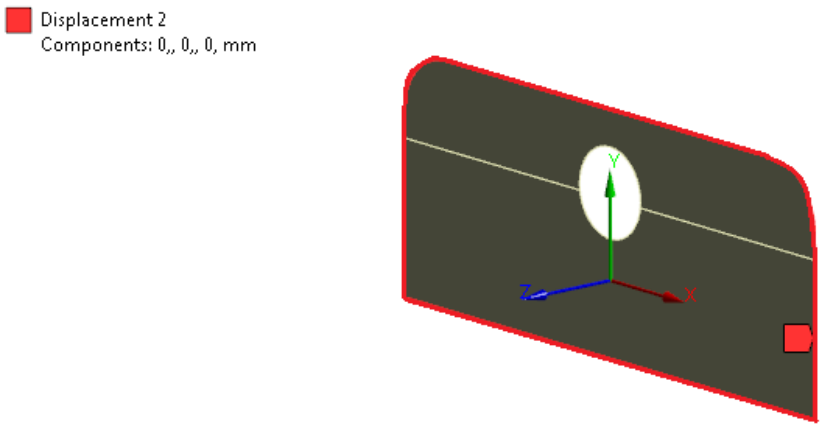


Figura 12.61: Condiciones de borde de cuaderna N.7. ANSYS 14.0®.

12.3.6.6. Análisis de resultados

A continuación se presentan los resultados obtenidos mediante el método de elementos finitos. Además se analiza si los resultados obtenidos cumplen con los criterios de cálculo propuestos:

CASO C - DIMENSIONANTE CUADERNAS TRASERAS

Elemento	Tensión máxima [Mpa]	Orientación eje cuerpo	M.S. último	Cumple
Tubo de cola	$-208{,}68$	Eje X	$1{,}55$	Si
Toma de ajuste	$-46{,}00$	Eje Z	$42{,}39$	Si
Brida de ajuste	$94{,}80$	Eje X	$15{,}42$	Si
Anillo de ajuste	$205{,}08$	Eje Z	$1{,}75$	Si

Tabla 12.33: Tabla de resultados críticos para los componentes metálicos analizados.

Elemento	Indice de Tsai-Wu	Capa	Cumple
Cuaderna N.4.	$0{,}09$	Capa 1	Si
Refuerzo Cuaderna N.4.	$0{,}08$	Capa 2	Si
Cuaderna N.7.	$0{,}87$	Capa 4	Si

Tabla 12.34: Tabla de resultados críticos para los componentes de material compuesto analizados.

Elemento	Carga de corte [N]
Tornillo de brida	$741{,}59$
Tornillo de toma grupo de cola	$356{,}5$

Tabla 12.35: Tabla de resultados de las cargas en los tornillos de sujeción.

A continuación se detallan los resultados mediante las imágenes obtenidas luego de la simulación, que permiten observar las zonas más críticas.

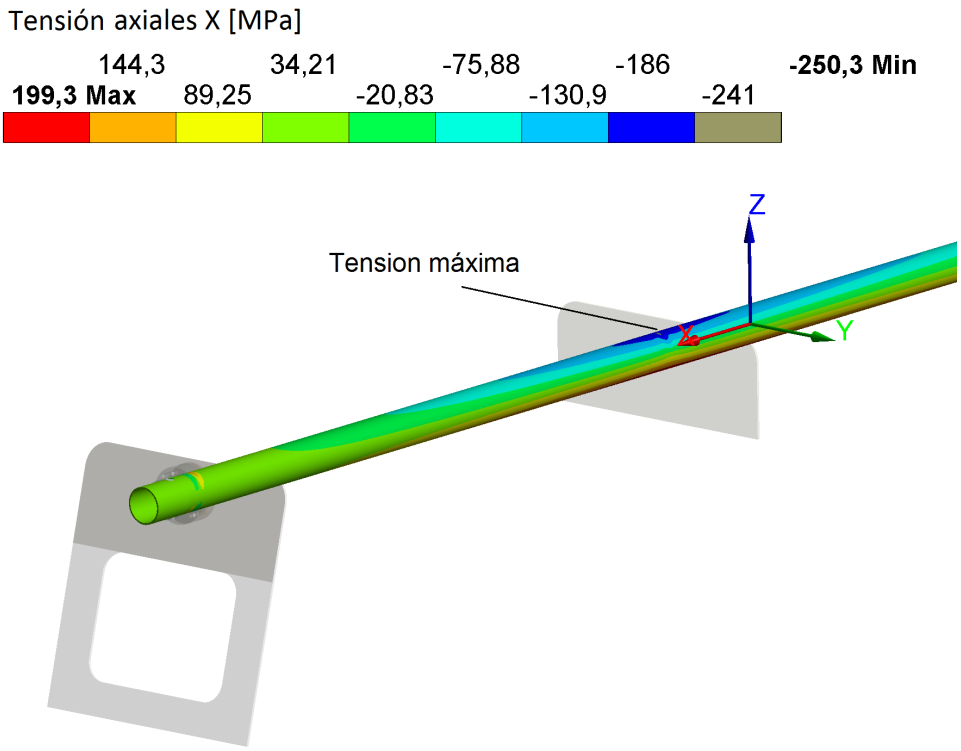


Figura 12.62: Tensiones axiales X - Tubo de cola. ANSYS 14.0®.

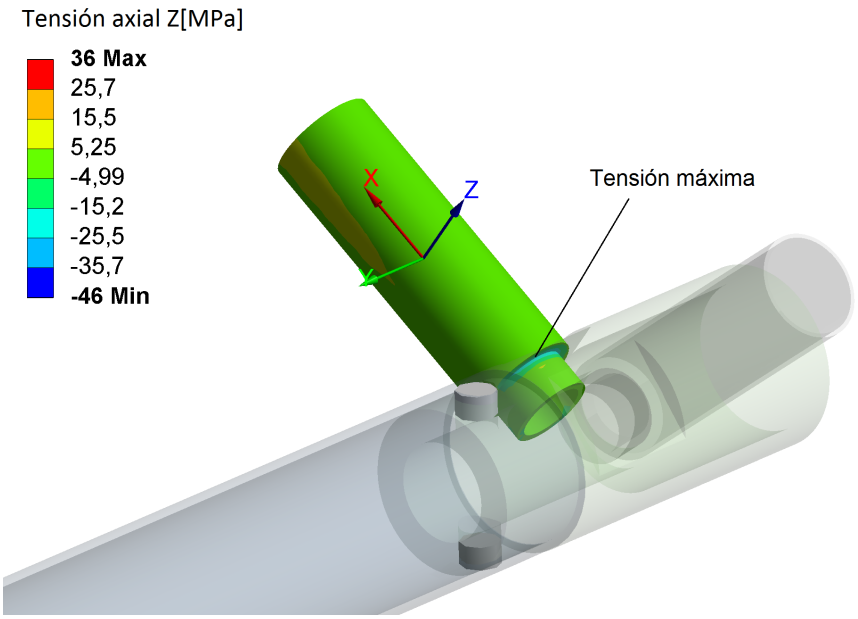


Figura 12.63: Tensiones axiales Z - Toma grupo de cola. ANSYS 14.0®.

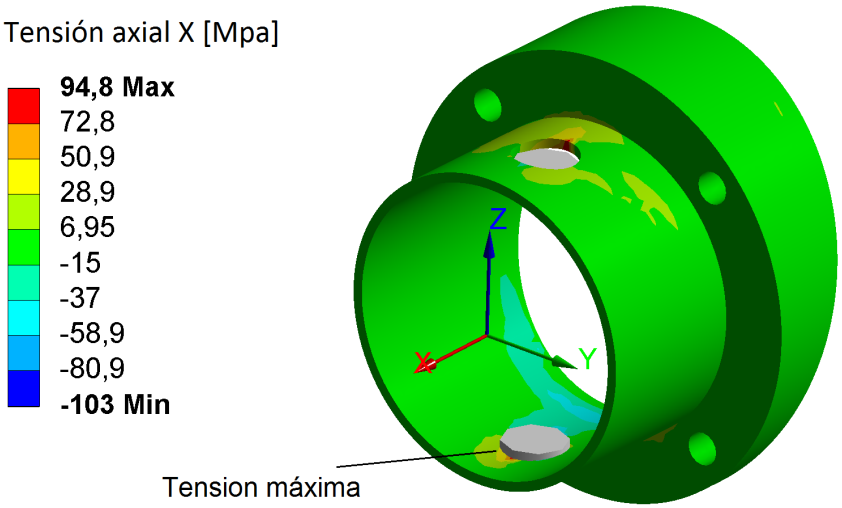


Figura 12.64: Tensiones axiales X - Brida de sujeción. ANSYS 14.0®.

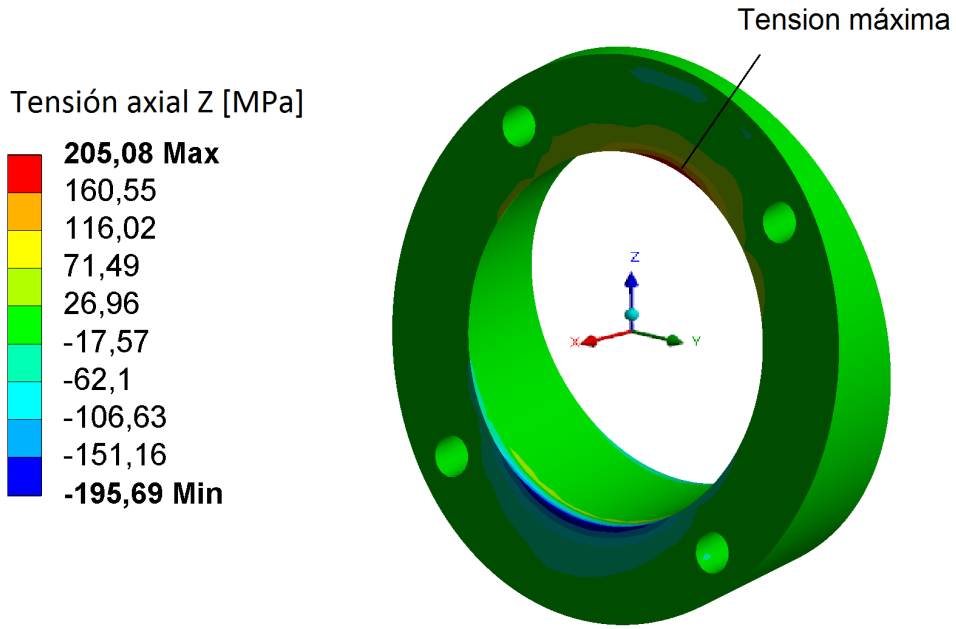


Figura 12.65: Tensiones axiales Z - Anillo de sujeción. ANSYS 14.0®.

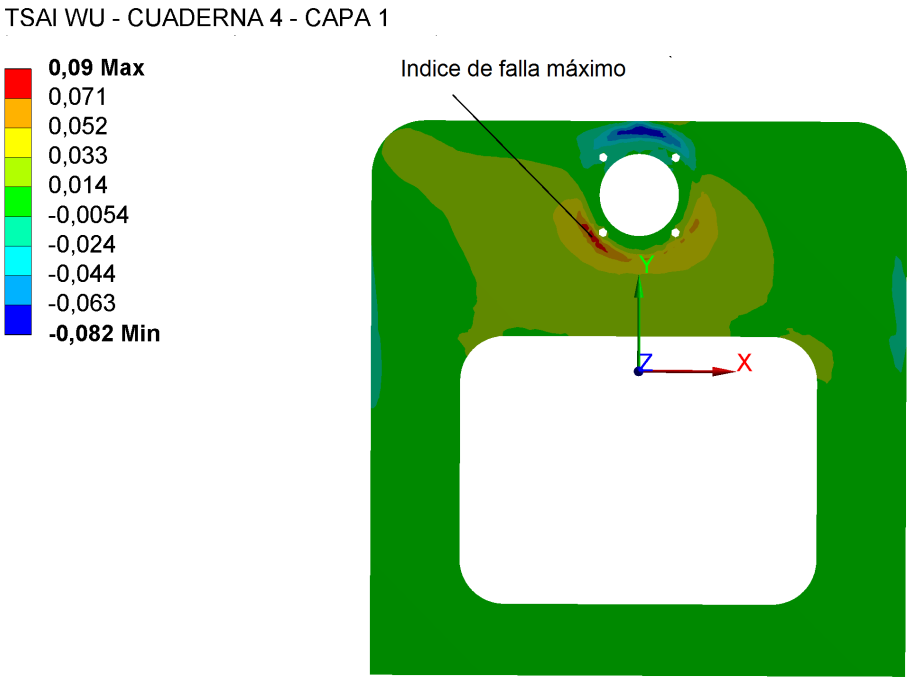


Figura 12.66: Indice de falla de Tsai-Wu - Cuaderna N.4. ANSYS 14.0®.

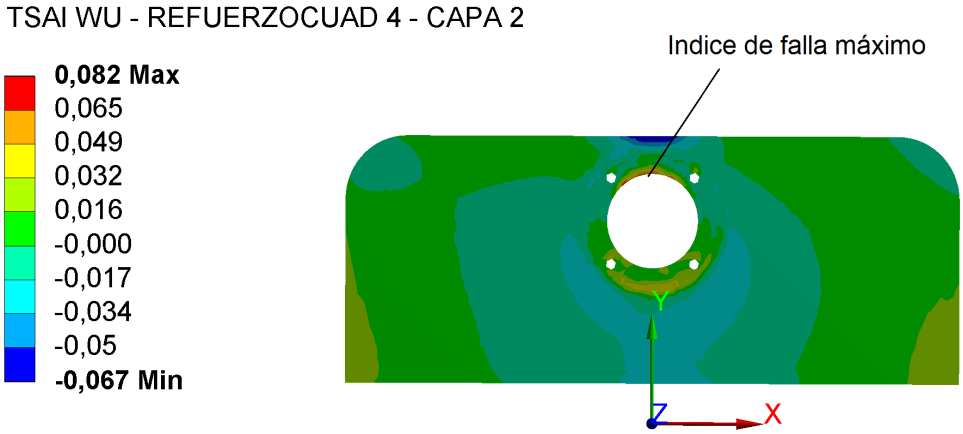


Figura 12.67: Indice de falla de Tsai-Wu - Refuerzo cuaderna N.4. ANSYS 14.0®.

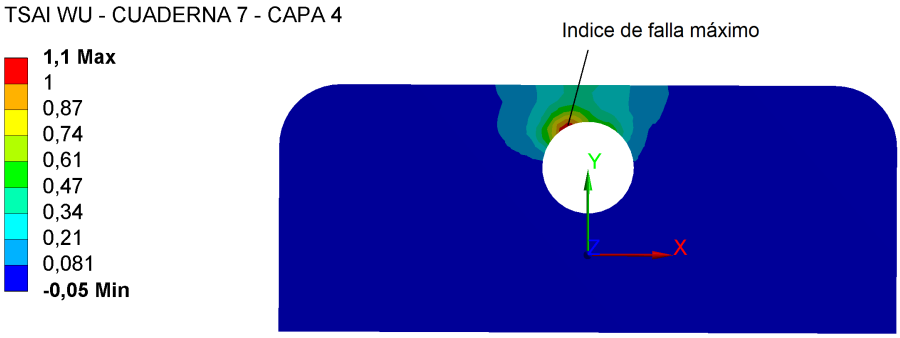


Figura 12.68: Indice de falla de Tsai-Wu - Cuaderna N.7. ANSYS 14.0®.

CASO L - DIMENSIONANTE CUADERNA N.4

Elemento	Tensión máxima [Mpa]	Orientación eje cuerpo	M.S. último	Cumple
Tubo de cola	135,23	Eje X	0,78	Si
Toma de ajuste	61,53	Eje Y	2,92	Si
Brida de ajuste	177,70	Eje Y	3,56	Si
Anillo de ajuste	179,15	Eje Y	3,45	Si

Tabla 12.36: Tabla de resultados críticos para los componentes metálicos analizados.

Elemento	Indice de Tsai-Wu	Capa	Cumple
Cuaderna N.4.	0,72	Capa 3	Si
Refuerzo Cuaderna N.4. - Brida	0,84	Capa 2	Si
Refuerzo Cuaderna N.4. - Anillo	0,61	Capa 1	Si
Cuaderna N.7.	0,16	Capa 4	Si

Tabla 12.37: Tabla de resultados críticos para los componentes de material compuesto analizados.

Elemento	Carga de corte [N]
Tornillo de brida	4982,5
Tornillo de toma grupo de cola	5768,9

Tabla 12.38: Tabla de resultados de las cargas en los tornillos de sujeción.

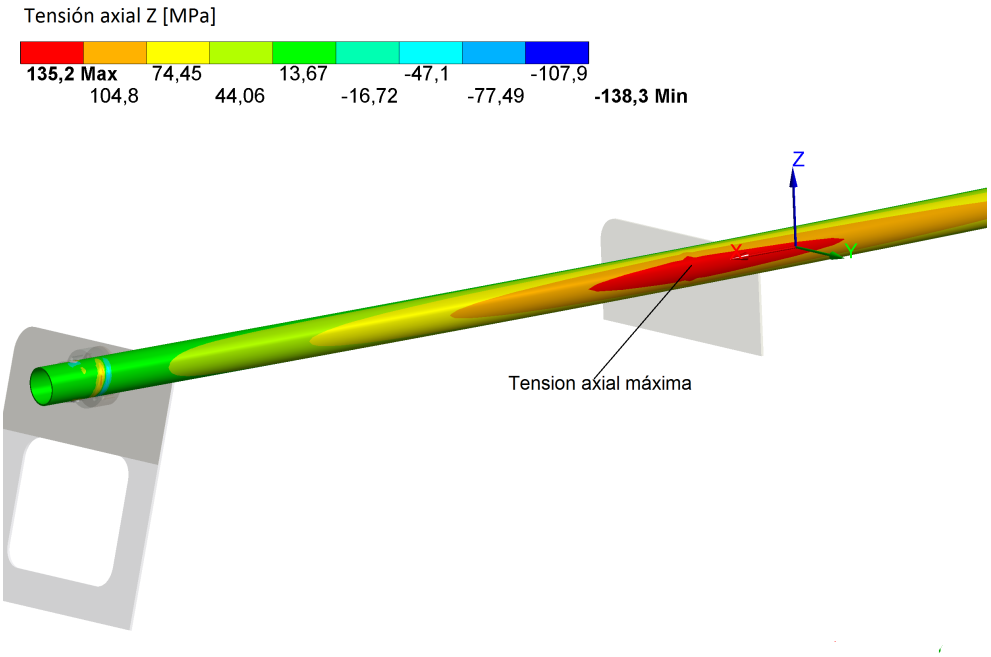


Figura 12.69: Tensiones axiales X - Tubo de cola. ANSYS 14.0®.

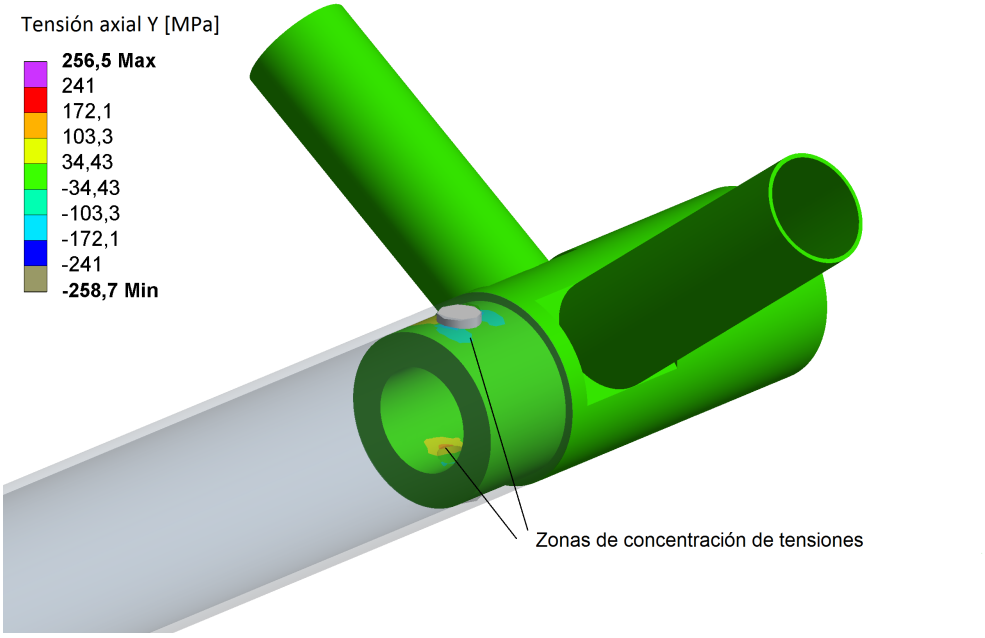


Figura 12.70: Tensiones axiales Y - Toma grupo de cola. ANSYS 14.0®.

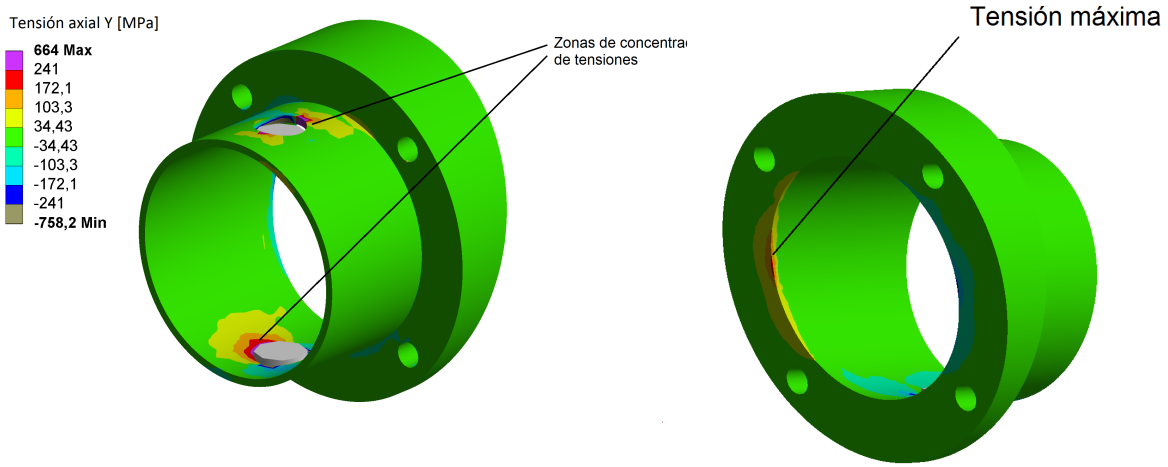


Figura 12.71: Tensiones axiales Y - Brida de sujeción. ANSYS 14.0®.

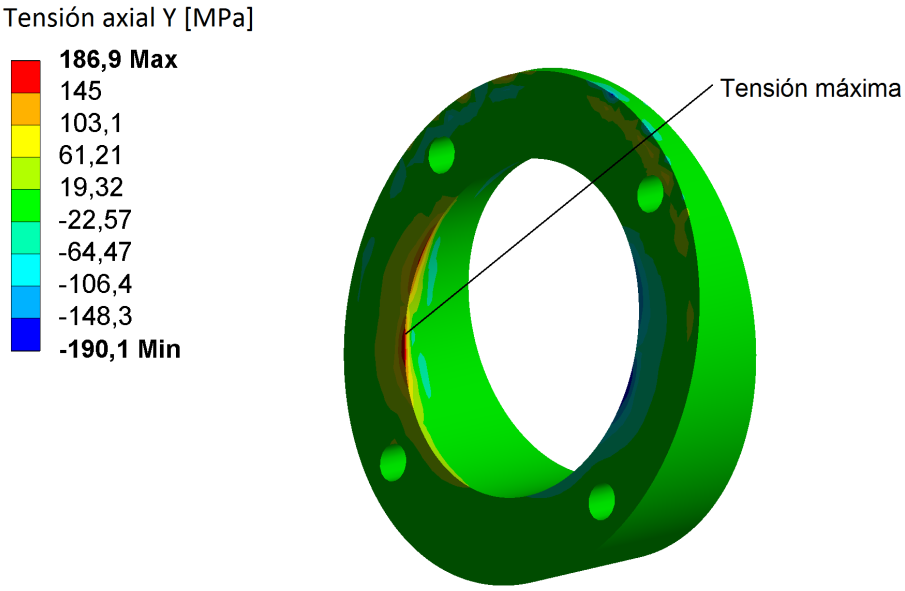


Figura 12.72: Tensiones axiales Y - Anillo de sujeción. ANSYS 14.0®.

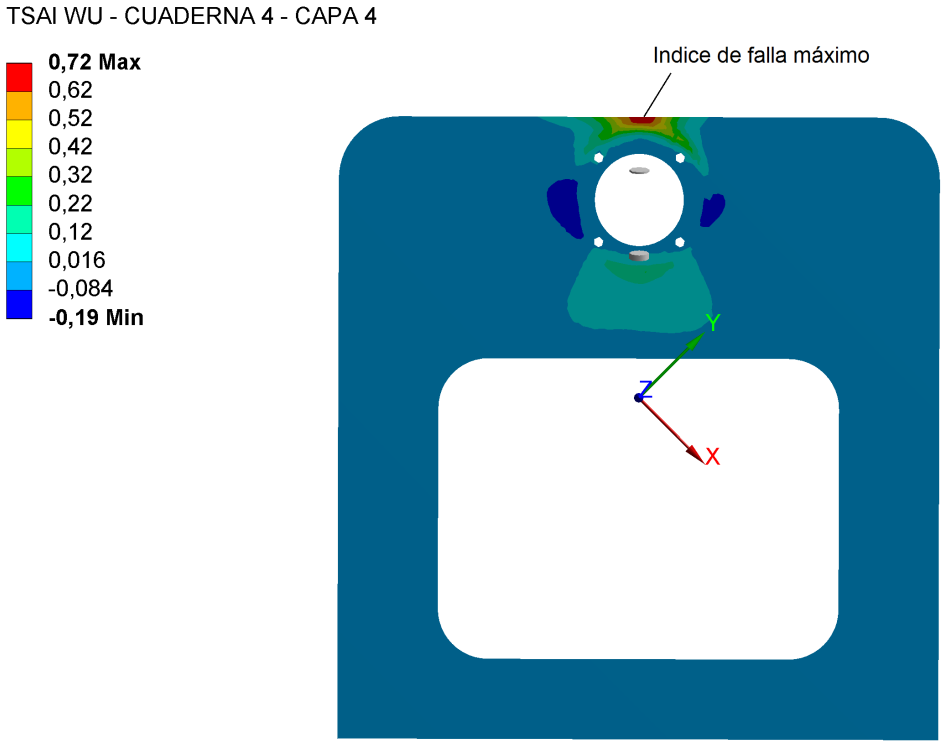


Figura 12.73: Indice de falla de Tsai-Wu - Cuaderna N.4. ANSYS 14.0®.

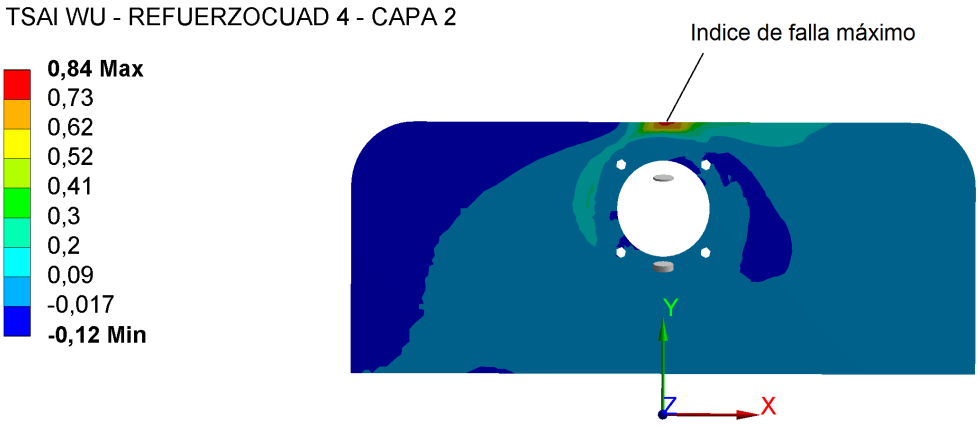


Figura 12.74: Indice de falla de Tsai-Wu - Refuerzo cuaderna N.4. ANSYS 14.0®.

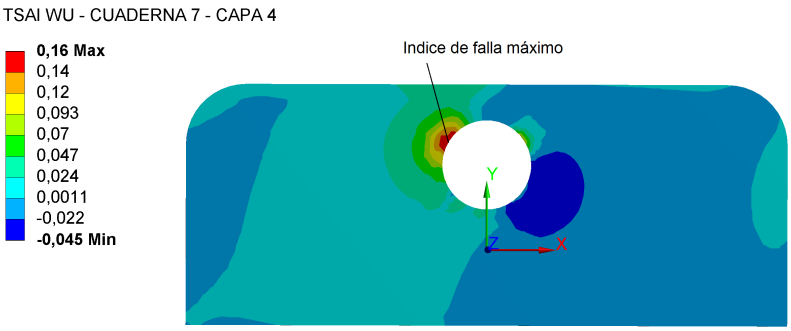


Figura 12.75: Indice de falla de Tsai-Wu - Cuaderna N.7. ANSYS 14.0®.

12.3.7. Piso trasero

El piso trasero es el elemento al que se une el tren principal con el fuselaje a través de uniones roscadas. Por lo tanto es uno de los elementos que debe transferir la mayor parte de las cargas de aterrizaje al resto de la estructura. A su vez al piso trasero se unen las cuadernas N.5, N.6 y N.7.

12.3.7.1. Geometría de análisis

Para calcular y dimensionar el piso, se realiza el análisis de la mismo de forma aislada junto con el tren y ajustando las condiciones de borde a las que estaría en el fuselaje completo. Por lo tanto la geometría es la siguiente:

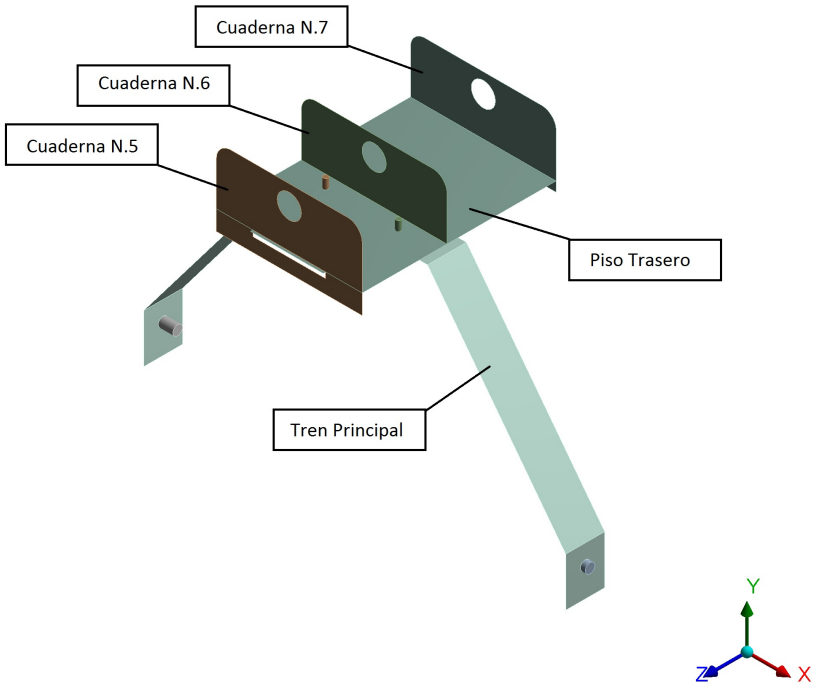


Figura 12.76: Geometría piso trasero. ANSYS 14.0®.

12.3.7.2. Mallado de la geometría

En el mallado del piso trasero, además del mallado automático de ANSYS®, se utilizaron las herramientas*Edge Sizing*, *Contact Sizing* y *Body Sizing* para poder mejorar el mallado en las zonas de los agujeros, de los bordes del piso y su transición en la zona de las cuadernas. A continuación se presenta el mallado y sus características:

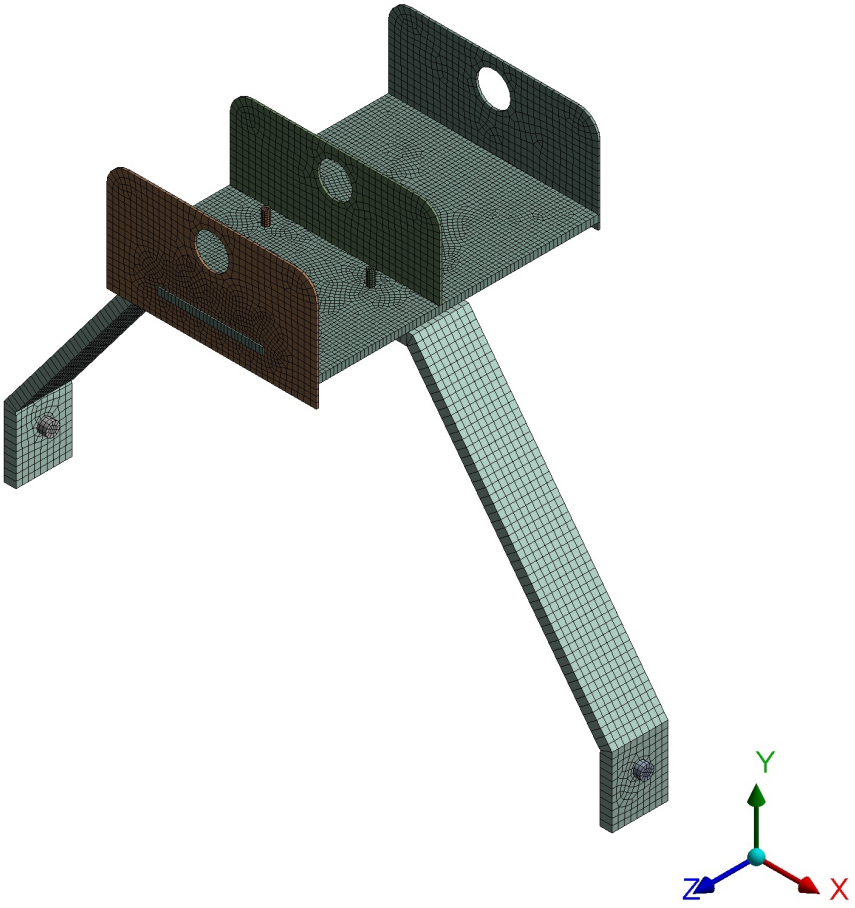


Figura 12.77: Mallado piso trasero. ANSYS 14.0®.

Al no poder aislar las características del mallado del piso, se presentan las del mallado de toda la geometría.

Nodos	21878
Elementos	12475
	Calidad del elemento
Min	0,229
Máx	0,999
Promedio	0,887
Desv. estandar	0,113

Tabla 12.39: Mallado piso trasero.

12.3.7.3. Cargas actuantes

Para realizar este análisis de la estructura se utilizan las mismas cargas que emplean para dimensionar el tren principal. Se utilizó la peor condición de cargas simétricas de aterrizaje, en este caso el CASO III presentado en la sección 481 de la Referencia [2]. Esto es la aeronave aterrizando a α_{stall} e impactando el suelo a factor de carga $(n_z)_{ultimo} = 4{,}5$. Para las cargas laterales se utilizó la sección 485 donde establece que se debe cargar verticalmente el tren a factor de carga $(n_z)_{limite} = 1{,}33$ y dividirlo en cada rueda del tren principal. Luego se debe agregar una carga lateral actuando hacia afuera de una de las ruedas con una fuerza de $[0{,}33 * m * g]$ y actuando hacia adentro en la otra rueda con una fuerza de $[0{,}5 * m * g]$. Como los cálculos se realizaron a carga última estos valores fueron multiplicados por el factor de seguridad $1{,}5$. A continuación se presentan las cargas:

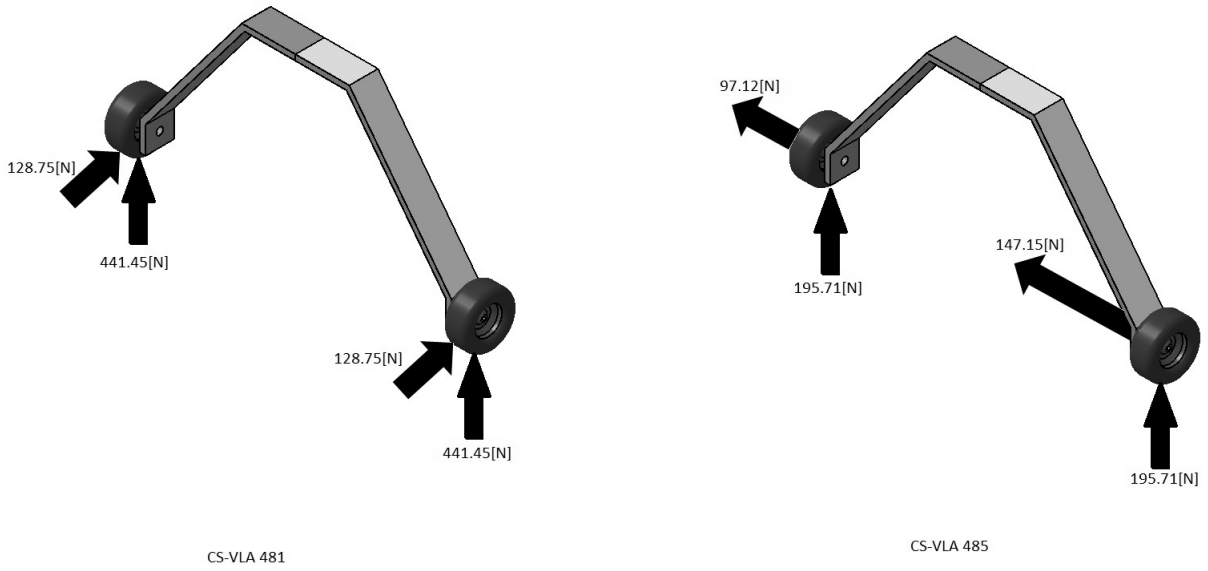


Figura 12.78: Cargas Tren Principal.

12.3.7.4. Condiciones de borde

Para las condiciones de borde del modelo se utilizó un apoyo del tipo *Fixed support* en las cuadernas. El tipo de apoyo seleccionado restringe toda clase de movimiento axial y rotaciones de los nodos, en los tres ejes coordenados. A su vez se restringe el movimiento en dirección perpendicular al plano de la cuaderna mediante la herramienta *Displacement*.

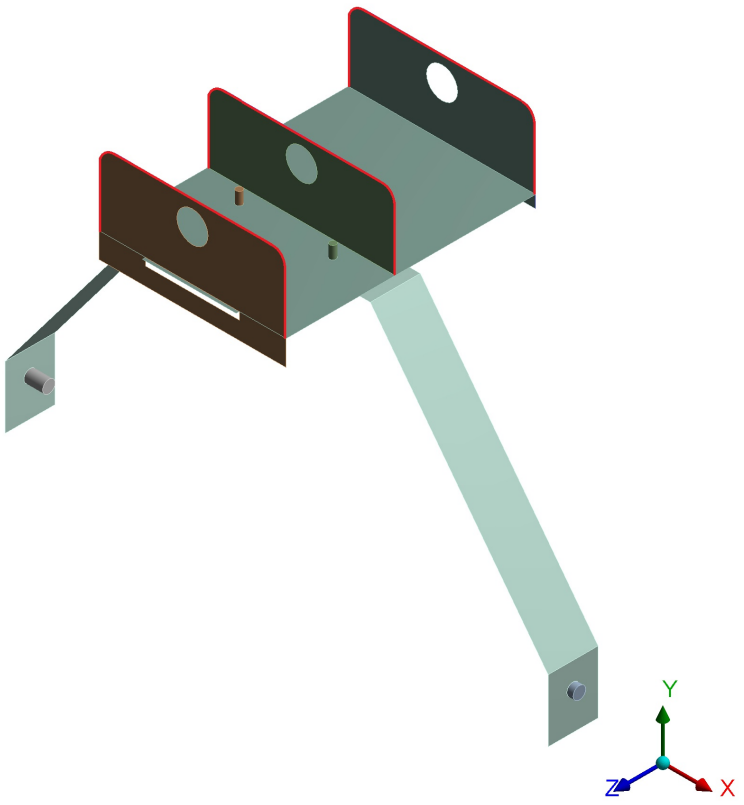


Figura 12.79: Condiciones de borde piso trasero. ANSYS 14.0®.

12.3.7.5. Análisis

A continuación se presentan los resultados de analizar la resistencia y el pandeo. Para resistencia se utiliza el criterio del índice de falla de Tsai-Wu, para estabilidad se analiza el factor multiplicativo λ. A continuación se presentan los resultados:

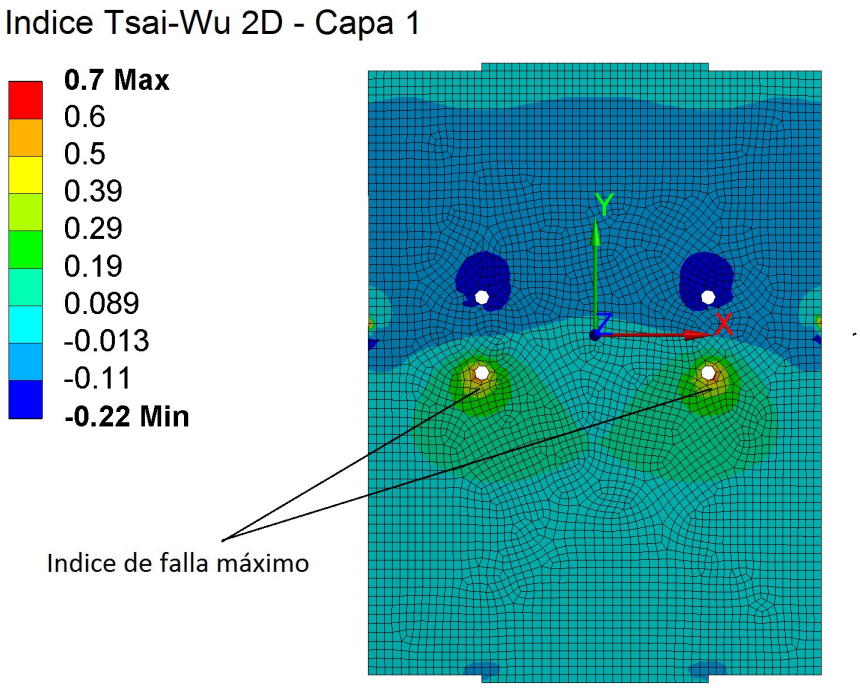


Figura 12.80: Resistencia piso trasero, carga simétrica. ANSYS 14.0®.

Componente	Indice de Tsai-Wu 2D	Capa	Cumple
Cuaderna N.3	0,45	1	Si

Tabla 12.40: Índice Tsai-Wu 2D piso trasero carga simétrica.

Se puede observar que la cuaderna cumple con los requerimientos establecidos. Aparecen valores mayores del índice en regiones que abarcan uno o dos elementos en la zona de los agujeros, de determinó como máximo el valor mayor obtenido a un diámetro de distancia del agujero.

A continuación se presenta una tabla con los valores de λ obtenidos en la cuaderna para carga límite:

Modo	λ	Cumple
1	6,9990	Si
2	7,6616	Si
3	10,430	Si
4	12,266	Si
5	15,608	Si
6	15,981	Si
7	17,207	Si
8	20,391	Si
9	22,279	Si
10	23,671	Si

Tabla 12.41: Factor multiplicativo piso trasero carga simétrica.

Como se puede observar, la misma cumple el requerimiento de estabilidad propuesto. Los valores del índice de Tsai-Wu 2D para el caso asimétrico en el peor de los casos es $0{,}15$ por lo tanto sólo se presenta el caso simétrico. A su vez los factores de multiplicación comienzan en $18{,}495$ para el primer modo, con lo cual mientras cumpla los requerimientos el caso simétrico, el asimétrico también lo hará.

12.3.8. Cáscara y piso delantero

La cáscara es el elemento que termina cerrando la unión de todos los componentes del fuselaje. Cada uno va pegado a la cáscara y a los pisos para terminar conformando un monocasco.

12.3.8.1. Geometría de análisis

Para analizar éste elemento se modela la geometría completa del fuselaje: cáscara, cuadernas, pisos, *boom*. Además se modelaron las masas de los elementos internos del fuselaje como puntos de masa, ubicados en la zona correspondiente al CG de cada elemento (motor, tanque combustible, tren de naríz, electrónica, caja, etc). El tren principal se modela completo ya que de los diez casos de carga a analizar en seis de ellos gran parte de las cargas ingresan por él.

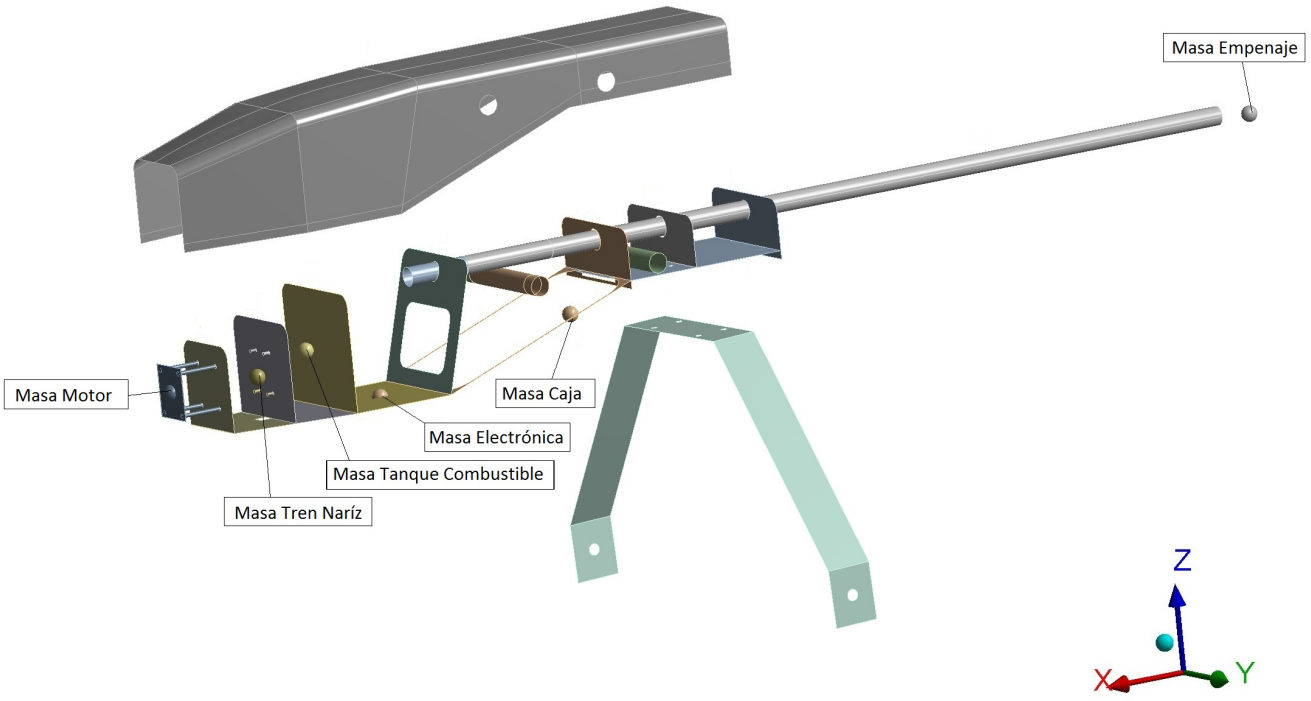


Figura 12.81: Geometría de análisis del fuselaje. ANSYS 14.0®.

12.3.8.2. Mallado de la geometría

Para el mallado de la geometría se utiliza el mallado automático de ANSYS ®. A continuación se presentan las propiedades del mismo:



Figura 12.82: Mallado fuselaje. ANSYS 14.0®.

Nodos	150391
Elementos	115221
	Calidad del elemento
Min	0,110
Máx	0,999
Promedio	0,922
Desv. estandar	0,136

Tabla 12.42: Mallado del fuselaje.

12.3.8.3. Cargas actuantes

Para determinar las cargas actuantes hay que presentar los casos de carga a los que se analiza la estructura. Se debe tener en cuenta que al modelar las masas, las fuerzas no se colocan directamente sino que se determinan las aceleraciones del sistema. Por lo tanto lo que diferencia los casos de carga son las distintas aceleraciones que posee la estructura en cada situación de análisis.

Caso de carga	Acel-X $[m/s^2]$	Acel-Y $[m/s^2]$	Acel-Z $[m/s^2]$	α-X $[rad/s^2]$	α-Y $[rad/s^2]$	α-Z $[rad/s^2]$
Vuelo-Ráfaga (resistencia)	0,00	0,0	62,83	0,0	0,0	0,0
Vuelo-Ráfaga (Pandeo)	0,00	0,0	41,89	0,0	0,0	0,0
CASO I (resistencia)	12,87	0,0	44,15	0,0	9,95	0,0
CASO I (pandeo)	8,58	0,0	29,43	0,0	6,64	0,0
CASO II (resistencia)	12,87	0,0	44,15	0,0	53,28	0,0
CASO II (pandeo)	8,58	0,0	29,43	0,0	35,52	0,0
CASO III (resistencia)	11,43	0,0	42,65	0,0	28,61	0,0
CASO III (pandeo)	7,62	0,0	28,43	0,0	19,07	0,0

Tabla 12.43: Casos carga fuselaje.

12.3.8.4. Condiciones de borde

Casos de carga en aterrizaje

Los casos de carga en aterrizaje, como ya se explicó, comprenden los casos:

1. CASO I
2. CASO II
3. CASO III

En las condiciones de borde del sistema se utilizan apoyos del tipo *Displacement*, este tipo de condición deja determinar en que ejes se permite o se restringe movimiento (axial y/o rotación). En este caso la restricción se aplica a las caras de los pernos del tren, ya que en una condición de aterrizaje esos son los puntos de apooyo de la estructura. En el CASO I que entra en contacto el tren de naríz y el principal, para simular el tren de naríz se utiliza un *Remote Displacement* que es una restricción del mismo tipo que *Displacement* que permite aplicarse a determinada distancia del punto de apoyo. En este caso se vinculó la posición en que hace contacto la rueda del tren principal a los pernos que ingresan a la cuaderna del tren de naríz. En el CASO II y CASO III se prescinde de éste ya que las cargas sólo ingresan por el tren principal.

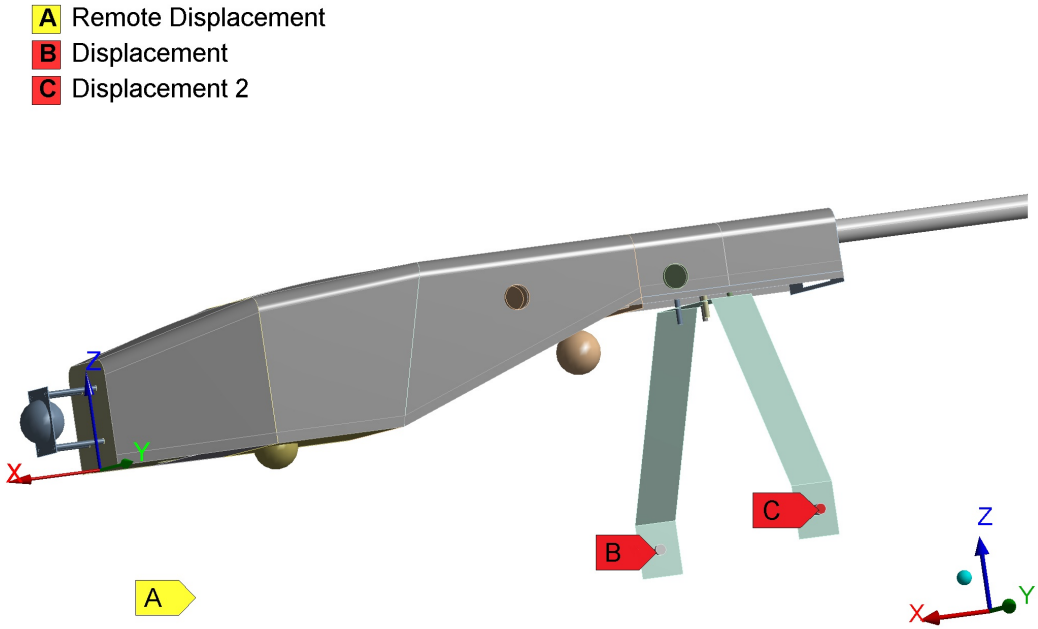


Figura 12.83: Condiciones de borde casos de aterrizaje. ANSYS 14.0®.

Casos de carga en vuelo

Para analizar las cargas en vuelo se determina empotrar las tomas de los largueros del ala, ya que en vuelo la aeronave se encuentra "*colgada*" de las alas. Se utiliza un apoyo del tipo *Fixed Support* y se lo aplica en los bordes de las tomas.

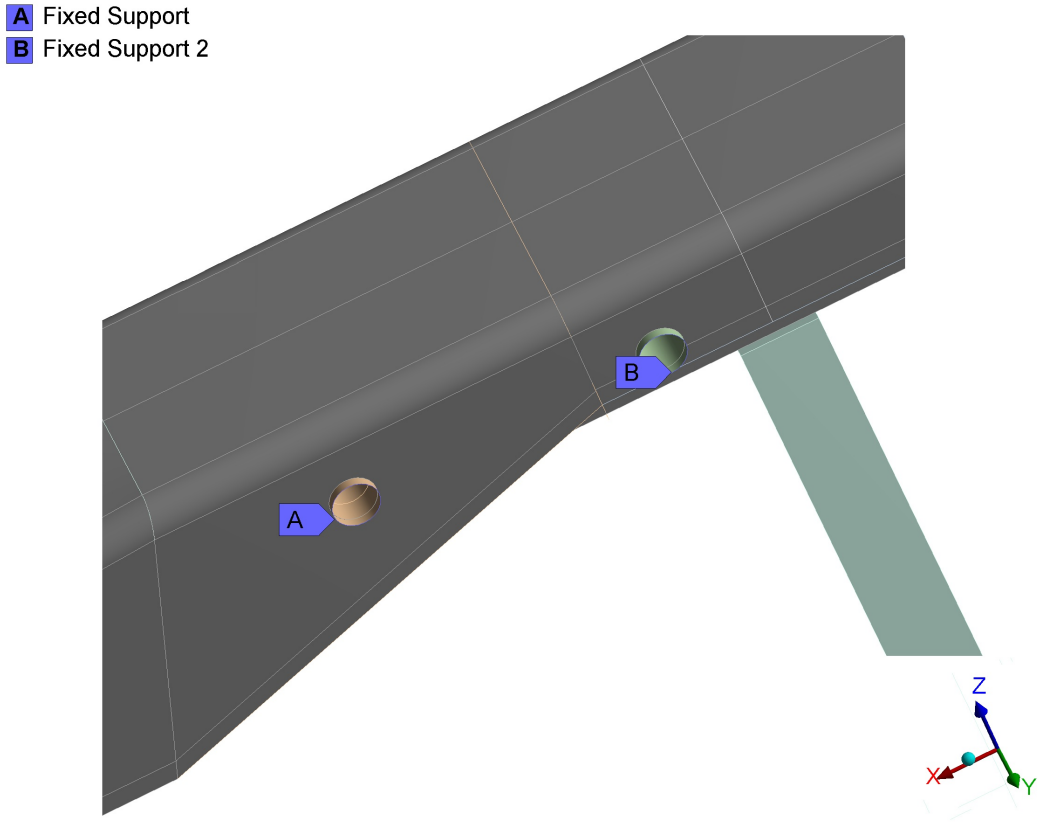


Figura 12.84: Condiciones de borde en vuelo. ANSYS 14.0®.

12.3.8.5. Análisis

A continuación se presentan los análisis de cada uno de los casos. Sólo se presentan imágenes de los casos más relevantes. Los análisis comprenden los paneles superiores, los paneles laterales y el piso delantero del fuselaje.

Vuelo(Ráfaga)-Resistencia

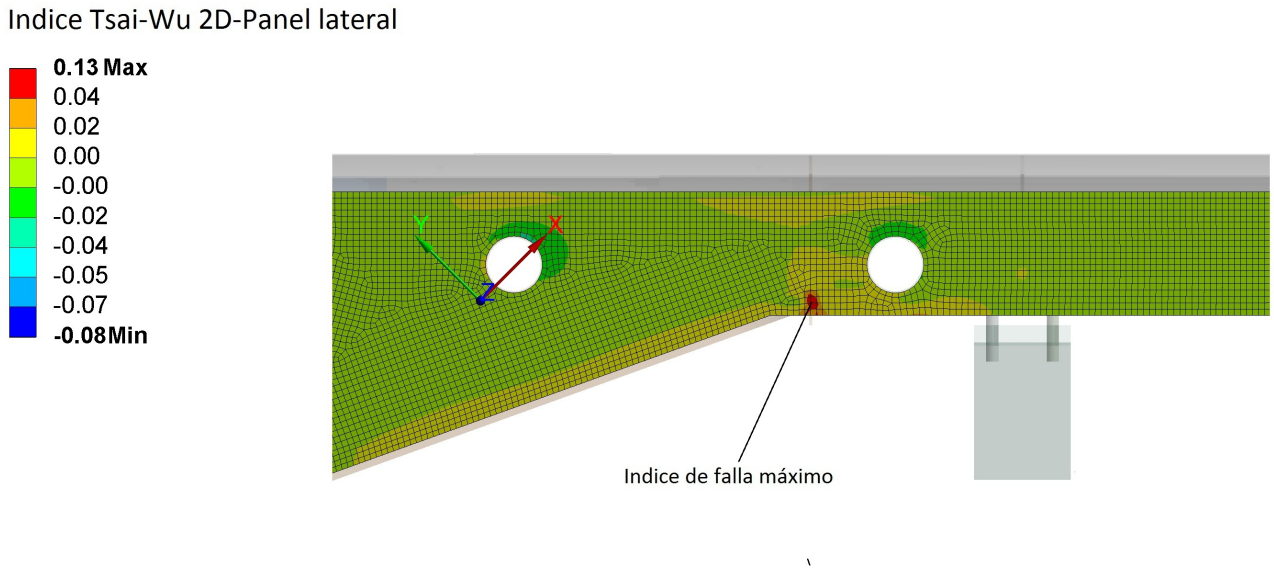


Figura 12.85: Tsai-Wu 2D Vuelo-panel lateral. ANSYS 14.0®.

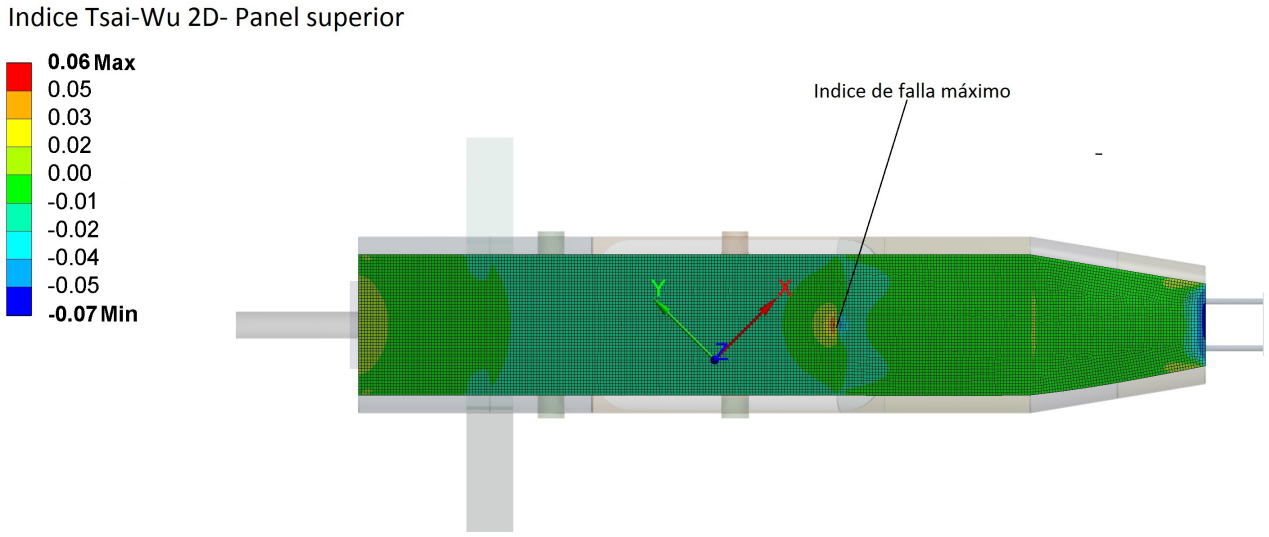


Figura 12.86: Tsai-Wu 2D Vuelo-panel superior. ANSYS 14.0®.

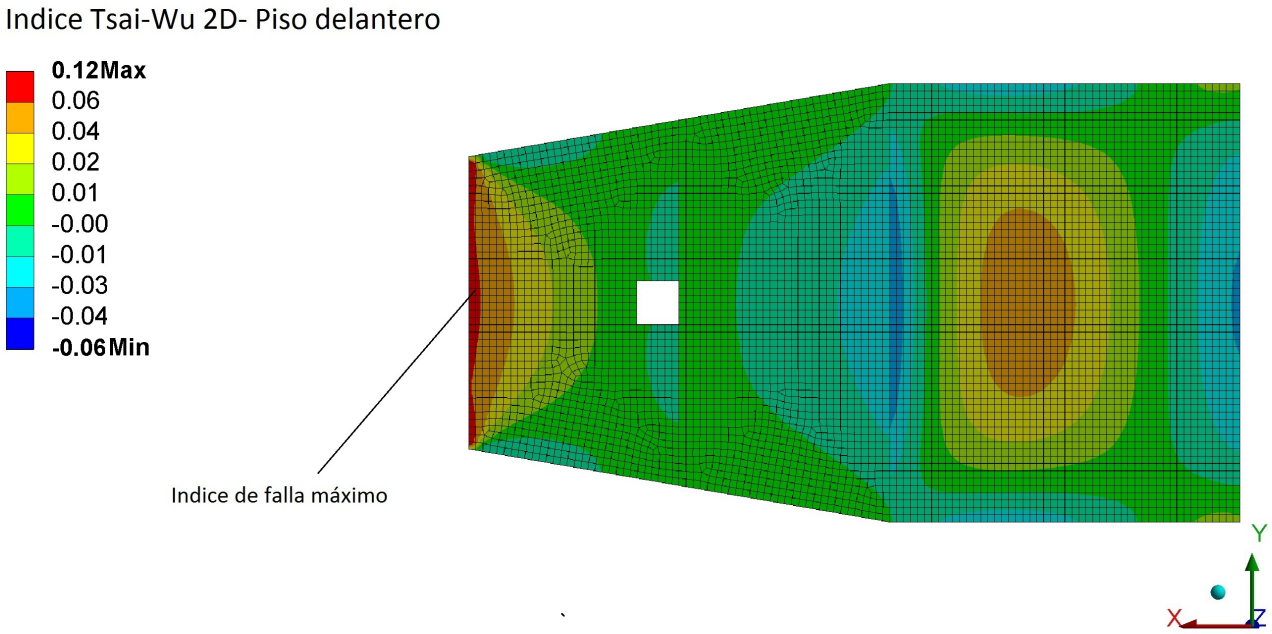


Figura 12.87: Tsai-Wu 2D Vuelo-piso delantero. ANSYS 14.0®.

Componente	Indice de Tsai-Wu 2D	Capa	Cumple
Panel Superior	0,12	1	Si
Panel Lateral	0,05	3	Si
Piso Delantero	0,11	1	Si

Tabla 12.44: Indice Tsai-Wu 2D- Vuelo carga última.

Vuelo(Ráfaga)-Pandeo

Modo	λ	Cumple
1	3,5645	Si
2	3,6318	Si
3	4,5617	Si
4	4,6129	Si
5	4,7947	Si
6	4,9951	Si
7	5,1103	Si
8	5,2022	Si
9	5,5489	Si
10	5,5572	Si

Tabla 12.45: Factor multiplicativo- Vuelo carga límite.

CASO I-Resistencia

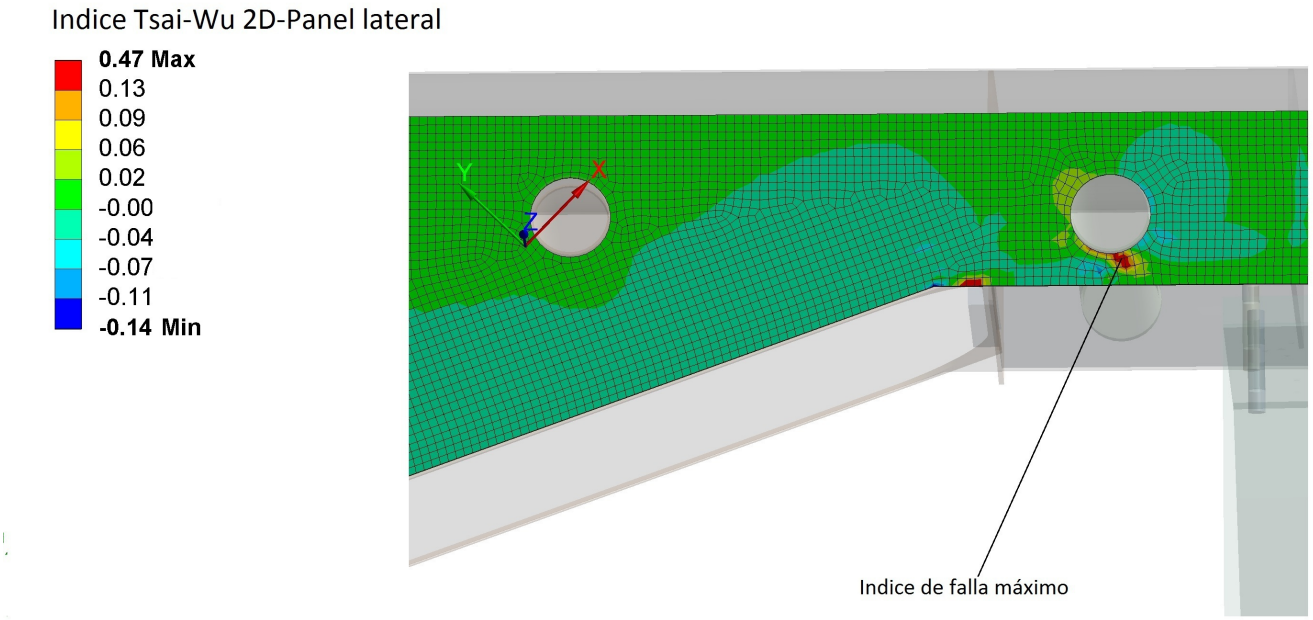


Figura 12.88: Tsai-Wu 2D CASO I-panel lateral. ANSYS 14.0®.

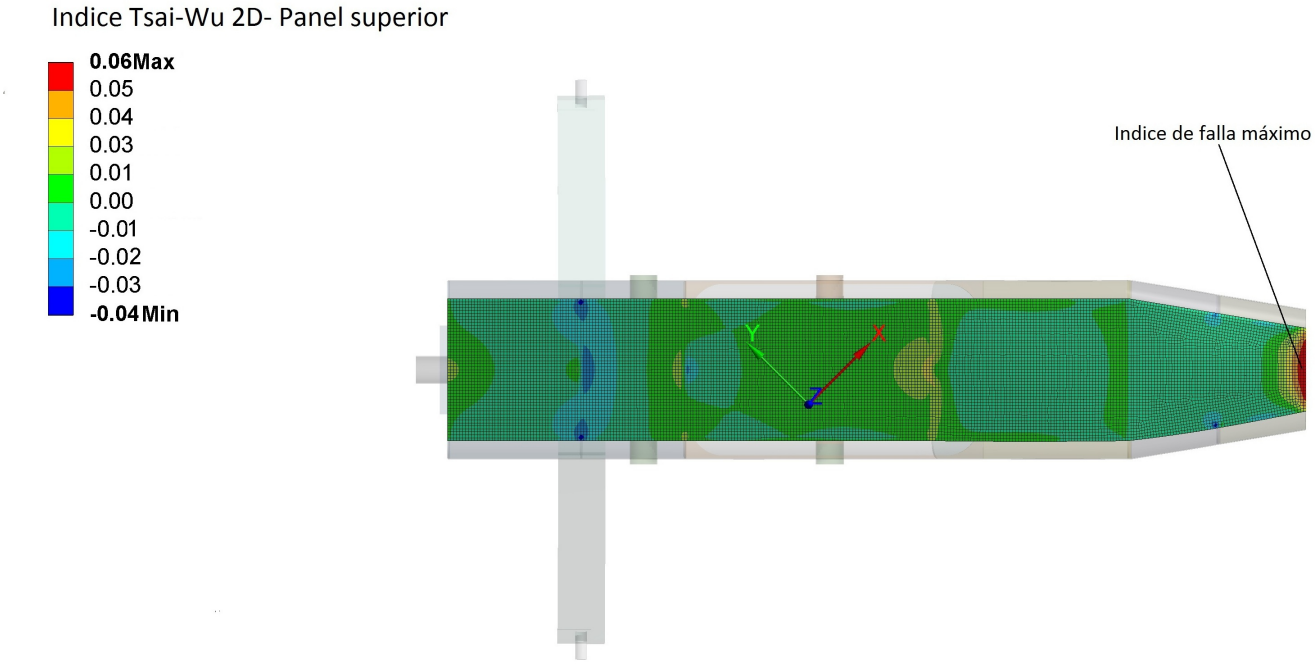


Figura 12.89: Tsai-Wu 2D CASO I-panel superior. ANSYS 14.0®.

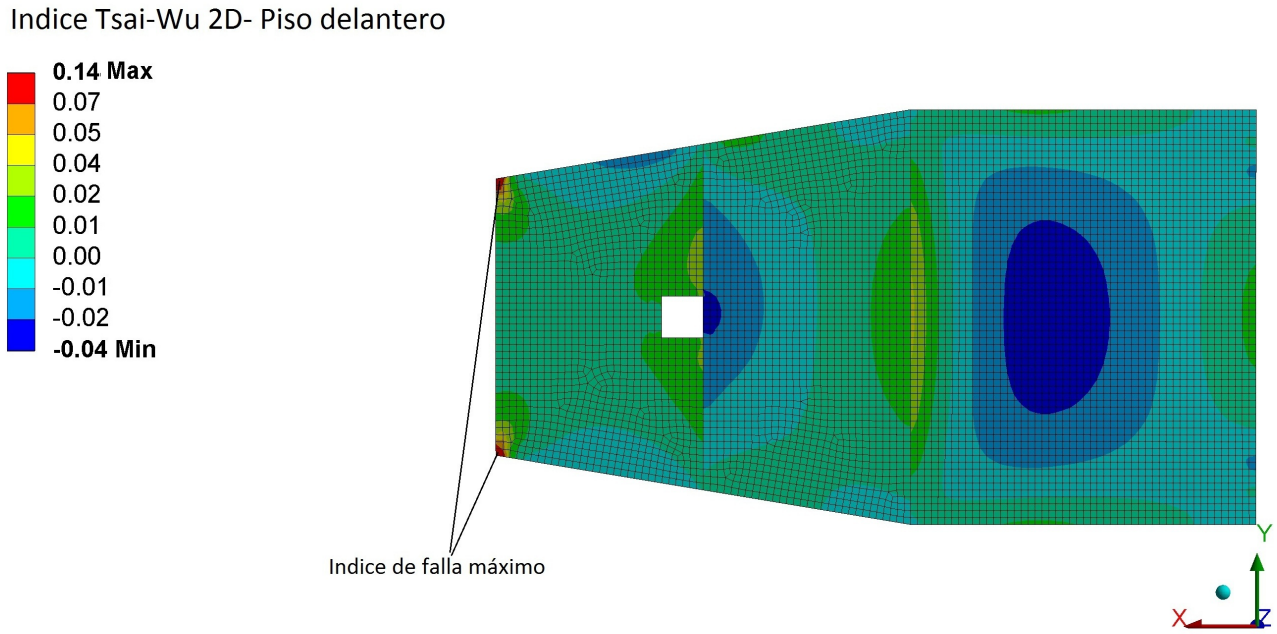


Figura 12.90: Tsai-Wu 2D CASO I-piso delantero. ANSYS 14.0®.

Componente	Indice de Tsai-Wu 2D	Capa	Cumple
Panel Superior	0,41	1	Si
Panel Lateral	0,05	3	Si
Piso Delantero	0,11	1	Si

Tabla 12.46: Índice Tsai-Wu 2D- CASO I carga última.

CASO I-Pandeo

Modo	λ	Cumple
1	3,0813	Si
2	3,3041	Si
3	4,5577	Si
4	5,2364	Si
5	5,2543	Si
6	5,5864	Si
7	5,6469	Si
8	5,8079	Si
9	6,2875	Si
10	6,6373	Si

Tabla 12.47: Factor multiplicativo- CASO I carga límite.

CASO II-Resistencia

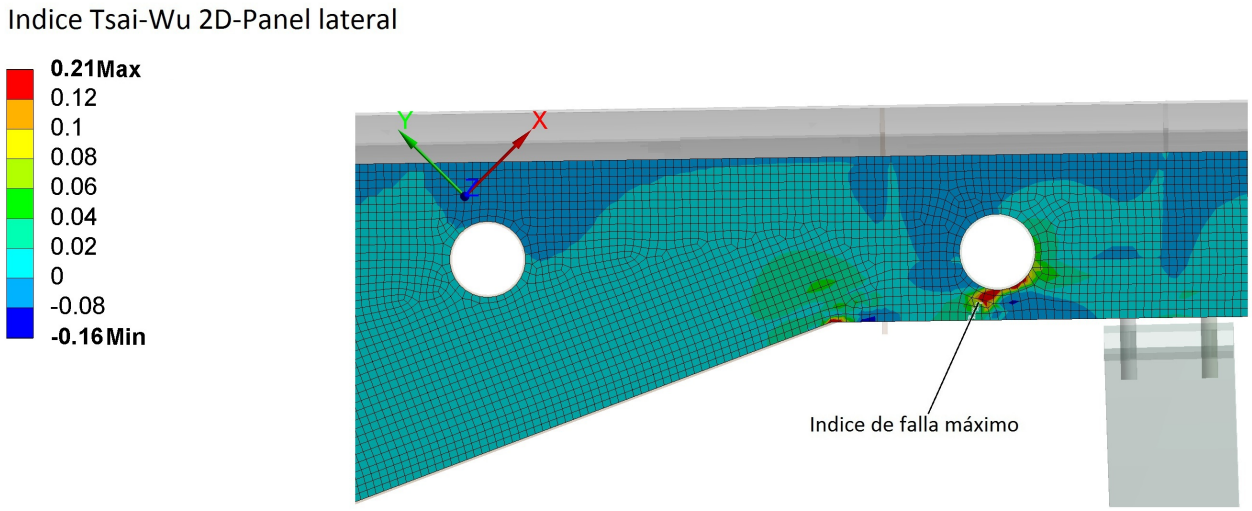


Figura 12.91: Tsai-Wu 2D CASO II-panel lateral. ANSYS 14.0®.

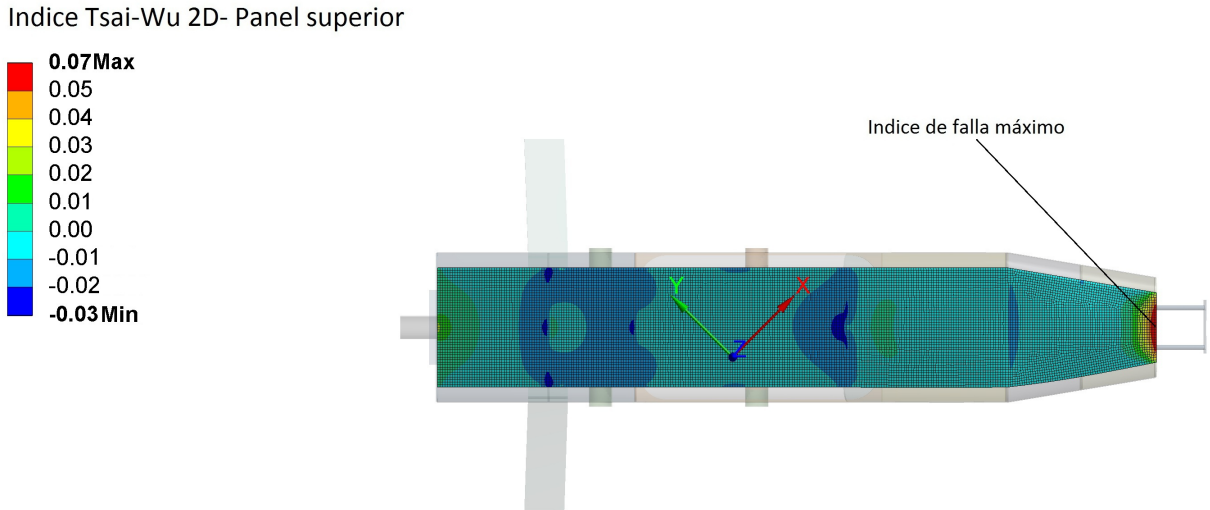


Figura 12.92: Tsai-Wu 2D CASO II-panel superior. ANSYS 14.0®.

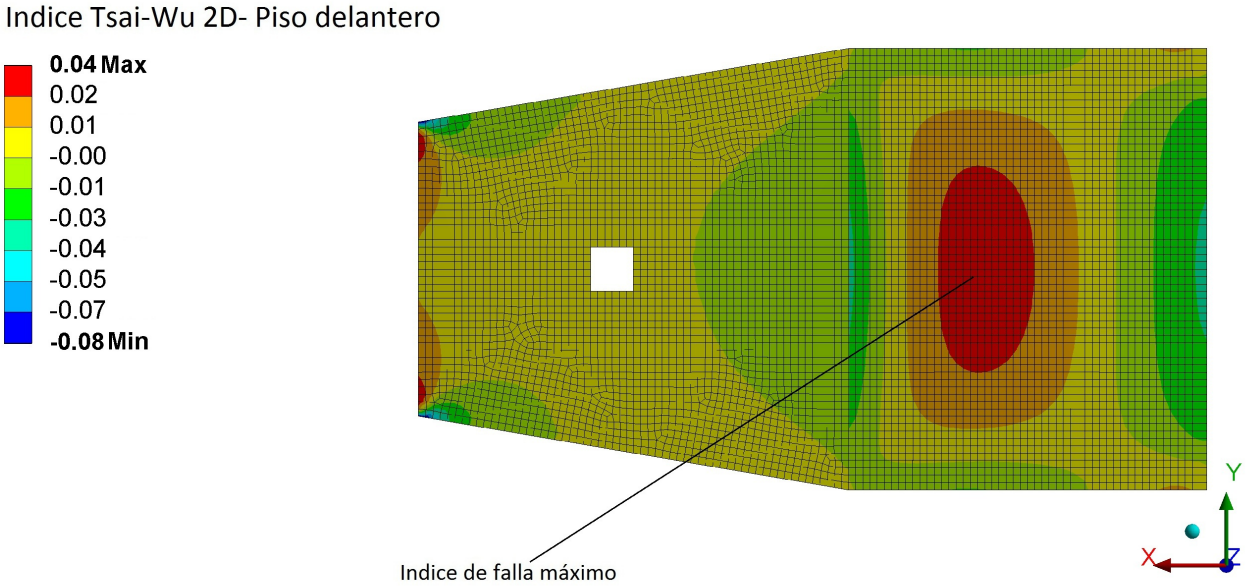


Figura 12.93: Tsai-Wu 2D CASO II-piso delantero. ANSYS 14.0®.

Componente	Indice de Tsai-Wu 2D	Capa	Cumple
Panel Superior	0,18	1	Si
Panel Lateral	0,05	3	Si
Piso Delantero	0,03	1	Si

Tabla 12.48: Índice Tsai-Wu 2D- CASO II carga última.

CASO II-Pandeo

Modo	λ	Cumple
1	3,7837	Si
2	4,1540	Si
3	4,4189	Si
4	4,4824	Si
5	4,5003	Si
6	4,5368	Si
7	4,5985	Si
8	4,6555	Si
9	4,7647	Si
10	4,8042	Si

Tabla 12.49: Factor multiplicativo- CASO II carga límite.

CASO III-Resistencia

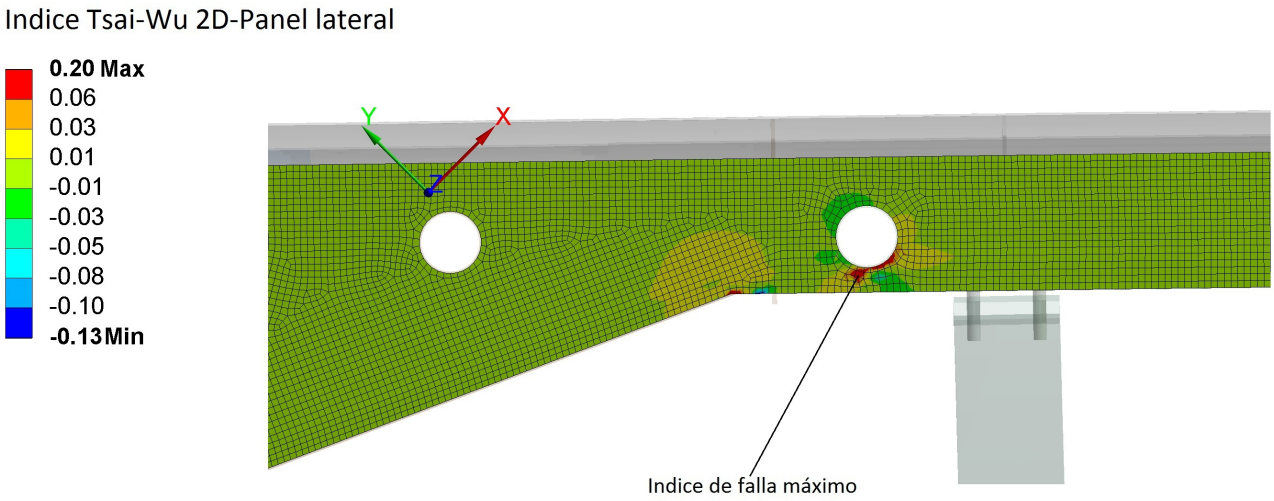


Figura 12.94: Tsai-Wu 2D CASO III-panel lateral. ANSYS 14.0®.

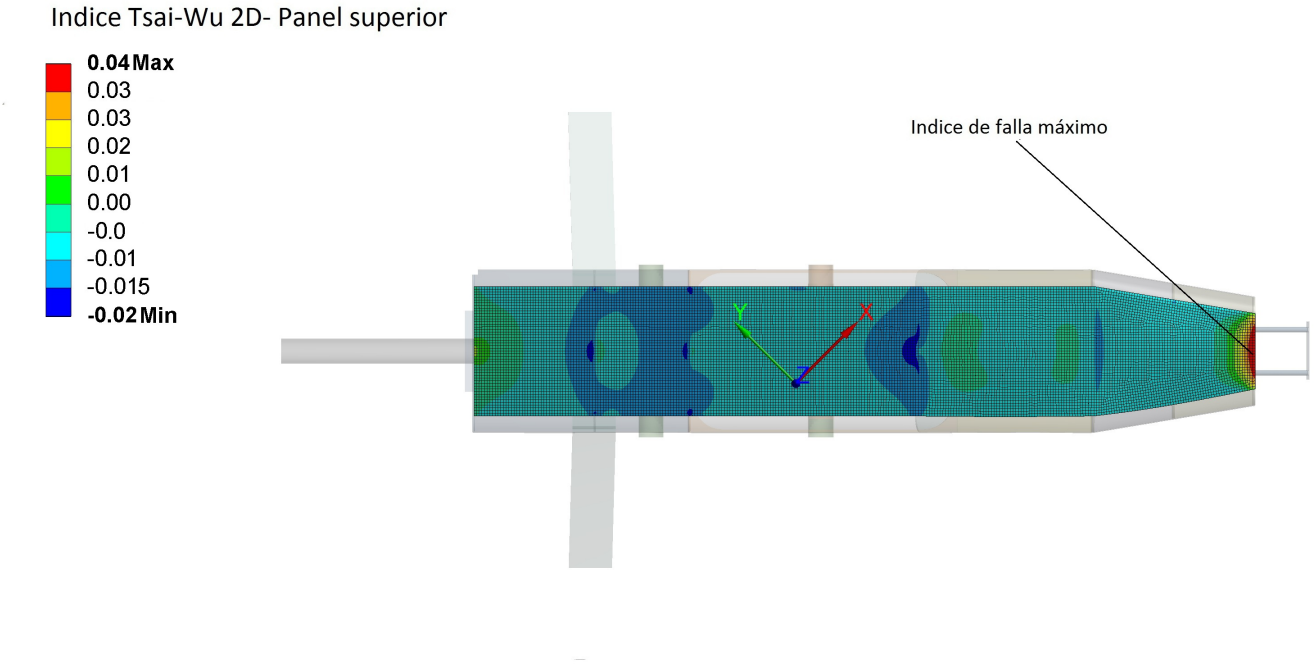


Figura 12.95: Tsai-Wu 2D CASO III-panel superior. ANSYS 14.0®.

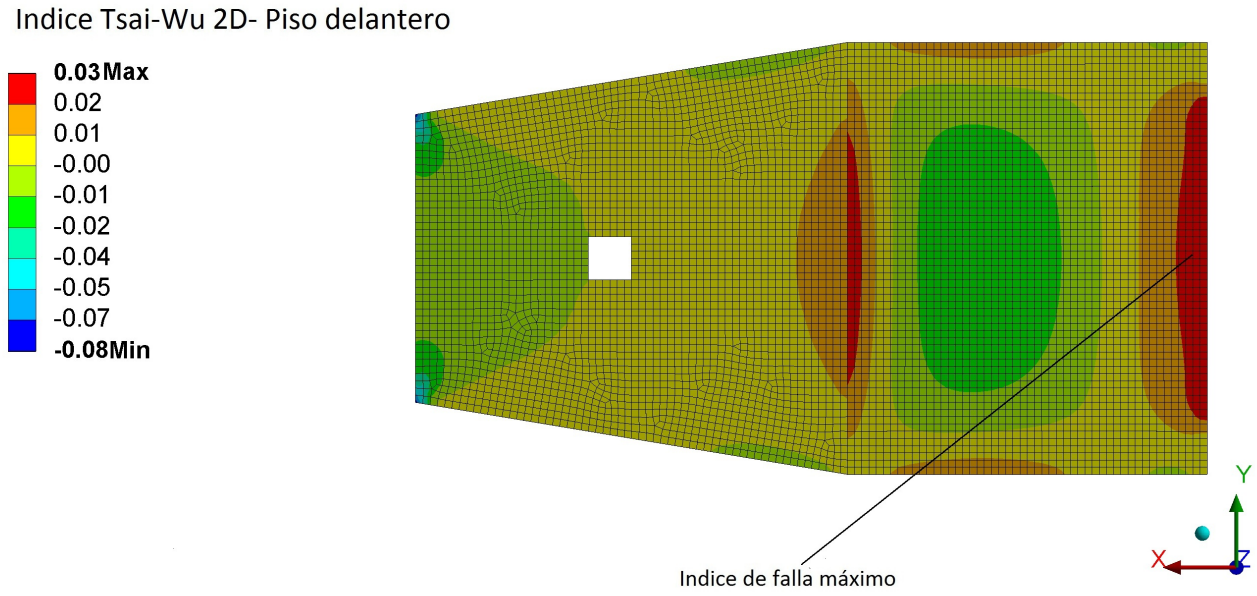


Figura 12.96: Tsai-Wu 2D CASO III-piso delantero. ANSYS 14.0®.

Componente	Indice de Tsai-Wu 2D	Capa	Cumple
Panel Superior	0,18	3	Si
Panel Lateral	0,03	3	Si
Piso Delantero	0,04	1	Si

Tabla 12.50: Índice Tsai-Wu 2D- CASO III carga última.

CASO III-Pandeo

Modo	λ	Cumple
1	3,5473	Si
2	3,8974	Si
3	4,2975	Si
4	4,3283	Si
5	4,4751	Si
6	4,5240	Si
7	4,5566	Si
8	4,5599	Si
9	4,6915	Si
10	4,7485	Si

Tabla 12.51: Factor multiplicativo- CASO III carga límite.

12.3.8.6. Conclusión del cálculo de resistencia y estabilidad.

Como se puede observar, la cáscara del fuselaje y el piso cumplen ampliamente con los requerimientos de resistencia estructural. En cuanto a los índices de Tsai-Wu se observan índices muy bajos, ésto es debido a que lo que dimensiona la cáscara y piso es la estabilidad. Si bien los requerimientos de resistencia se cumplen con una sola capa de fibra de vidrio, en la práctica una sola capa de vidrio de $90[g/m^2]$ es extremadamente flexible por lo que se utilizó una configuración del tipo *Sandwich* con mayor número de capas. Para poder cumplir con el requisito de estabilidad fue necesario agregar un intermediario entre las capas de tela de vidrio. En el mercado, el intermediario más delgado y con menor peso disponible es la madera balsa de $1[mm]$, ésto hizo que los factores de multiplicación aumenten a más de $3{,}0$ en el peor de los casos. Se puede cumplir con los requerimientos con intermediarios más delgados, pero se decide utilizar aquellos que se consiguen en el mercado local.

12.3.9. Rigidez torsional

La rigidez torsional en una barra recta de sección uniforme es la relación entre el momento torsor aplicado en uno de sus extremos y el ángulo girado por este extremo, al mantener fijo el extremo opuesto de la barra. En este caso, en vez de una barra de sección uniforme, se analiza la estructura del fuselaje. Teniendo en cuenta que la rigidez torsional de una estructura abierta de pared delgada es relativamente baja, una de las formas de solucionar éste problema es diseñando un marco para compensar éste panel "faltante".

12.3.9.1. Método de cálculo

Para analizar la rigidez se realizaron dos modelos de fuselaje completo, uno con el panel cerrado y el otro con el marco y el panel abierto. Para ello se realiza un modelo de elementos finitos para encontrar las deformaciones. Ambos modelos se empotran en uno de sus extremos y se aplica un momento torsor en el extremo opuesto. Al ser pequeñas las deformaciones se puede considerar que la cara de la cuaderna del extremo que se deforma, lo hace sin salirse del plano de la misma. Al aplicar el momento torsor $M_{torsor} = 1000[Nmm]$ en el extremo del fuselaje, la última sección del mismo se deforma como se ve en la figura:

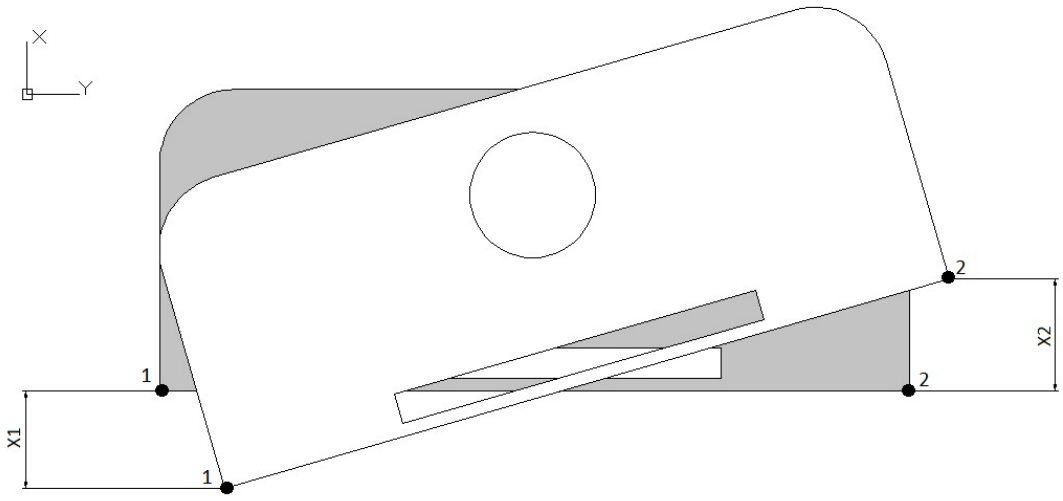


Figura 12.97: Puntos de medición de deformaciones.

Se mide cuanto se desplazaron los puntos 1 y 2 y se determina la diferencia entre ambos:

$$\Delta X = |X_1 - X_2| \tag{12.5}$$

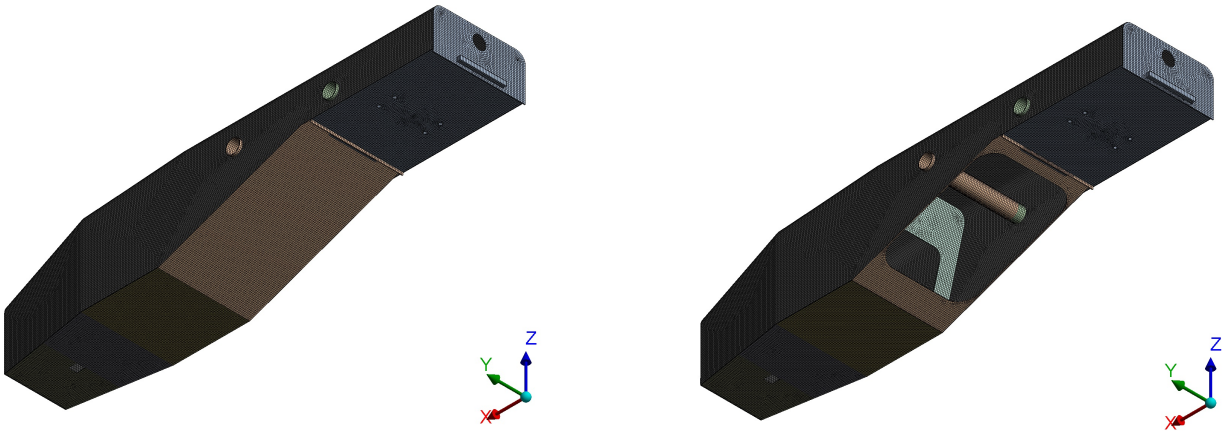
$$\gamma = Tan^{-1}\frac{\Delta X}{ancho\,de\,la\,cuaderna} \tag{12.6}$$

Finalmente como una medida de la rigidez a torsión de la estructura se toma la deformación angular por unidad de longitud del fuselaje:

$$\frac{\gamma}{l_{fuselaje}} \tag{12.7}$$

12.3.9.2. Geometría de análisis y mallado

En cuanto a la geometría de análisis y el mallado de la misma se utiliza el modelo de la Sección "Cáscara y piso delantero" con la diferencia que se saca el *Boom* de cola y el tren de aterrizaje. En el modelo con fuselaje cerrado se cierra el panel partiendo del mismo modelo con el panel abierto.



Fuselaje cerrado

Fuselaje abierto

Figura 12.98: Mallado fuselaje. ANSYS 14.0®.

	Fuselaje cerrado	Fuselaje abierto
Nodos	78104	74133
Elementos	76078	71874
Calidad del elemento		
Min	0,233	0,250
Máx	0,999	0,999
Promedio	0,976	0,973
Desv. estandar	0,059	0,062

Tabla 12.52: Mallado del fuselaje.

12.3.9.3. Cargas y condiciones de borde

Para realizar esta estimación de rigidez es vital empotrar un extremo del fuselaje y cargar el otro extremo. Por lo tanto se empotró la Cuaderna N.1 o Cuaderna Motor mediante un *Fixed Support* y en la Cuaderna N.7 se aplicó un momento torsor $M_{torsor} = 1000[Nmm]$.

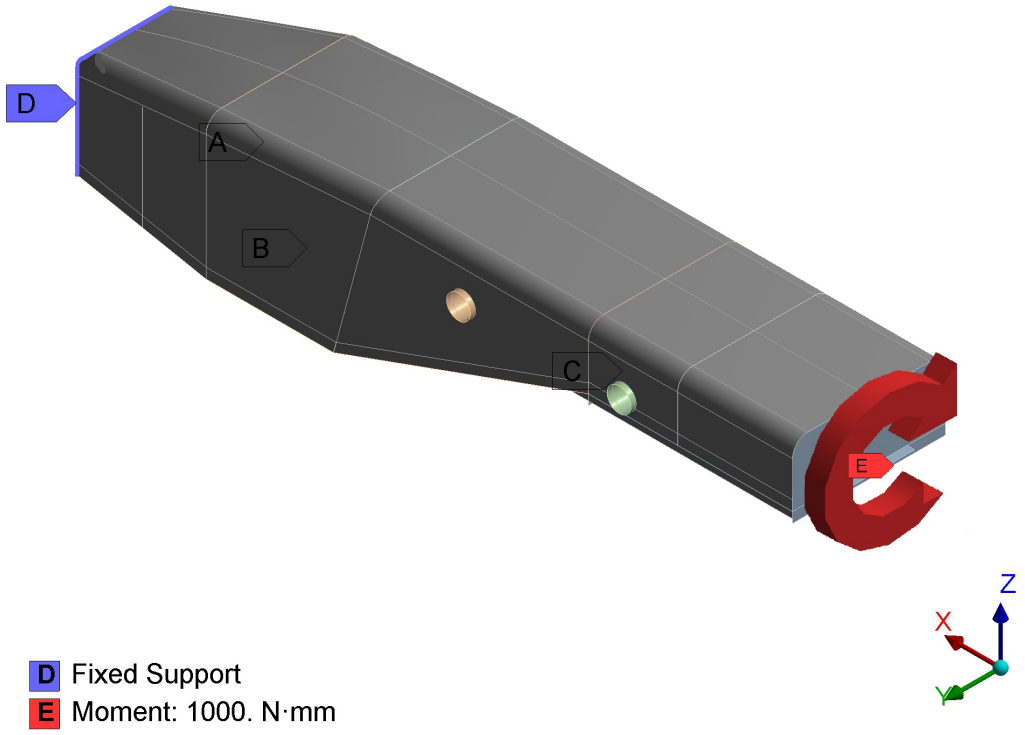


Figura 12.99: Carga y condiciones de borde fuselaje. ANSYS 14.0®.

12.3.9.4. Análisis

Al resolver los modelos con *ANSYS ®* se obtienen las deformaciones:

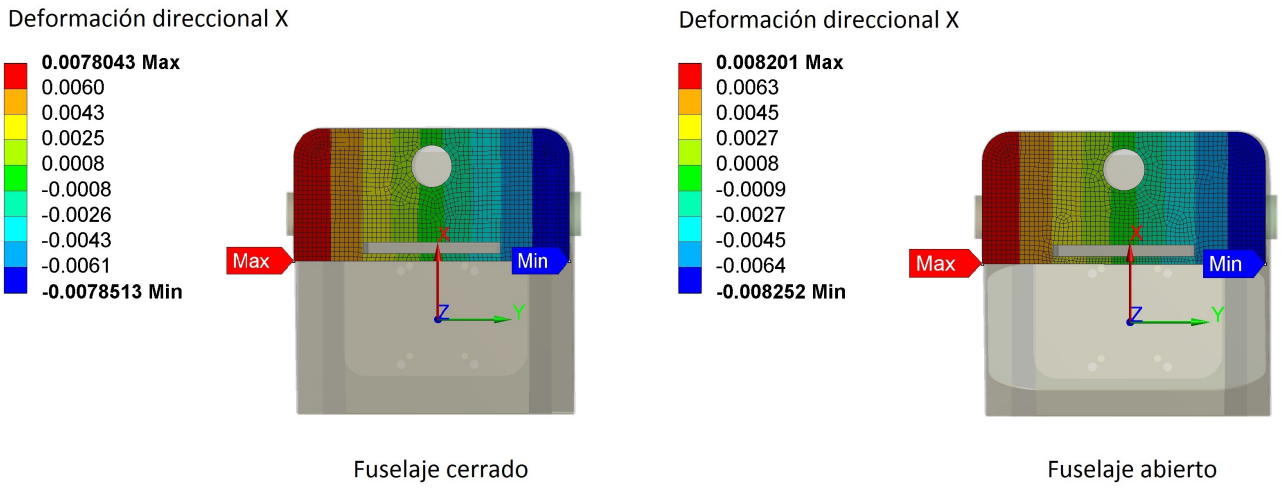


Figura 12.100: Deformaciones en X por torsion. ANSYS 14.0®.

	Fuselaje abierto	Fuselaje cerrado
$\Delta[mm]$	$5{,}1E^{-5}$	$4{,}7E^{-5}$
$\frac{\Delta[mm]}{320[mm]}$	$1{,}594E^{-7}$	$1{,}469E^{-7}$
γ	$9{,}132E^{-6}$	$8{,}415E^{-6}$
$\frac{\gamma[^\circ]}{2{,}878[m]}$	$3{,}173E^{-6}$	$2{,}924E^{-6}$

Tabla 12.53: Estimación rigidez estructura de fuselaje.

La rigidez del fuselaje abierto es $92{,}15\,\%$ de la rigidez del fuselaje con el panel cerrado. Por lo tanto cumple el requerimiento establecido en cuanto a la rigidez.

Referencias

[1] ANSYS 14.0®

[2] European Aviation Safety Agency.(2009), *Certification Specifications for Very Light Aeroplanes*

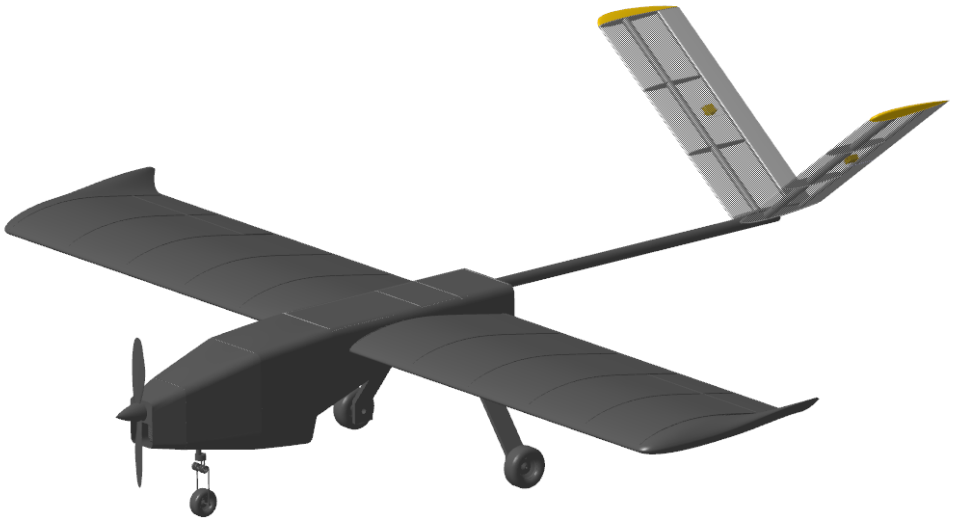
[3] https://www.delmetal.com.ar/, *Pagina web oficial del fabricante*

[4] Beer F. P. , Johnston E. R. (2001), *Mecánica de materiales (6a. ed.)*

[5] http://www.ciser.com.br/es CISER (2017), *Pagina web oficial del fabricante*

Capítulo 13

Grupo de Cola: Diseño Estructural



En este capítulo se realiza el diseño de la estructura de los estabilizadores del vehículo. En primera instancia se obtienen las cargas esperadas en operación. Luego se propone una configuración de diseño de estructura en base a materiales disponibles y mano de obra necesaria. Finalmente se realiza la verificación de cumplimiento de la resistencia mecánica mediante un software de elementos finitos.

13.1. Introducción

Los estabilizadores del vehículo deben ser adecuadamente diseñados con el objetivo de resistir las cargas a las que será sometido en operación para no destruirse. Para ello se realizó el diseño de la estructura y se verificó su resistencia mecánica mediante el software de elementos finitos ANSYS 14®. El diseño y su verificación se realizó en dos etapas:

- Diseño preliminar en base a cargas normativas, requerimientos y materiales disponibles.
- Modelado de CAD de la estructura y verificación de índices de rotura mediante elementos finitos.

En la etapa de diseño se analizaron las cargas actuantes según lo requiere la norma adoptada para esta aeronave. En el modelo de CAD algunas dimensiones fueron fijadas en base a los materiales que se encontraban disponibles en el mercado al momento de la construcción de la estructura.

Finalmente en el análisis de elementos finitos se realizó el mallado de la estructura, se resolvió su estado de tensiones bajo las cargas aplicadas y se obtuvieron las dimensiones finales de la estructura que cumpliesen con la resistencia necesaria según los requerimientos.

13.2. Diseño preliminar de la estructura

Para realizar el diseño preliminar de la estructura resistente del estabilizador, se partió de la base de tres puntos importantes: las cargas límite de operación, los requerimientos estructurales y un diseño conceptual de la estructura que permita acercarse de forma rápida a la geometría final.

13.2.1. Cargas límite de operación según norma

Para realizar el dimensionamiento de la estructura se estimaron las cargas actuantes máximas en las superficies del empenaje en base al apéndice A "*Simplified Design Load Criteria For Conventional Very Light Airplanes*" de la norma CS-VLA, Referencia [1]. Este apéndice presenta dos distribuciones de carga sobre el estabilizador, con aplicación de forma simétrica y asimétrica sobre ellos, Figura (13.1). En la Tabla (13.2) se muestran los casos de carga de diseño para el dimensionamiento de los estabilizadores.

13.2.1.1. Determinación de las cargas distribuidas

La carga distribuida $\bar{w}$ debe calcularse mediante la Figura (13.2). El valor de la carga alar ponderada por el factor de carga $(n\frac{W}{S})$, se estima utilizando el factor de carga n3 extraído del diagrama V-n de la aeronave, Figura (10.5) del Capítulo (10), ya que da el valor más alto según lo que indica la norma en la página 1-App A-7, Referencia [1]. En la Figura (13.2) puede observarse que la cargas distribuidas están limitadas por la baja carga alar y por lo tanto ambas poseen el mismo valor.

$$n3\frac{W}{S} = 34{,}2\left[\frac{Kg}{m^2}\right] \tag{13.1}$$

$$\bar{w} = 58{,}59 \left[\frac{Kg}{m^2}\right]$$

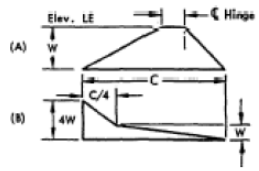
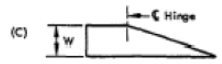
AVERAGE LIMIT CONTROL SURFACE LOADING				
SURFACE	DIRECTION OF LOADING		MAGNITUDE OF LOADING	CHORDWISE DISTRIBUTION
HORIZONTAL TAIL I	(a)	Up and Down	Figure A4 Curve (2)	
	(b)	Unsymmetrical loading (Up and Down)	100% $\bar{w}$ on one side aeroplane ℄ 65% $\bar{w}$ on other side aeroplane ℄ for normal and utility categories. For aerobatic category see A11(c)	
VERTICAL TAIL II	(a)	Right and Left	Figure A4 Curve (1)	Same as (A) above
	(b)	Right and Left	Figure A4 Curve (1)	Same as (B) above
AILERON III	(a)	Up and Down	Figure A5 Curve (5)	
WING FLAP IV	(a)	Up	Figure A5 Curve (4)	
	(b)	Down	0·25 x Up load (a)	
TRIM TAB V	(a)	Up and Down	Figure A5 Curve (3)	Same as (D) above
Note: The surface loadings I, II, III an V above are based on speeds V_{Amin} and V_{Cmin}. The loading of IV is based on V_{Fmin}. If values of speeds greater than these minimums are selected for design, the appropriate surface loadings must be multiplied by ratio $\left[\frac{V_{selected}}{V_{minimum}}\right]^2$. For conditions I, II, III and V the multiplying factor used must be the higher of $\left[\frac{V_{Asel.}}{V_{Amin}}\right]^2$ or $\left[\frac{V_{Csel.}}{V_{C\,min}}\right]^2$				

Figura 13.1: Tipos de distribución de carga según Referencia [1].

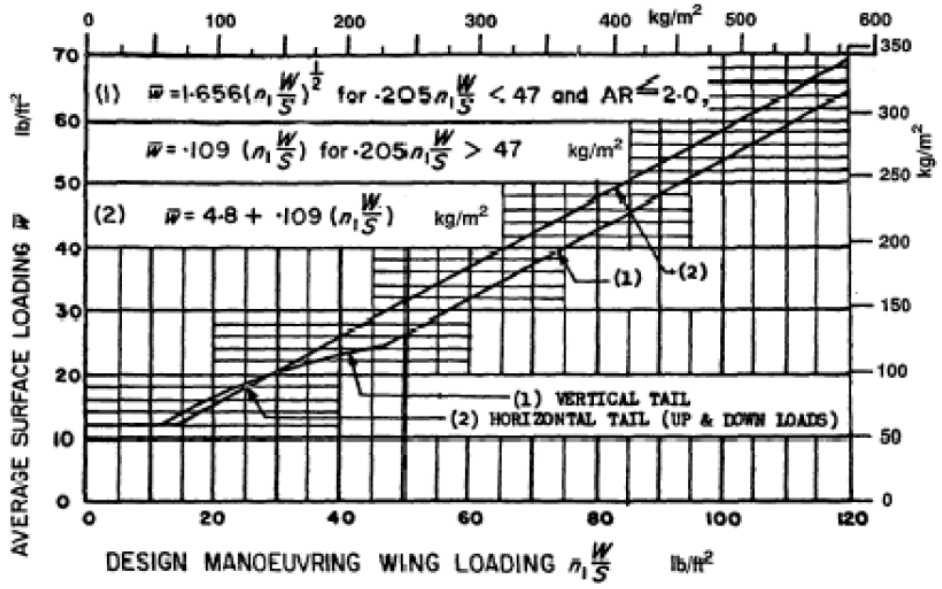


Figura 13.2: Distribuciones de carga, Referencia [1].

13.2.1.2. Cargas horizontales y verticales

La carga horizontal y vertical total sobre los estabilizadores pueden estimarse mediante las ecuaciones (13.2) y (13.3).

$$F_H = W S_H K \tag{13.2}$$

$$F_V = W S_V K \tag{13.3}$$

Donde:

F_H: Fuerza vertical generada por los estabilizadores como empenaje horizontal $[N]$.

F_V: Fuerza horizontal generada por los estabilizadores como empenaje vertical $[N]$.

S_H: Superficie horizontal de referencia $[m^2]$.

S_V: Superficie vertical de referencia $[m^2]$.

W: Valor máximo de carga distribuida $[-]$.

K: Factor de forma representativa de la distribución de sustentación $[-]$.

La distribución de carga *W* puede asumirse igual a la distribución de carga $\bar{w}$ para este diseño por ser una aeronave no tripulada, aunque se destaca que asumir esta igualdad ofrece resultados menos conservadores. El factor *K* depende de la geometría de la distribución, Figura (13.3). El mismo se obtiene integrando la distribución de carga a lo largo de la cuerda.

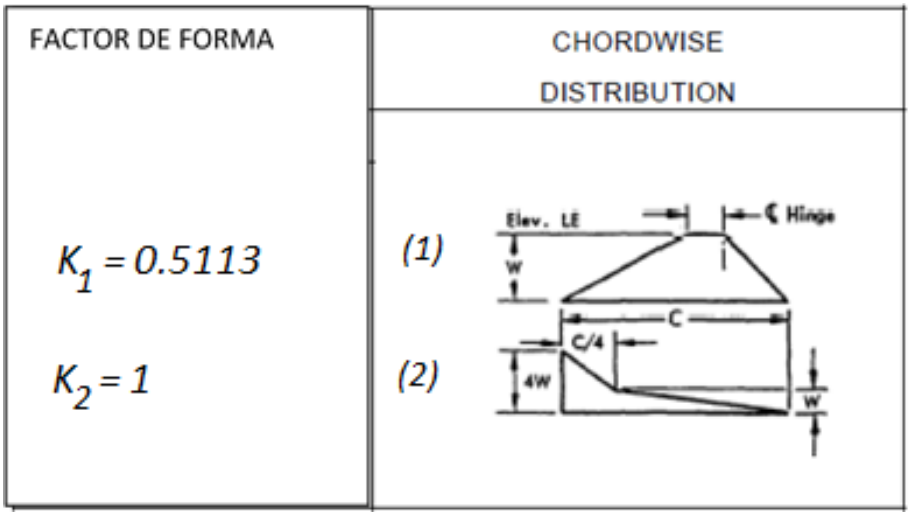


Figura 13.3: Factores de forma de las distribuciones de carga, Referencia [1].

Las superficies de referencia se definen como:

$$S_H = b_t \bar{c}_t \cos(\Gamma) \tag{13.4}$$

$$S_V = b_t \bar{c}_t \sin(\Gamma) \tag{13.5}$$

Donde:

$b_t = 0{,}92[m]$

$\bar{c_t} = 0{,}37[m]$

$\Gamma = 36{,}5[°]$

Siendo:

b_t: Envergadura del estabilizador, Capítulo (6).

$\bar{c_t}$: Cuerda media del estabilizador, Capítulo (6).

Γ: Angulo de diedro del estabilizador, Capítulo (6).

Los valores de las fuerzas de la superficie del estabilizador para las dos clases de distribución de sustentación se expresan en la Tabla (13.1). También se expresan las cargas normales aplicadas perpendicularmente a una de las superficies del empenaje, que puede calcularse por composición de fuerzas, Figura (13.4) y se representa mediante la ecuación (13.6).

Distribución	$F_H\,[N]$	$F_V\,[N]$	$F_N\,[N]$
1	$82{,}37$	$60{,}95$	$100{,}47$
2	$157{,}21$	$116{,}33$	$195{,}57$

Tabla 13.1: Cargas límite totales de cada superficie de control.

$$F_N = \frac{F_V}{\sin(\Gamma)} = \frac{F_N}{\cos(\Gamma)} \tag{13.6}$$

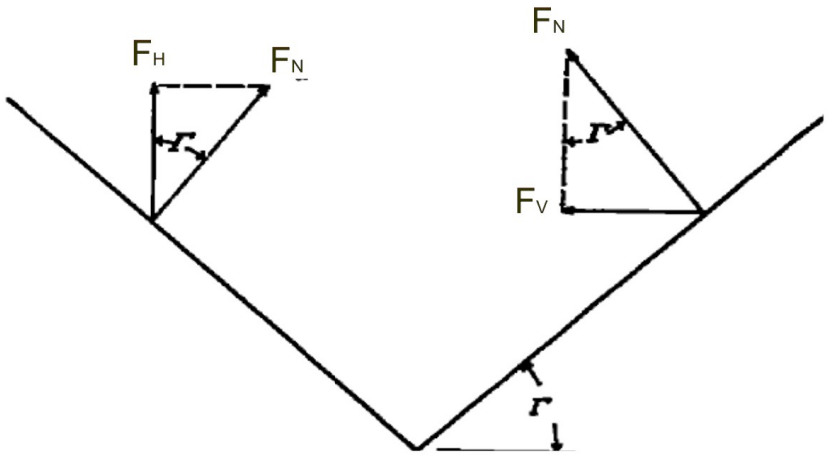


Figura 13.4: Esquema de composición de las cargas, Referencia [4].

13.2.1.3. Efecto de las cargas asimétricas

La configuración de carga asimétrica produce además un momento torsor en la toma de soporte de ambos estabilizadores. Estas cargas afectan al diseño del mismo y serán estimadas en el Capítulo (12).

13.2.1.4. Cargas límite de diseño

Según lo desarrollado, las cargas límite de diseño para cada caso toma el valor dado por la Tabla (13.2).

CASO 1	$F_N\,[N]$	$100{,}47$
CASO 2	$F_N\,[N]$	$195{,}57$

Tabla 13.2: Magnitudes de las cargas límite de diseño de la estructura.

13.2.2. Diseño conceptual de la estructura y materiales disponibles

En esta sección se describe el diseño conceptual de la estructura basándose en conceptos de estructura semimonocasco y materiales disponibles en el mercado.

13.2.2.1. Diseño general

El desafío de diseñar la estructura mediante el concepto modular no solo comprende el diseño de la estructura en general para cumplir los requerimientos de resistencia en vuelo, sino el adecuado diseño de las uniones hacia las partes de la aeronave para que quede sujetada de forma rígida, transfiera adecuadamente las cargas al resto de la estructura del vehículo y a su vez permita un armado/desarmado en corto tiempo.

Basándose en geometrías convencionales de estructuras aeronáuticas denominadas semimonocasco, los estabilizadores fueron diseñados con un larguero principal de fibra de vidrio-epoxi, cuatro costillas uniformemente distribuidas sobre la envergadura de madera terciada y un recubrimiento híbrido de madera y fibra de vidrio-epoxi. El larguero principal será el que permita su ensamblado ya que se conectará a una toma macho ubicada en el tubo de cola del vehículo. Además se propuso insertar un tornillo de sujeción con el fin de evitar movimientos axiales y absorber parte de las cargas de torsión generadas por el estabilizador. A modo de facilitar la construcción de los recubrimientos se utilizará un núcleo de espuma de poliestireno que permitirá además mejorar la resistencia a la manipulación.

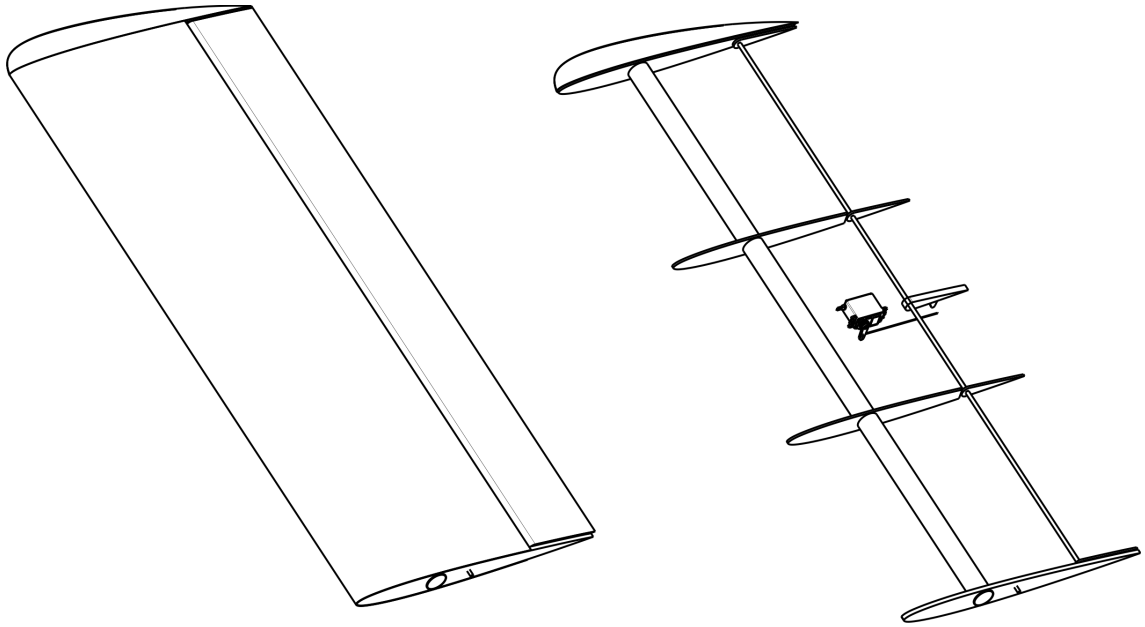


Figura 13.5: Esquema de la estructura de un estabilizador.

13.2.2.2. Larguero

Se propuso desde el inicio construir el estabilizador con un solo larguero de geometría cilíndrica ya que provee simplicidad en su fabricación y adaptación. El material seleccionado para el larguero fue fibra de vidrio-epoxi con una cantidad de capas a definir. Se destaca que el diámetro interno del larguero fue determinado de antemano ya que para reducir costos fue utilizado para su fabricación un tubo comercial metálico como molde. De esta forma, la fabricación de los largueros fueron realizados con un molde tubular de diámetro estándar de 25.4 $[mm]$ (1 pulgada).

13.2.2.3. Costillas

Las costillas por su parte se utilizan para mantener la geometría en la raíz y la puntera de la superficie estabilizadora. También se utiliza como sujeción de la estructura de la charnela. Se optó por construirlas de madera ya que realizarlas de material compuesto hubiese resultado complejo debido a que no se disponían de herramientas para el maquinado de la geometría. La madera seleccionada fue el terciado de eucalipto. Las costillas fueron dimensionadas preliminarmente con espesor de 3 $[mm]$ en función de prever el mínimo espesor que puede obtenerse en maderas terciadas.

13.2.2.4. Núcleo

La estructura posee relleno de poliestireno expandido ya que facilita la construcción de los recubrimientos y mantienen su forma permanentemente a la vez que otorgan resistencia a golpes puntuales en su manipulación. Debido a que se necesita que posea bajas exigencias mecánicas se seleccionó preliminarmente poliestireno de 15 $[Kg/m^3]$ de densidad ya que presenta un equilibrio entre bajo peso y una densidad mínima necesaria para evitar una deformación excesiva al momento de su construcción.

13.2.2.5. Recubrimiento

El recubrimiento cumple la función de dar la forma externa del estabilizador y transmitir las cargas aerodinámicas actuantes hacia la estructura resistente de costillas y largueros. El mismo se realizó en fibra de vidrio y enchapado de cedro por razones de peso y calidad de construcción. Las capas de fibra de vidrio serán determinadas en función de la resistencia estructural necesaria para evitar la rotura a carga última. El espesor del cedro fue obtenido de antemano por disponibilidad comercial siendo el mismo de 0.6 $[mm]$.

13.2.2.6. Materiales

En esta sección se detalla la lista de componentes y materiales que fueron utilizados para la construcción de los estabilizadores. Las propiedades de los mismos se describen en el Capítulo (9).

Componente	**Material**
Larguero	Fibra de vidrio/Resina epoxi
Costillas	Terciado de Eucalipto
Recubrimiento	Fibra de vidrio/Resina epoxi Enchapado de cedro
Núcleo	Espuma de poliestireno 15 $[Kg/m^3]$

Tabla 13.3: Materiales de los estabilizadores.

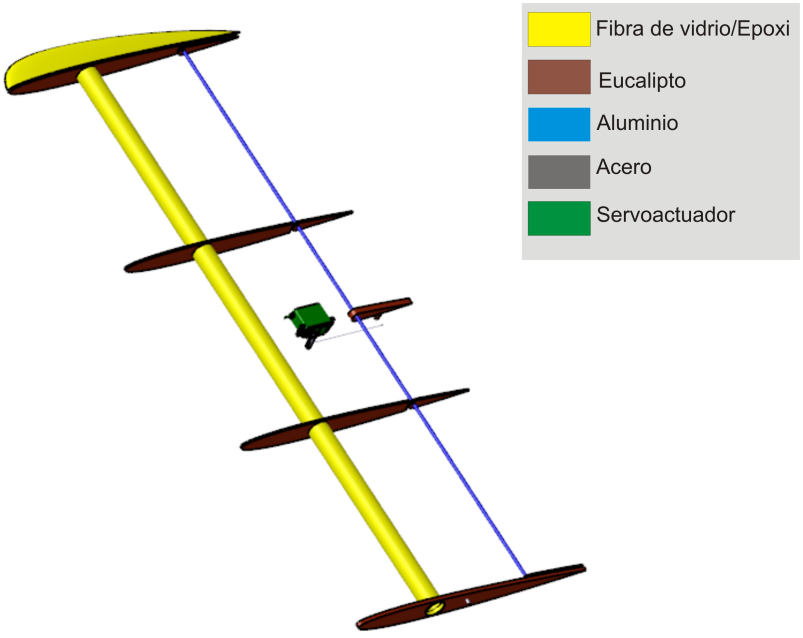


Figura 13.6: Materiales y componentes del empenaje. CATIA V5®.

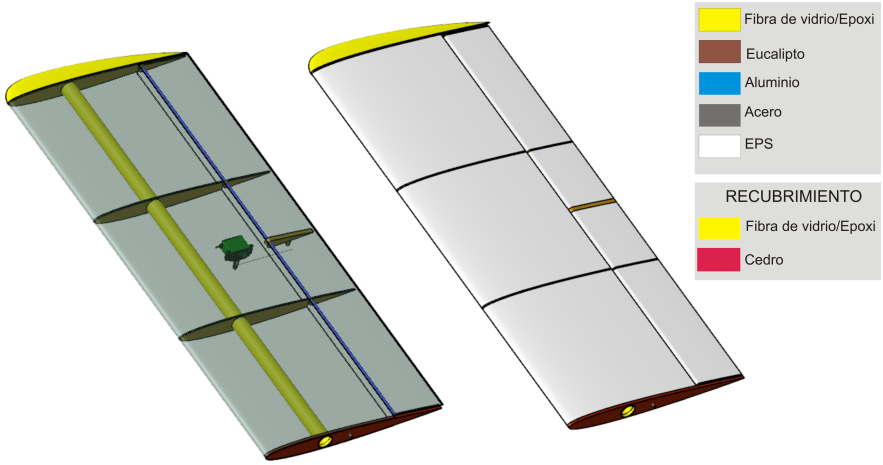


Figura 13.7: Materiales del empenaje. CATIA V5®.

13.3. Análisis de elementos finitos

En esta sección se detallarán las etapas en el análisis del estado de tensiones de la estructura. El análisis de tensiones al que está sometida la estructura se realizó mediante el software de análisis estructural ANSYS 14®. En primer lugar fue necesario realizar la geometría simplificada en modelo de CAD y su discretización de la geometría en elementos finitos, Sección (13.3.3). Seguidamente se configuraron las condiciones de borde de la estructura y las cargas actuantes para los casos de carga límite, carga última y carga asimétrica según requiere la norma. Por último, se realizó una inspección de las secciones críticas en cada zona de la estructura para determinar su índice de falla y determinar si se aprueba la estructura para su construcción.

13.3.1. Diseño de CAD para análisis

Ciertas dimensiones de la estructura de los estabilizadores fueron ajustadas según la disponibilidad de materiales y elementos que pudieron ser obtenidos para su fabricación, tal como fue descrito en la Sección (13.2.2). La simplificación fue necesaria para evitar modelar los elevadores ya que no presentan diferencias significativas en el resultado sobre los elementos estructurales principales y como desventaja generan zonas de difícil mallado como lo son los bordes de ataque del elevador y los ejes de charnela. Las mismas se presenta en las Figuras (13.8) y (13.9).

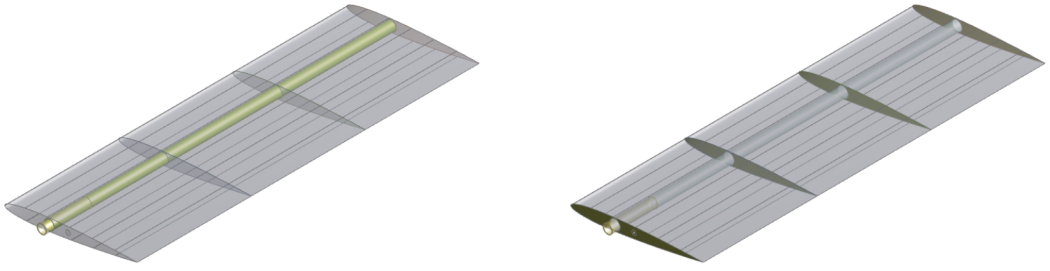


Figura 13.8: Modelo de ANSYS 14®. Izquierda: Larguero - Derecha: Costillas.

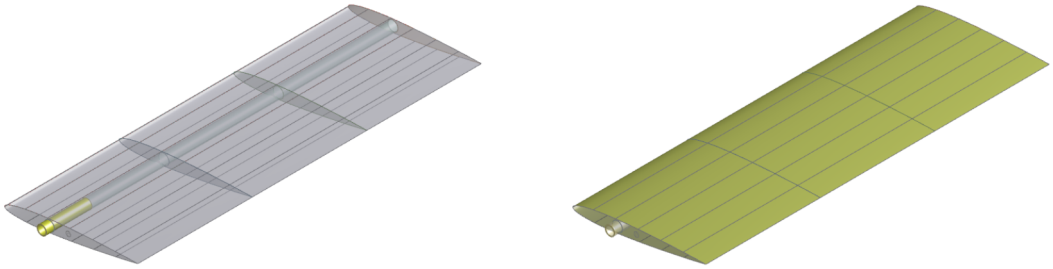


Figura 13.9: Modelo de ANSYS 14®. Izquierda: Toma del tubo - Derecha: Recubrimiento.

13.3.2. Asignación de materiales

En esta sección se presentan la configuración de asignación de materiales a cada elemento de la estructura.

Componente	**Material**	**Cantidad de capas**	**Espesor** $[mm]$	**Orientación eje X - Dirección de fibra**
Larguero	Vidrio/epoxi 160 $[g/m^2]$	5	$0{,}18$	$[0_5]_T$
Costilla Raíz	Eucalipto	9	1	$[(-45, 45)_2, \bar{-45}]_S$
Costilla 2	Eucalipto	3	1	$[-45, +45, -45]$
Costilla 3 y 4	Eucalipto	3	1	$[0, 90, 0]$
Recubrimiento	Cedro Vidrio/epoxi 160 $[g/m^2]$	1 1	$0{,}6$ $0{,}15$	$[0]$ $[0]$
Núcleo	Espuma de poliestireno	[-]	[-]	Sólido

Tabla 13.4: Configuración de materiales de los componentes del grupo de cola.

Los ejes de referencia utilizados en el modelo se muestran en las figuras (13.10) a (13.12).

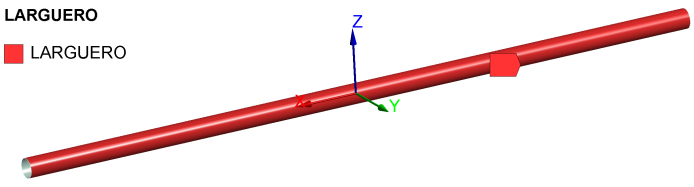


Figura 13.10: Ejes coordenados - Larguero. ANSYS 14®

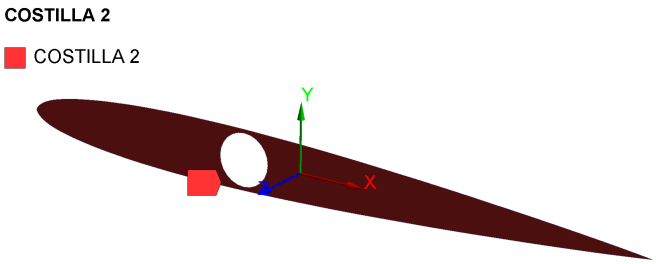


Figura 13.11: Ejes coordenados - Costillas. ANSYS 14®

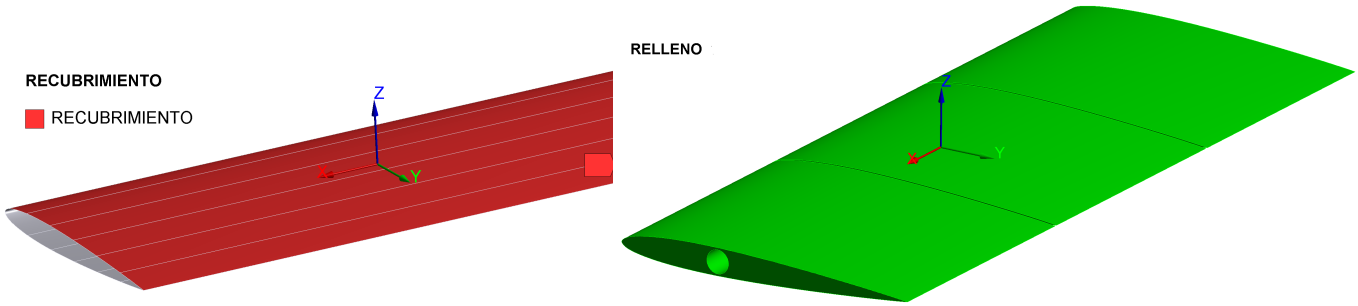


Figura 13.12: Ejes coordenados. Izquierda:Recubrimiento. Derecha: Núcleo.ANSYS 14®

13.3.3. Mallado de la estructura

El mallado de la estructura fue realizado utilizando elementos del tipo tetrahédricos principalmente, con un tamaño mínimo de elemento de 5 $[mm]$ y realizando una densificación de la malla según la Tabla (13.5). Los datos asociados al mallado completo de la estructura se muestran en la Tabla (13.6).

Elemento	**Tamaño de elemento mínimo** $[mm]$
Larguero	2
Costillas 1 y 2	1
Costillas 3 y 4	4
Perforación de tornillo de sujeción	$0{,}5$

Tabla 13.5: Datos de refinamiento del mallado de la estructura. ANSYS 14®

Nodos	92895
Elementos	51382
	Calidad del elemento
Min	0,234
Máx	0,999
Promedio	0,951
Desv. Estandar	0,091

Tabla 13.6: Parámetros del mallado de la estructura. ANSYS 14®

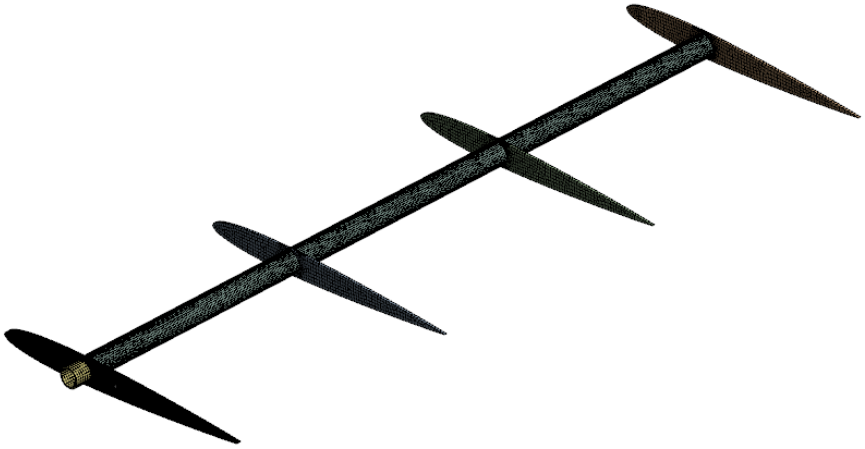


Figura 13.13: Mallado del esqueleto de la estructura. ANSYS 14®

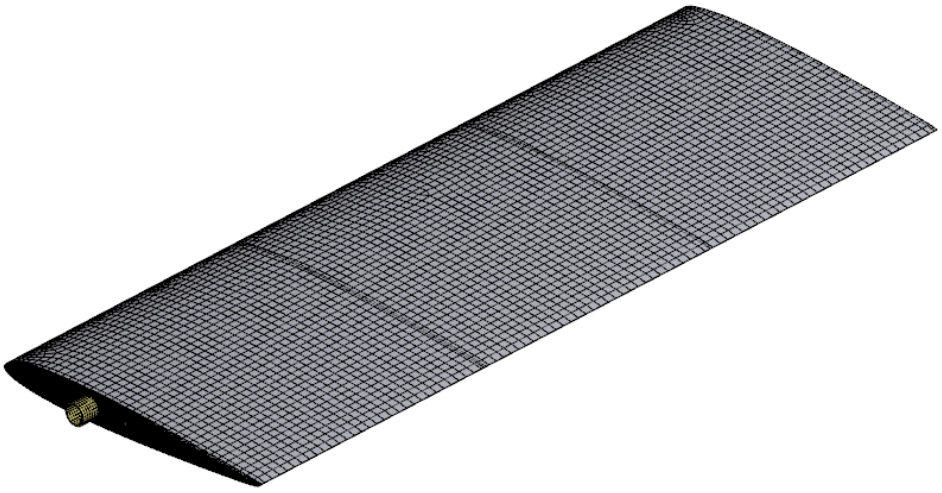


Figura 13.14: Mallado del recubrimiento. ANSYS 14®

13.3.4. Cargas actuantes y condiciones de borde de la estructura

La norma establece dos distribuciones de carga para dimensionar el estabilizador, tal como fue descrito en la Sección (13.2.1). Debido a la complejidad de introducir cargas distribuidas al análisis de elementos finitos, las cargas actuantes fueron discretizadas en 12 paneles (6 superiores y 6

inferiores) que comprenden toda la longitud del panel superior mediante una integración de la distribución sobre cada tramo de cuerda, es decir, cada panel. La Tabla (13.7) describe la distribución de las cargas y se muestran en la Figura (13.15).
La condición de borde de la estructura se aplica a la cara más alejada de la toma cilíndrica que conecta al estabilizador con el tubo de cola y que va encastrado dentro del larguero. La condición elegida es del tipo "*Fixed Support*", el cual restringe toda clase de movimiento axial y rotaciones de los nodos de esa cara, en los tres ejes coordenados. También fue utilizado un elemento "*Beam*" como segunda condición de borde de la estructura, el cual es un perno metálico que evitará los movimientos de rotación y movimiento axial del larguero sobre la toma, Figura (13.17).

Distribución (1) $[N]$	3,43	10,29	17,15	24,01	29,89	15,71
Distribución (2) $[N]$	96,04	40,06	25,15	18,29	11,43	4,67

Tabla 13.7: Valores de las cargas límite distribuidas a lo largo de los tramos de cuerda.

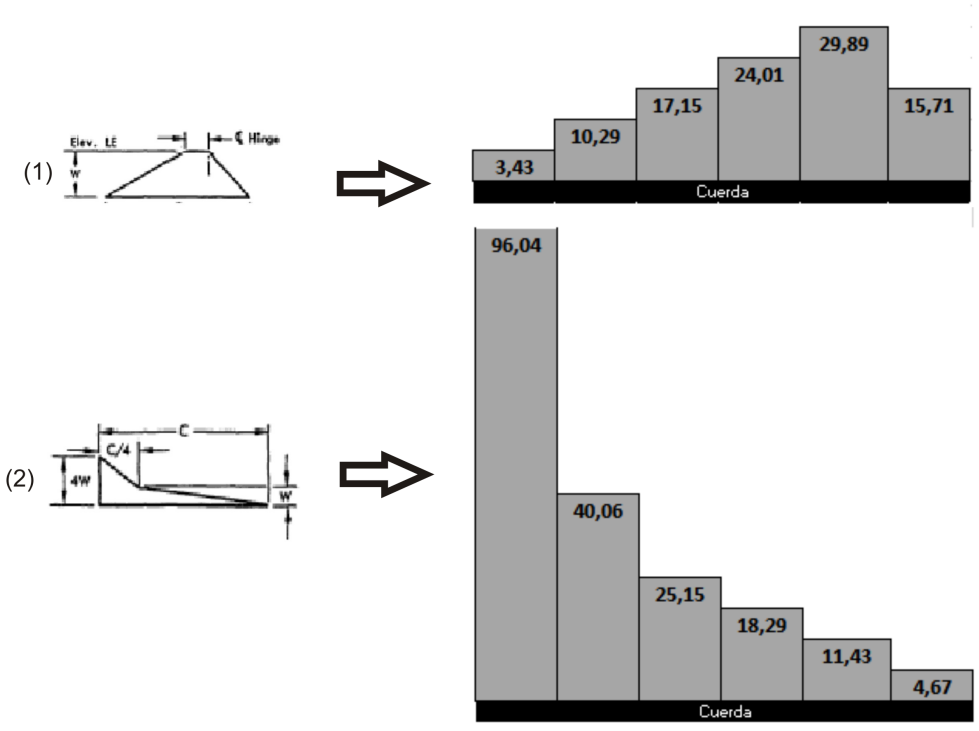


Figura 13.15: Distribución de cargas según norma - Cargas límite.

Según la norma, deben analizarse 4 casos de carga tal como se presentan en la siguiente tabla. Las cargas se aplican de modo que 1/3 de la magnitud se localice en el intradós y los otros 2/3 en los paneles de extradós.

Casos de carga	**Paneles 1 y 7**	**Paneles 2 y 8**	**Paneles 3 y 9**	**Paneles 4 y 10**	**Paneles 5 y 11**	**Paneles 6 y 12**
A - Distrib. (1) (Límite) $[N]$	3,43	10,29	17,15	24,01	29,89	15,71
B - Distrib. (2) (Límite) $[N]$	96,04	40,06	25,15	18,29	11,43	4,67
C - Distrib. (1) (Ultima) $[N]$	5,14	15,43	25,72	36,01	44,83	23,56
D - Distrib. (2) (Ultima) $[N]$	144,06	60,09	37,73	27,44	17,15	7,00

Tabla 13.8: Valores de las cargas distribuidas para los casos de solicitaciones considerados.

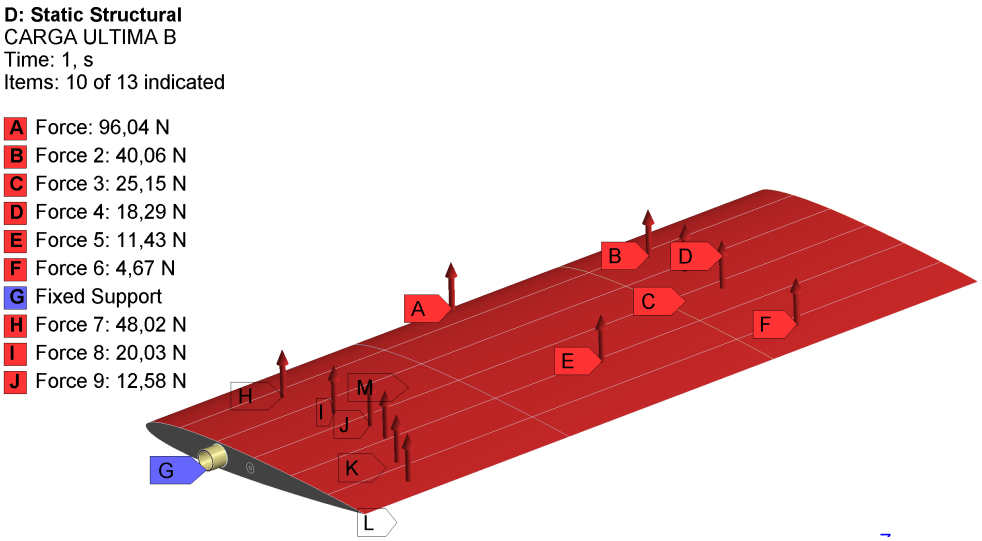


Figura 13.16: Cargas sobre el recubrimiento. ANSYS 14®

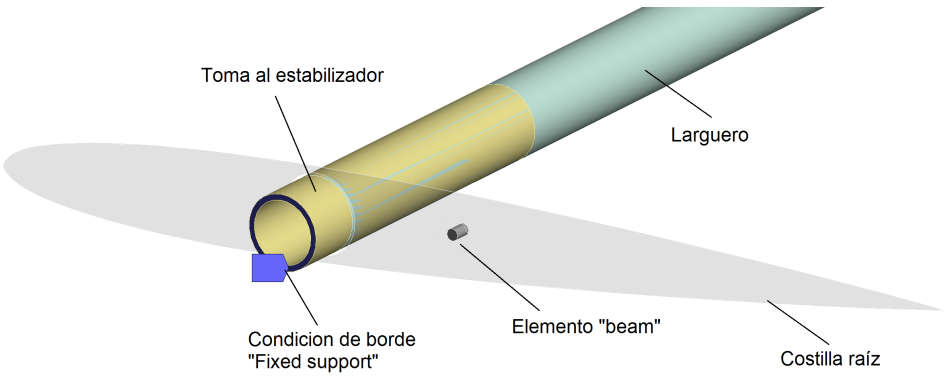


Figura 13.17: Condiciones de borde de la estructura. ANSYS 14®.

13.3.5. Resultados y análisis de la estructura

En este apartado se presentarán los resultados de las solicitaciones sobre la estructura. En primer lugar se analiza la inestabilidad estructural para los casos de carga límite listados como A y B, obteniendo los resultados de los factores de correlación de cargas combinadas y establecer el cumplimiento mediante el criterio de la ecuación de interacción para análisis de inestabilidad por *wrinkling*. Para este análisis se obtuvieron las cargas admisibles mediante el software LAMINATE, Referencia [2]. Utilizando el modelo de elementos finitos se obtuvieron las tensiones tanto de compresión como de corte en cada punto del recubrimiento. Se eligió el punto más exigido (compresión), y se obtuvieron las cargas distribuidas para cada capa, multiplicando las tensiones por su espesor. Finalmente se suman dichas cargas y se calcula el valor del criterio de *wrinkling* presentada en el Capítulo (9). En estos casos de carga también se muestran los valores de desplazamientos máximos.

Luego se analizan los índices de falla asociados a cada elemento para evaluar el margen existente entre las tensiones actuantes y las tensiones admisibles. En los elementos estructurales de larguero, costillas y el recubrimiento se aplica el índice de falla de Tsai-Wu 2D, criterio que funciona bien en materiales ortotrópicos donde dominan las propiedades mecánicas en el plano. Debido a que ninguno de los materiales posee una tensión de deformación plástica asociada sino que su deformación es lineal hasta la rotura, no se analizarán los casos A y B ya que estos casos estarán ampliamente cubiertos si la resistencia de cada elemento cumple con los requerimientos en las condiciones de carga C y D.

13.3.5.1. CASO A

La estructura presenta resultados favorables en cuanto a condiciones de inestabilidad para las cargas propuestas y se establece que cumplen ampliamente los requerimientos. En la Tabla (13.9) se muestran los valores de carga distribuida por unidad de longitud actuantes, calculadas utilizando las tensiones de compresión y corte en la zona mas crítica de la estructura. En la Tabla (13.10) se pone de manifiesto las cargas admisibles y actuantes de cada capa del recubrimiento junto al índice de *wrinkling* resultante.

Capa	$N_x\,[N/mm]$	$N_{xy}\,[N/mm]$
Cedro	$-1{,}89$	$0{,}15$
Vidrio/epoxi	$-1{,}96$	$0{,}21$
TOTAL	$-3{,}85$	$0{,}36$

Tabla 13.9: Cargas actuantes distribuidas del recubrimiento para el caso A.

$N_x\,[N/mm]$	$N_{xy}\,[N/mm]$	$N_{xwr}\,[N/mm]$	$N_{xywr}\,[N/mm]$	I_w	**Cumple**
$-3{,}85$	$0{,}36$	$-12{,}7$	$12{,}7$	$0{,}30$	Si

Tabla 13.10: Resultados de estabilidad del recubrimiento para el caso A.

Donde:

I_w: Indice de wrinkling.

N_x: Carga actuante en compresión $[N/mm]$.

$N_{x_{wr}}$: Carga de wrinkling admisible en compresión $[N/mm]$.

N_{xy}: Carga actuante en corte $[N/mm]$.

$N_{xy_{wr}}$: Carga de wrinkling admisible en corte $[N/mm]$.

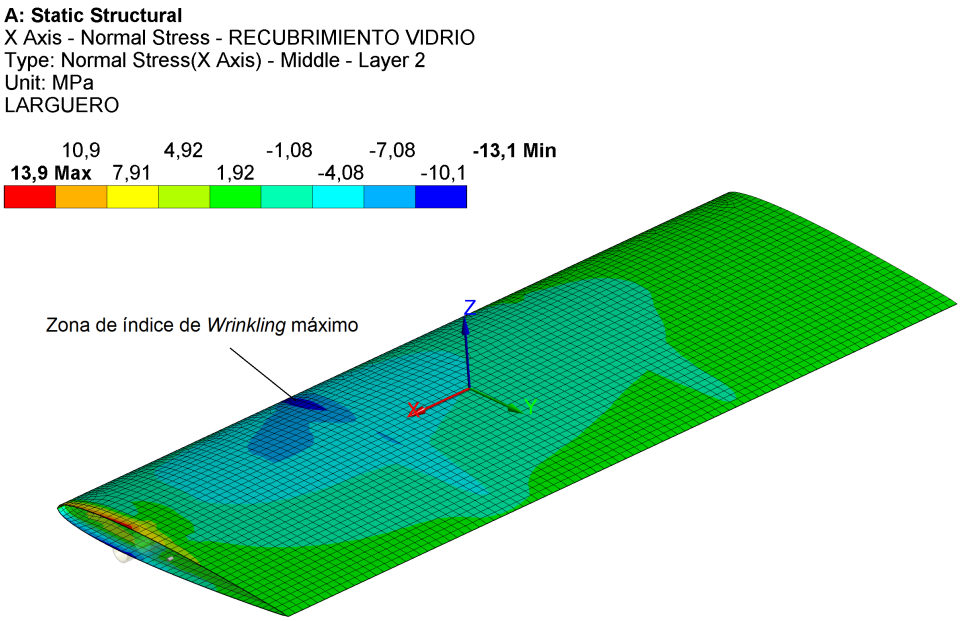


Figura 13.18: Tensiones de compresión en el recubrimiento - Caso A. ANSYS 14®

El desplazamiento máximo de la estructura en la dirección “Y” se ubica en el borde de fuga de la zona de puntera y su valor fue de 36.2 [mm] (3.9 $\%$ de la envergadura), ver Figura (13.19).

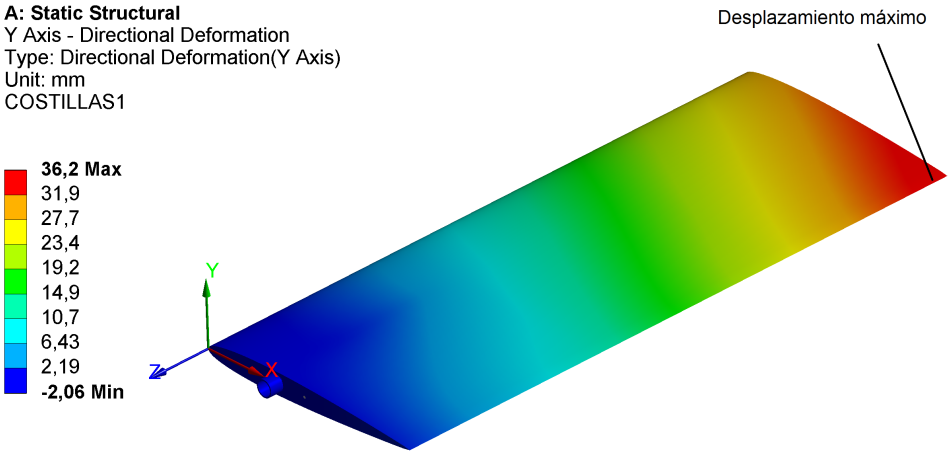


Figura 13.19: Valores de desplazamiento en el estabilizador. ANSYS 14®

13.3.5.2. CASO B

La estructura presenta resultados favorables en cuanto a condiciones de inestabilidad para las cargas propuestas y se establece que cumplen ampliamente los requerimientos. En la Tabla (13.11) se muestran los valores de carga distribuida por unidad de longitud actuantes, tal como se realizó en el caso A. En la Tabla (13.12) se pone de manifiesto las cargas admisibles y actuantes de cada capa del recubrimiento junto al índice de *wrinkling* resultante.

Capa	$N_x\,[N/mm]$	$N_{xy}\,[N/mm]$
Cedro	$-3{,}78$	$0{,}52$
Vidrio/epoxi	$-3{,}73$	$0{,}60$
TOTAL	$-7{,}51$	$1{,}12$

Tabla 13.11: Cargas actuantes distribuidas del recubrimiento para el caso B.

$N_x\,[N/mm]$	$N_{xy}\,[N/mm]$	$N_{xwr}\,[N/mm]$	$N_{xywr}\,[N/mm]$	I_w	**Cumple**
$-7{,}51$	$1{,}12$	$-12{,}7$	$12{,}7$	$0{,}60$	Si

Tabla 13.12: Resultados de estabilidad del recubrimiento para el caso B.

Donde:

I_w: Indice de wrinkling.

N_x: Carga actuante en compresión $[N/mm]$.

$N_{x_{wr}}$: Carga de wrinkling admisible en compresión $[N/mm]$.

N_{xy}: Carga actuante en corte $[N/mm]$.

$N_{xy_{wr}}$: Carga de wrinkling admisible en corte $[N/mm]$.

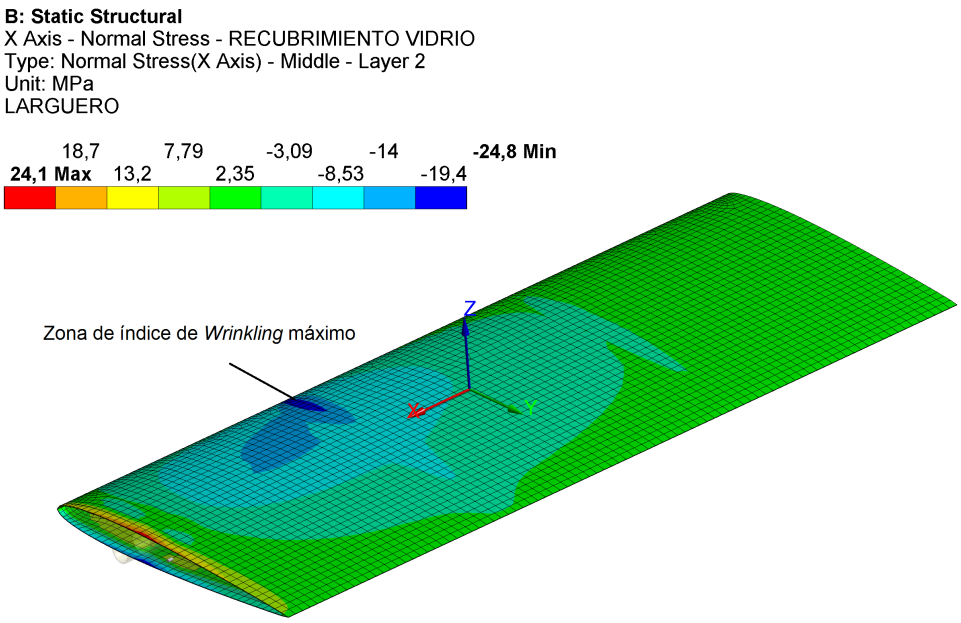


Figura 13.20: Tensiones de compresión en el recubrimiento - Caso B. ANSYS 14®

El desplazamiento máximo de la estructura en la dirección “Y” se ubica en el borde de ataque de la zona de puntera y su valor fue de 58.2 [mm] (6.3 $\%$ de la envergadura), ver Figura (13.21).

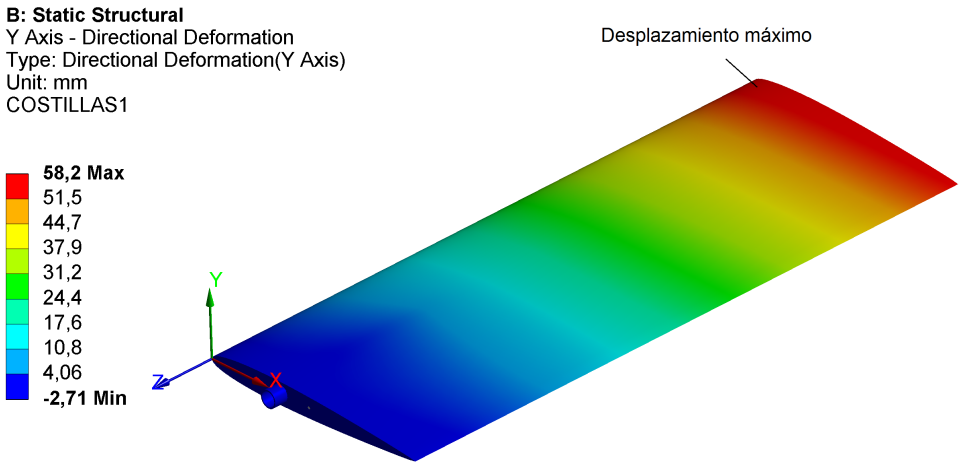


Figura 13.21: Valores de desplazamiento en el estabilizador. ANSYS 14®

13.3.5.3. CASO C

Larguero:

El larguero está sometido a cargas de tracción en la parte de intradós, de compresión en la zona de extradós y de corte en la zona lateral. Del análisis de tensiones resulta en un amplio margen dado por el índice de falla de Tsai-Wu en cada una de sus capas y por lo tanto se verifica que cumple con los requerimientos para este caso de cargas.

Capa	Indice Tsai-Wu 2D	Posición	Cumple
Capa 1	$0{,}35$	Capa inferior	Si
Capa 2	$0{,}34$		Si
Capa 3	$0{,}33$		Si
Capa 4	$0{,}32$		Si
Capa 5	$0{,}33$	Capa superior	Si

Tabla 13.13: Indice de falla de Tsai-Wu - Elemento larguero.

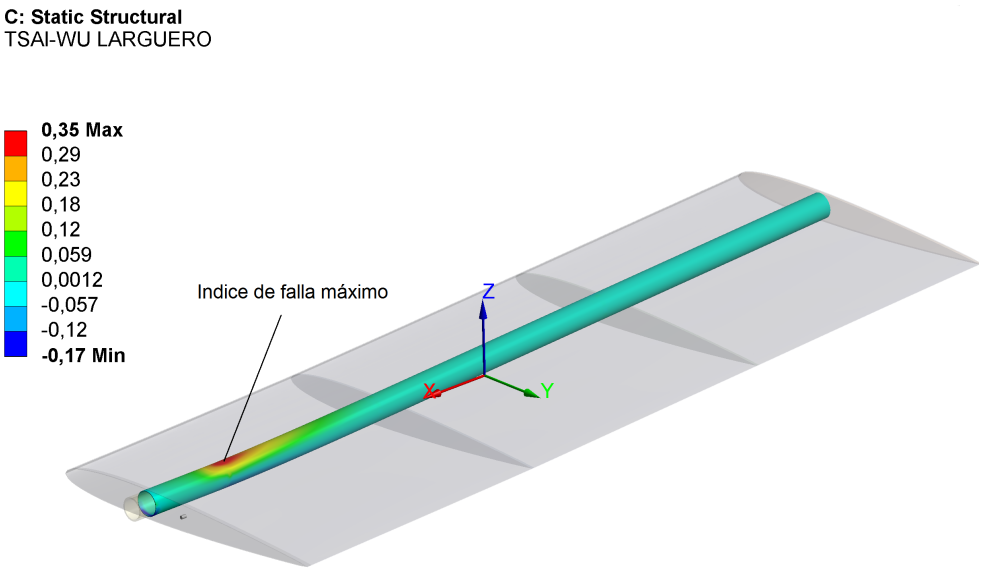


Figura 13.22: Indice de Tsai-Wu - Capa 1 - Larguero. ANSYS 14®

Costillas:

Las costillas están sometidas principalmente a cargas de corte y en el caso de la costilla raíz las tensiones aumentan en la zona central debido a la reacción de carga absorbida por el tornillo de sujeción de la estructura. En las Tablas (13.14) a (13.17) se presentan los resultados aplicando el índice de falla de Tsai-Wu en las zonas más críticas. En todas las costillas se tomo como referencia las tensiones promedio entre el bode exterior de la costilla y el borde de contacto con el larguero, y en la costilla raíz, tensiones a un diámetro de distancia del perno de sujeción por razones de precisión en el modelo de elementos finitos en zonas de la perforación; dentro de esta zona deben analizarse mediante otras técnicas y no pertenecen al alcance de este trabajo final. La tensión en los tornillos se estiman mediante la utilización del elemento "*Beam*" del programa. Los datos se presentan en la Tabla (**??**). La carga de corte total obtenida en el tornillo de sujeción es de $271{,}67[N]$.

Capa	Indice Tsai-Wu 2D	Posición	Zona	Cumple
Capa 1	0,682	Capa derecha	Zona central	Si
Capa 2	0,645		Zona central	Si
Capa 3	0,581		Zona central	Si
Capa 4	0,678		Zona central	Si
Capa 5	0,683		Zona central	Si
Capa 6	0,852		Zona central	Si
Capa 7	0,880		Zona central	Si
Capa 8	0,852		Zona central	Si
Capa 9	0,830	Capa izquierda	Zona central	Si

Tabla 13.14: Indice de falla de Tsai-Wu - Costilla raíz.

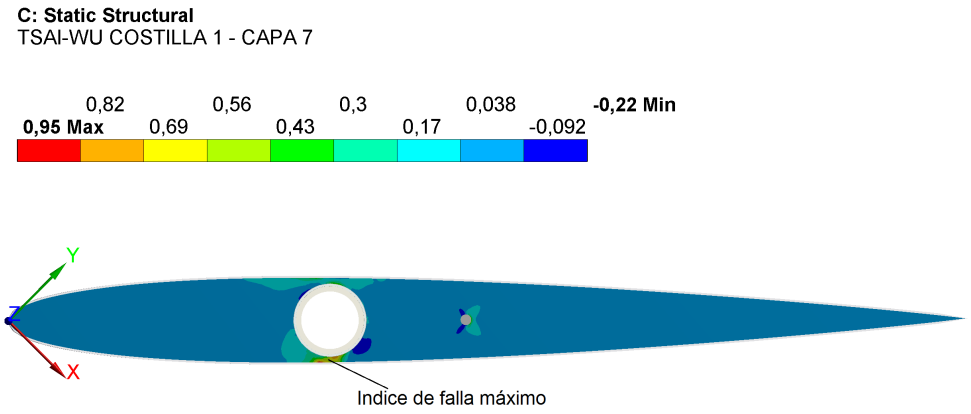


Figura 13.23: Indice de Tsai-Wu - Capa 7 - Costilla raíz. ANSYS 14®

Capa	Indice Tsai-Wu 2D	Posición	Zona	Cumple
Capa 1	0,558	Capa derecha	Zona central	Si
Capa 2	0,113		Zona central	Si
Capa 3	0,638	Capa izquierda	Zona central	Si

Tabla 13.15: Indice de falla de Tsai-Wu - Segunda costilla. ANSYS 14®

Capa	Indice Tsai-Wu 2D	Posición	Zona	Cumple
Capa 1	0,226	Capa derecha	Zona central	Si
Capa 2	0,035		Zona central	Si
Capa 3	0,389	Capa izquierda	Zona central	Si

Tabla 13.16: Indice de falla de Tsai-Wu - Tercera costilla. ANSYS 14®

Capa	Indice Tsai-Wu 2D	Posición	Zona	Cumple
Capa 1	0,205	Capa derecha	Zona central	Si
Capa 2	0,003		Zona central	Si
Capa 3	0,136	Capa izquierda	Zona central	Si

Tabla 13.17: Indice de falla de Tsai-Wu - Cuarta costilla. ANSYS 14®

Recubrimiento:

El recubrimiento posee tensiones de compresión en la zona de extradós y de tracción en la zona de intradós. Se observa que ambas capas del recubrimiento cumplen adecuadamente los requerimientos de resistencia.

Capa	Indice Tsai-Wu 2D	Posición	Cumple
Capa 1 (Cedro)	0,56	Capa interior	Si
Capa 2 (Vidrio/epoxi)	0,94	Capa exterior	Si

Tabla 13.18: Indice de falla de Tsai-Wu - Costilla raíz. ANSYS 14®

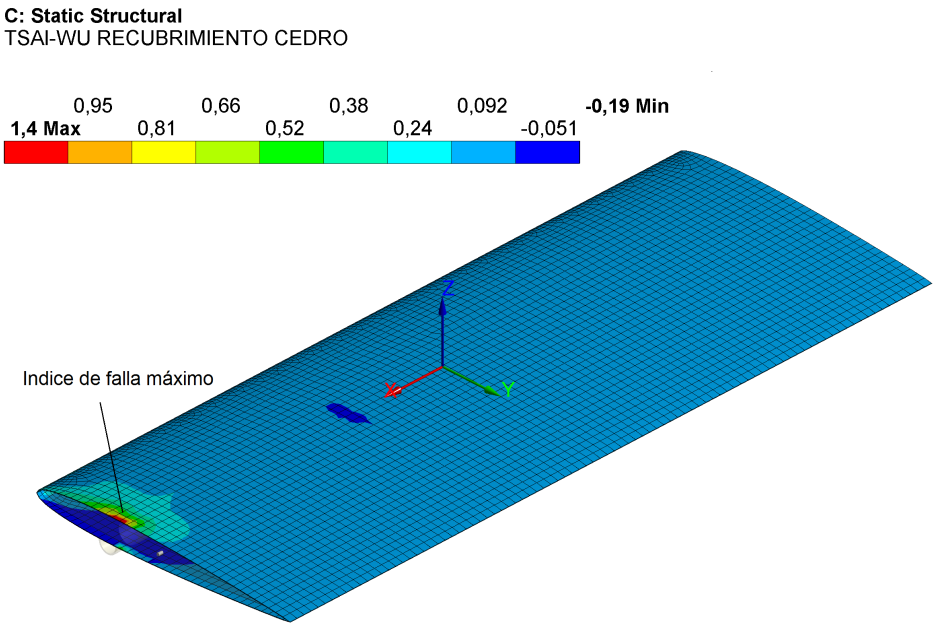


Figura 13.24: Indice de Tsai-Wu - Capa de cedro. ANSYS 14®

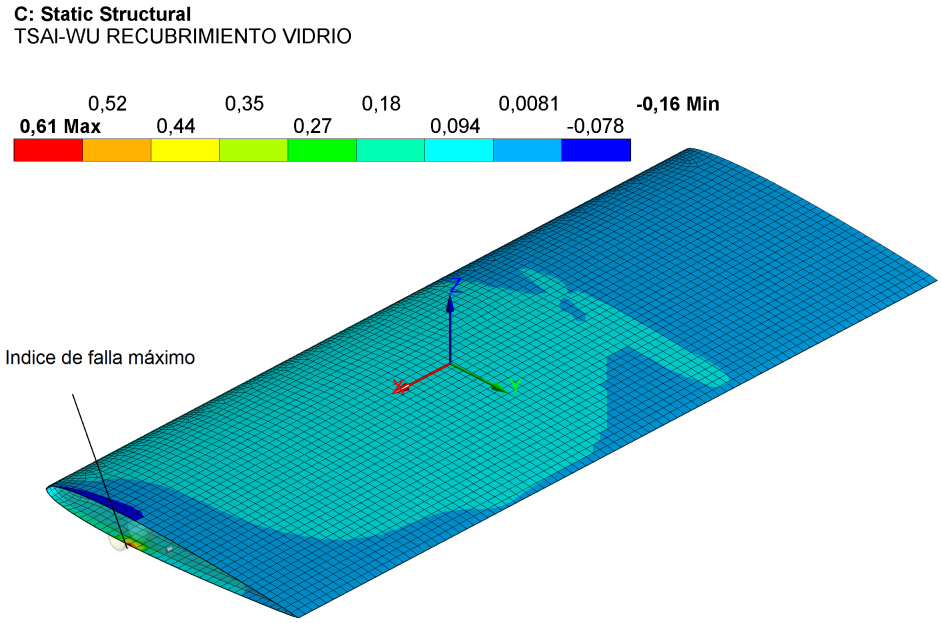


Figura 13.25: Indice de Tsai-Wu - Capa de fibra de vidrio/epoxi. ANSYS 14®

Núcleo

Se supuso en el diseño inicial que el núcleo es mucho menos rígido que el resto de la estructura y que toma cargas bajas. La condición puede verificarse mediante sus valores máximos y su margen de seguridad.

	Valor de tensión $[Mpa]$	**M.S**	**Cumple**
Tensión axial (X)	$0{,}041$	$4{,}12$	Si
Corte XY	$0{,}021$	$4{,}00$	Si
Corte XZ	$0{,}039$	$1{,}69$	Si
Corte YZ	$0{,}049$	$1{,}14$	Si

Tabla 13.19: Margen de seguridad - Núcleo. ANSYS 14®

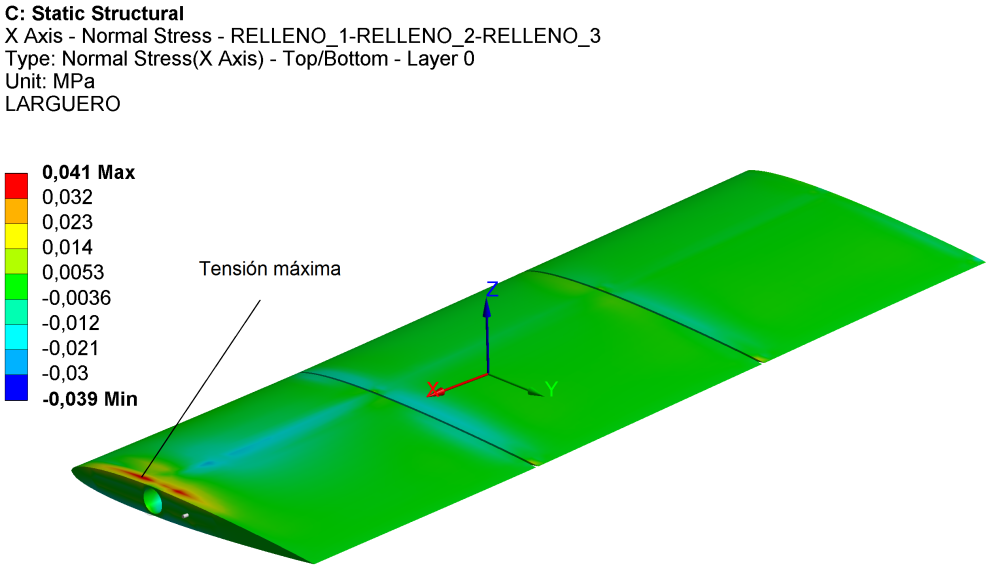


Figura 13.26: Tensiones axiales X - Núcleo. ANSYS 14®

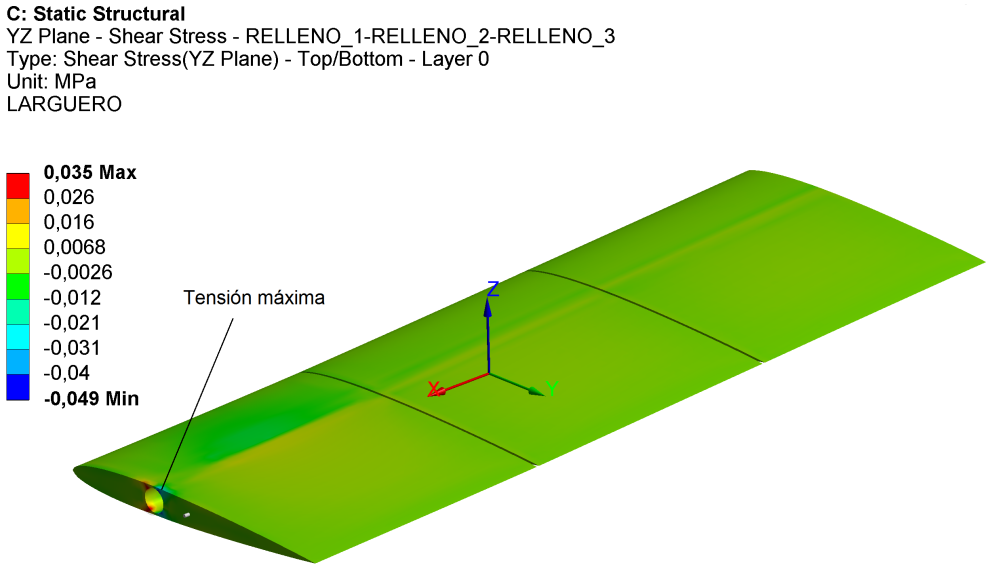


Figura 13.27: Tensiones de corte en el plano YZ - Núcleo. ANSYS 14®

13.3.5.4. CASO D

Larguero:

Tal como ocurre en el caso C, se verifica que el larguero cumple con los requerimientos para este caso de cargas. Los valores máximos de estas tensiones se muestran en la Tabla (13.20).

Capa	Indice Tsai-Wu 2D	Posición	Cumple
Capa 1	$0{,}82$	Capa inferior	Si
Capa 2	$0{,}80$		Si
Capa 3	$0{,}78$		Si
Capa 4	$0{,}77$		Si
Capa 5	$0{,}79$	Capa superior	Si

Tabla 13.20: Indice de falla de Tsai-Wu - Elemento larguero.

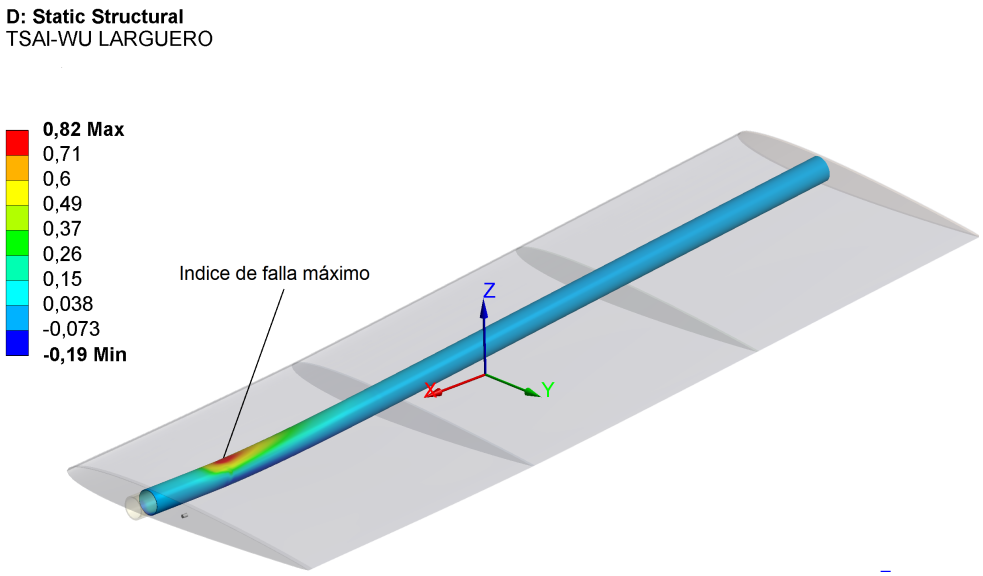


Figura 13.28: Indice de Tsai-Wu - Capa 1. ANSYS 14®

Costillas:

En la Tabla (13.21) se presentan los resultados aplicando el indice de falla de Tsai-Wu en las zonas mas críticas. Los datos obtenidos en los pernos de sujeción se presentan en la Tabla (**??**). La carga de corte total obtenida en el tornillo de sujeción es de $153{,}66[N]$.

Capa	Indice Tsai-Wu 2D	Posición	Zona	Cumple
Capa 1	0,513	Capa derecha	Zona central	Si
Capa 2	0,465		Zona central	Si
Capa 3	0,502		Zona central	Si
Capa 4	0,440		Zona central	Si
Capa 5	0,466		Zona central	Si
Capa 6	0,447		Zona central	Si
Capa 7	0,509		Zona central	Si
Capa 8	0,481		Zona central	Si
Capa 9	0,720	Capa izquierda	Zona central	Si

Tabla 13.21: Indice de falla de Tsai-Wu - Costilla raíz. ANSYS 14®

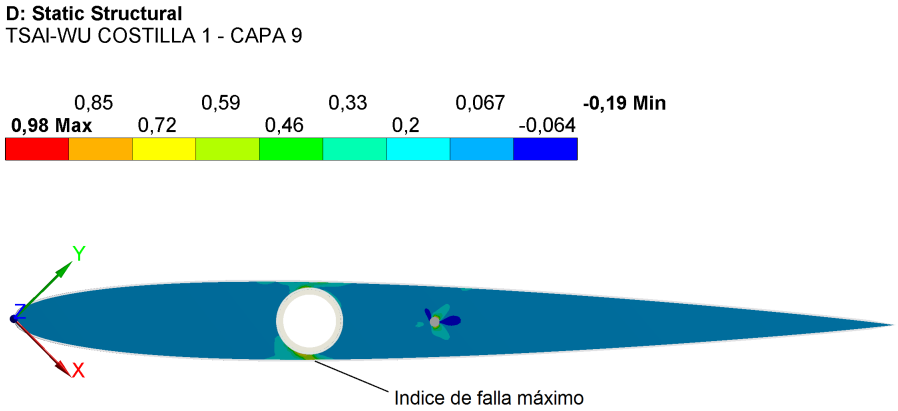


Figura 13.29: Indice de Tsai-Wu - Capa 9 - Costilla raíz. ANSYS 14®

Capa	Indice Tsai-Wu 2D	Posición	Zona	Cumple
Capa 1	0,325	Capa derecha	Zona central	Si
Capa 2	0,192		Zona central	Si
Capa 3	0,755	Capa izquierda	Zona central	Si

Tabla 13.22: Indice de falla de Tsai-Wu - Segunda costilla. ANSYS 14®

Capa	Indice Tsai-Wu 2D	Posición	Zona	Cumple
Capa 1	0,093	Capa derecha	Zona central	Si
Capa 2	0,013		Zona central	Si
Capa 3	0,110	Capa izquierda	Zona central	Si

Tabla 13.23: Indice de falla de Tsai-Wu - Tercera costilla. ANSYS 14®

Capa	Indice Tsai-Wu 2D	Posición	Zona	Cumple
Capa 1	$0{,}155$	Capa derecha	Zona central	Si
Capa 2	$0{,}012$		Zona central	Si
Capa 3	$0{,}059$	Capa izquierda	Zona central	Si

Tabla 13.24: Indice de falla de Tsai-Wu - Cuarta costilla. ANSYS 14®

Recubrimiento:

Tal como ocurre en el caso C, se observa que ambas capas del recubrimiento cumplen adecuadamente los requerimientos de resistencia, por lo tanto se verifica que cumplen los requerimientos estructurales.

Capa	Indice Tsai-Wu 2D	Posición	Cumple
Capa 1 (Cedro)	$0{,}833$	Capa inferior	Si
Capa 2 (Vidrio/epoxi)	$0{,}320$	Capa superior	Si

Tabla 13.25: Indice de falla de Tsai-Wu - Costilla raíz. ANSYS 14®

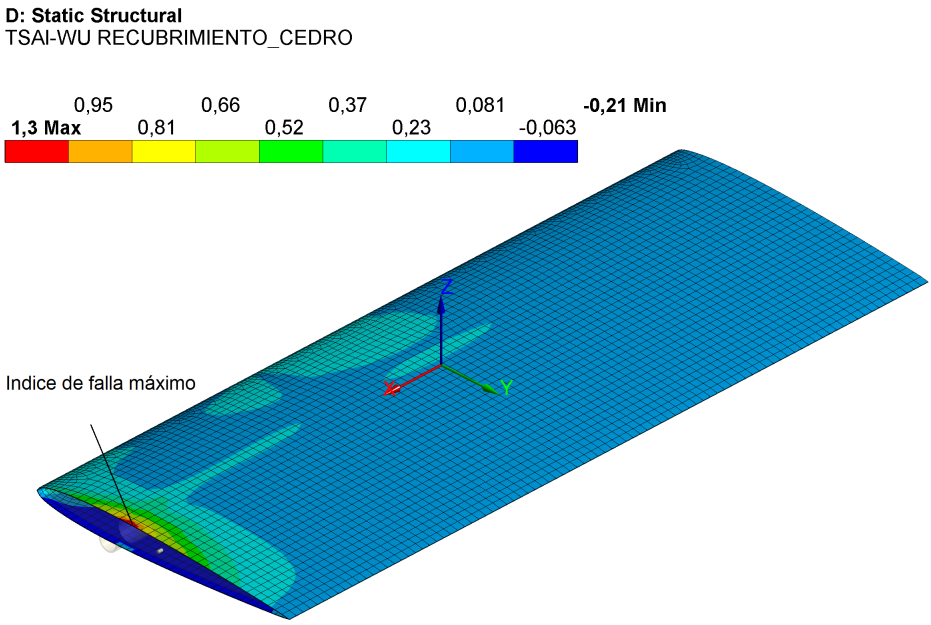


Figura 13.30: Indice de Tsai-Wu - Capa de cedro. ANSYS 14®

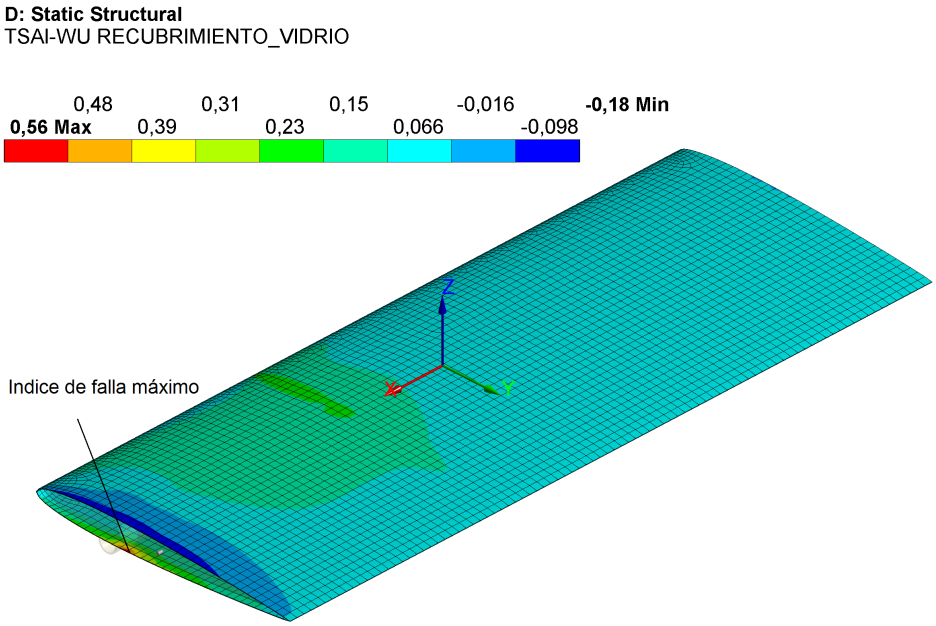


Figura 13.31: Indice de Tsai-Wu - Capa de fibra de vidrio/epoxi. ANSYS 14®

Núcleo

Se verifica la resistencia mecánica del núcleo mediante sus valores máximos y su margen de seguridad.

	Valor de tensión $[Mpa]$	**M.S**	**Cumple**
Tensión axial (X)	$0{,}084$	$1{,}50$	Si
Corte XY	$0{,}048$	$1{,}19$	Si
Corte XZ	$0{,}087$	$0{,}21$	Si
Corte YZ	$0{,}078$	$0{,}35$	Si

Tabla 13.26: Margen de seguridad - Núcleo. ANSYS 14®

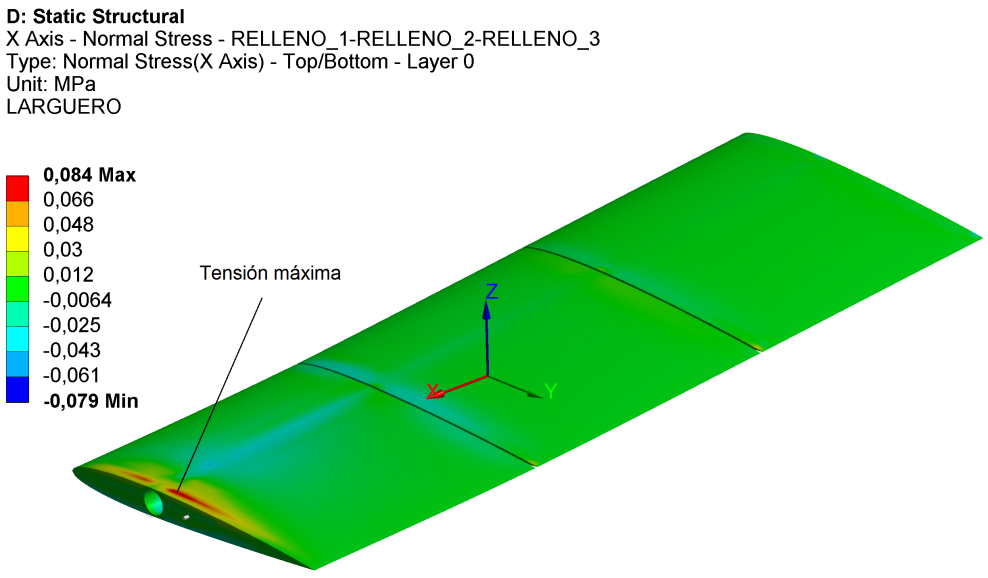


Figura 13.32: Tensiones axiales X - Núcleo. ANSYS 14®

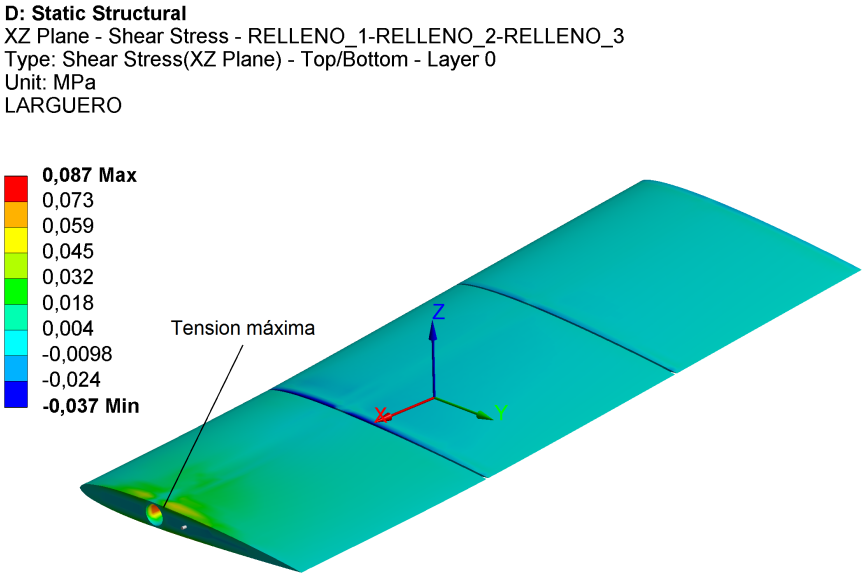


Figura 13.33: Tensiones de corte en el plano XZ - Núcleo. ANSYS 14®

13.3.6. Evaluación final de los estabilizadores

Según los criterios establecidos en los requerimientos y las técnicas de análisis utilizados, todos los elementos estructurales están adecuadamente dimensionados y por lo tanto no presentarán inestabilidades estructurales ni fallas por rotura bajo las cargas propuestas.

Se destaca que en las costillas raíz, es necesario ampliar los estudios en las zonas de perforación debido a que hay zonas de alta exigencia mecánica y este estudio por si solo no puede garantizar la integridad estructural del mismo.

Los pernos de sujeción deberán ser dimensionados en conjunto con la costilla ya que generalmente el diámetro mínimo está limitado por las condiciones de desgarro y/o aplastamiento generados en el alojamiento.

Los elevadores se consideran adecuadamente diseñados en función de las bajas cargas que se presentan en la zona de borde de fuga y al diseño de sujeción mediante ejes metálicos de aluminio.

13.4. Servoactuadores

13.4.1. Introducción

El accionamiento de los elevadores se realizará por medio de servoactuadores electrónicos, alimentados por batería y que serán instalados dentro de los estabilizadores. Los mismos deben ser seleccionados de manera tal que puedan proveer torque y una velocidad de respuesta adecuada para todas las condiciones de vuelo. En esta sección se obtendrán las cargas máximas de operación sobre los elevadores según la norma CS-VLA Referencia [1], para la futura selección de los servoactuadores.

13.4.2. Cargas actuantes

Las cargas actuantes se pueden calcular según la norma CS-VLA Referencia [1], página (1–App B–2), Figura (13.34).

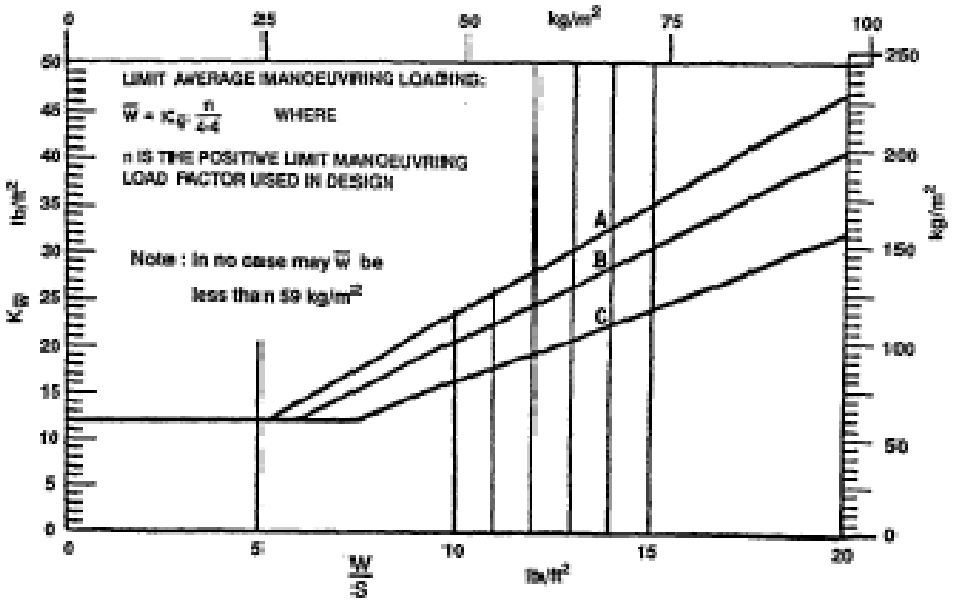


Figura 13.34: Factor $K_{\bar{w}}$ para estimación de cargas distribuida sobre el elevador. Referencia [1].

Debido a que la carga alar de diseño es menor a 25 $\left[\frac{Kg}{m^2}\right]$ se establece un limite inferior para el factor $K_{\bar{w}}$ de 60 $\left[\frac{Kg}{m^2}\right]$. Luego se realiza el calculo propuesto por la norma, que se expresa según la ecuación (13.7).

$$\bar{W} = K_{\bar{w}} \frac{n_1}{4{,}4} = 51{,}81 \left[\frac{Kg}{m^2}\right] \tag{13.7}$$

Debido a que resulta en un valor mas pequeño que el mínimo exigido de 59 $\left[\frac{Kg}{m^2}\right]$, se adopta este último valor para el dimensionamiento del servoactuador.

$$\bar{W} = 59 \left[\frac{Kg}{m^2}\right]$$

La distribución se da según lo indica la siguiente figura, donde la mayor exigencia se da en la distribución de la figura izquierda. La carga total puede estimarse según la ecuación (13.8) donde el valor de 1/2 viene dado a raíz de la geometría triangular de la distribución.

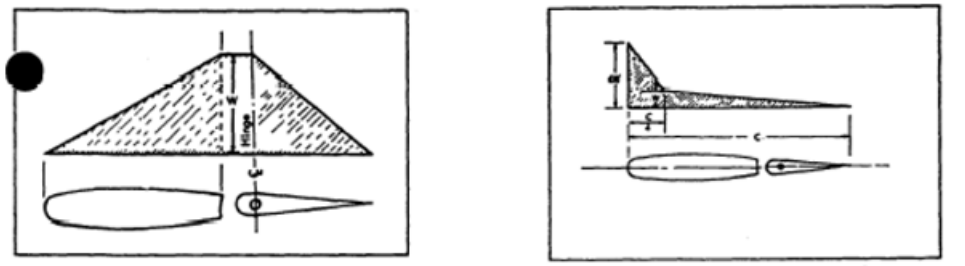


FIGURE B7
TAIL SURFACE LOAD DISTRIBUTION.

FIGURE B8
TAIL SURFACE LOAD DISTRIBUTION.

Figura 13.35: Cargas distribuidas sobre la cuerda. Referencia [1].

$$F_N = \frac{1}{2} S_{elevador} \bar{W} \tag{13.8}$$

$$F_N = 2{,}440[Kg]$$

Siendo:

$S_{elevador} = 0{,}083[m^2]$

Donde:

$S_{elevador}$: Superficie de un elevador.

Luego mediante un calculo de momentos se puede estimar el torque generado en la charnela, ecuación (13.9).

$$T_{ch} = F_N l_1 \tag{13.9}$$

$$T_{ch} = 0{,}520[Nm]$$

Siendo:

$F_N = 2{,}440[Kg]$

$l_1 = 0{,}022[m]$

Donde:

F_N: Fuerza normal límite generada por las cargas generadas en vuelo.

l_1: Brazo de palanca existente entre la resultante de la fuerza y el eje de charnela.

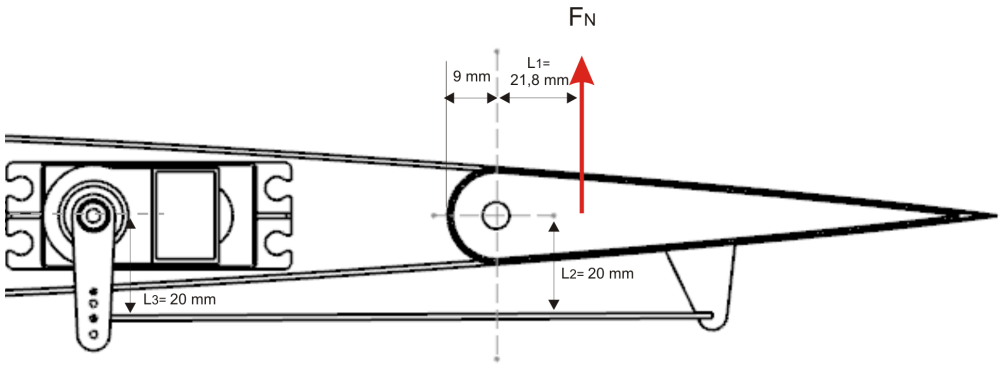


Figura 13.36

Debido a que los brazos de palanca entre el cuerno del elevador y el cuerno del servoactuador poseen la misma relación de transmisión $l_2 = l_3$, el momento límite de diseño es el calculado en la última ecuación. Por norma, el servoactuador debe resistir una carga de un 25 % adicional:

$$T_{servo} = 0{,}65[Nm]$$

13.4.3. Selección de servoactuador

En base al análisis realizado en la Sección (13.4.2), se seleccionó el servoactuador MG996R - Tower Pro, Figura (13.37), para ser utilizado en el vehículo. Las especificaciones técnicas se detallan en el ANEXO (A).

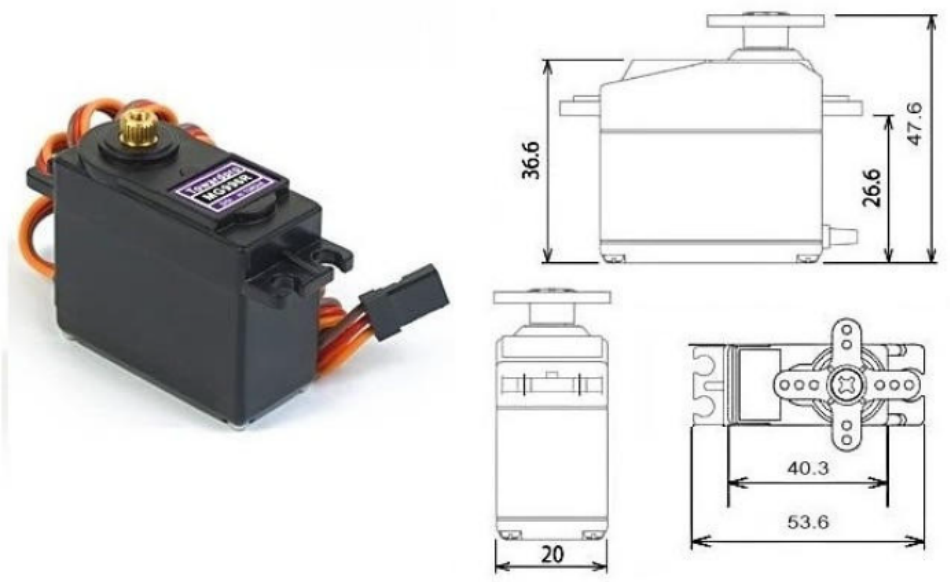


Figura 13.37: Servoactuador MG996R - Cotas en [mm].

13.4.4. Consideraciones de selección

La selección de un actuador implica la evaluación de otras clases de carga como ser las denominadas “cargas dinámicas” que no son especificadas por la norma y que exigen un mejor desempeño del servoactuador. Estas cargas determinan una “velocidad de respuesta” mínima para el equipo y en análisis más completos, que no representan el alcance de este trabajo final, deberían tenerse en consideración.

Por otra parte, el sistema eléctrico debe estar adecuadamente dimensionado para proveer de potencia eléctrica en todo momento al actuador y evitar así cualquier clase de deficiencia en la alimentación provocando respuestas no deseadas en la aeronave.

Referencias

[1] European Aviation Safety Agency (2009). *Certification Specifications for Very Light Aeroplanes*.

[2] Ing. Liberatto, A. (2015). *LAMINATE*. Córdoba, Argentina: Instituto Universitario Aeronáutico.

[3] ANSYS, inc. (2011). *ANSYS 14 ®*.

[4] Pursee, P. E., y Campbell, J. P. (1944). *Report No. 823: Experimental Verification of a simplified Vee-tail theory and analysis of available data of complete models with Vee-tails*. U.S.: National Advisory Committee for Aeronautics.

Capítulo 14

Tren de Aterrizaje: Diseño Estructural



En este capítulo se presenta el diseño y cálculo de la estructura del tren de aterrizaje, tanto principal como de naríz.

14.1. Introducción

El diseño estructural del tren de aterrizaje tiene por objetivo obtener una estructura que resista las cargas a la que estará sometida y no sobrepasar el peso objetivo $W_{tren} \leq 10\,\%W_{avion}$. Los resultados se obtuvieron por métodos tanto analíticos como numéricos (ANSYS ®). Además se tuvo en cuenta para su diseño la tecnología disponible y capacidad de fabricación, los materiales que se obtienen en el mercado local y el presupuesto.

14.2. Diseño preliminar de la estructura

El diseño preliminar de una estructura necesita nutrirse de tres elementos básicos que permiten converger a un diseño conceptual para poder realizar los análisis correspondiente. Estos son:

1. Requerimientos estructurales y criterios adoptados.
2. Cargas actuantes.
3. Materiales a utilizar.

En la presente Sección se detallan las cargas actuantes y los materiales a utilizar. Además se presenta la geometría conceptual que se analizará posteriormente.

14.2.1. Caso de cargas

Las cargas utilizadas para calcular la resistencia y rigidez del tren de aterrizaje son las indicadas en la sección "*Ground Loads*" de la Referencia [2] que comprende desde 471 hasta 505. Para ello se calcula de manera independiente tren de naríz como tren principal. La resistencia se calculará para que no rompa a carga última. Las cargas para el tren de naríz son indicadas en la sección 499, la misma establece los esfuerzos que debe soportar el tren de naríz en el eje (tanto longitudinales como laterales). Las mismas son:

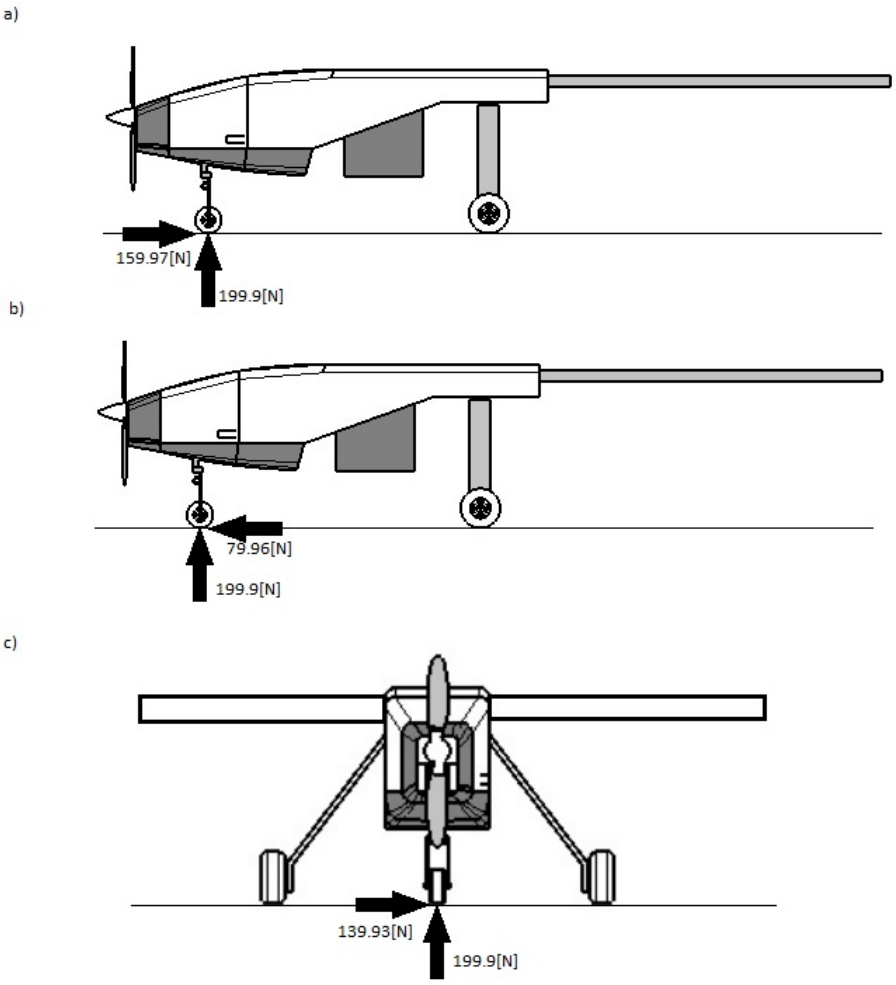


Figura 14.1: Cargas Tren naríz.

Para calcular las cargas del tren principal se utilizó la peor condición de cargas simétricas de aterrizaje, en este caso el CASO III presentado en la sección 481 de la Referencia [2]. Esto es la aeronave aterrizando a α_{stall} e impactando el suelo a factor de carga $(n_z)_{ultimo} = 4{,}5$. Para las cargas laterales se utilizó la sección 485 donde establece que se debe cargar verticalmente el tren a factor de carga $(n_z)_{limite} = 1{,}33$ y dividirlo en cada rueda del tren principal. Luego se debe agregar una carga lateral actuando hacia afuera de una de las ruedas con una fuerza de "$0{,}33 * m * g$" y actuando hacia adentro en la otra rueda con una fuerza de "$0{,}5 * m * g$". Como los cálculos se realizaron a carga última estos valores fueron multiplicados por el factor de seguridad $1{,}5$. La siguiente figura presenta los casos de carga del tren principal a carga última:

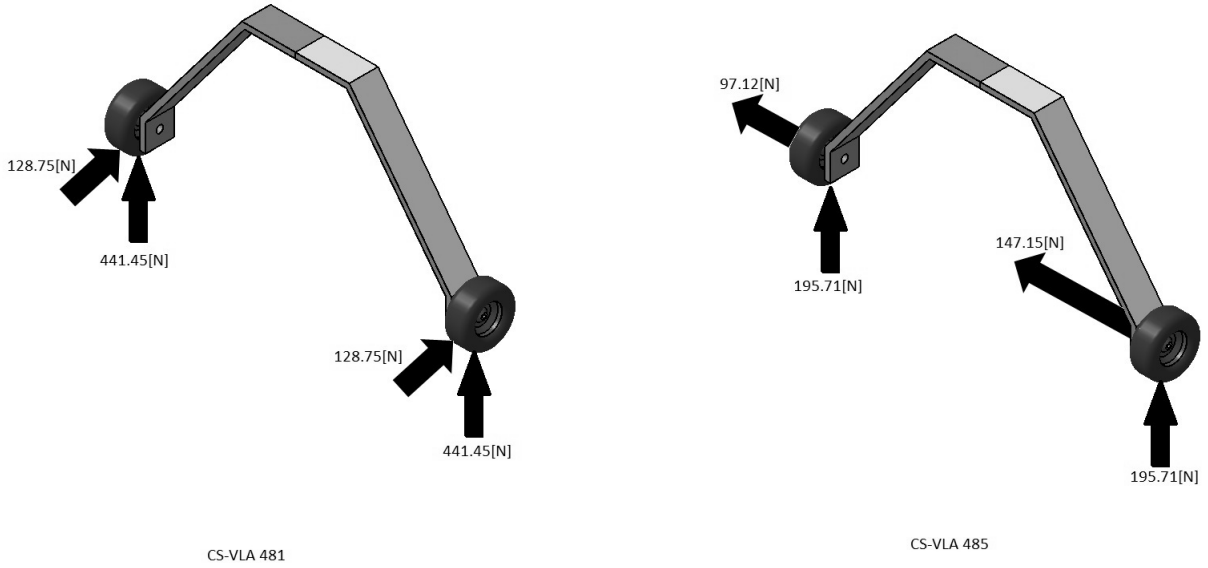


Figura 14.2: Cargas Tren Principal

14.2.2. Diseño conceptual y materiales utilizados

A continuación se presenta el diseño estructural propuesto con sus respectivos materiales. Se trató de priorizar la utilización de materiales compuestos, excepto en aquellos lugares donde la utilización de los mismos no presentara una verdadera diferencia en cuanto $resistencia/peso$ frente a otras soluciones.

14.2.2.1. Geometría estructural

A continuación se presenta la geometría adoptada:

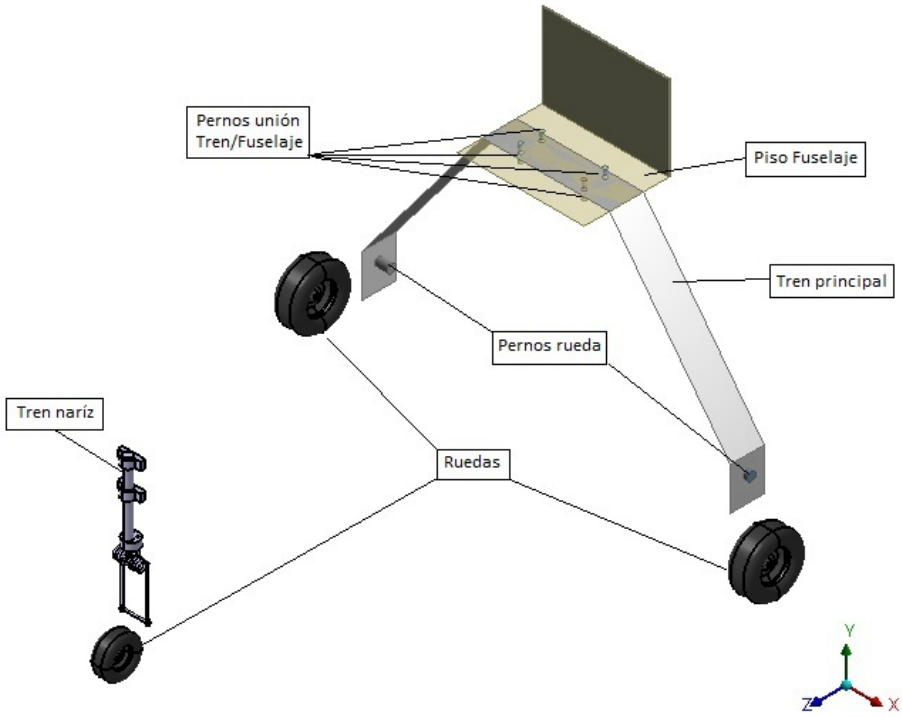


Figura 14.3: Geometría estructura tren.

Tren de naríz

El tren de naríz cuenta con un vástago o eje que va unido a resortes torsionales. El vástago se une mediante abrazaderas y pernos a la cuaderna. Se deja para análisis posteriores agregar resortes en el vástago para absorber las cargas que ingresan axiales al mismo.

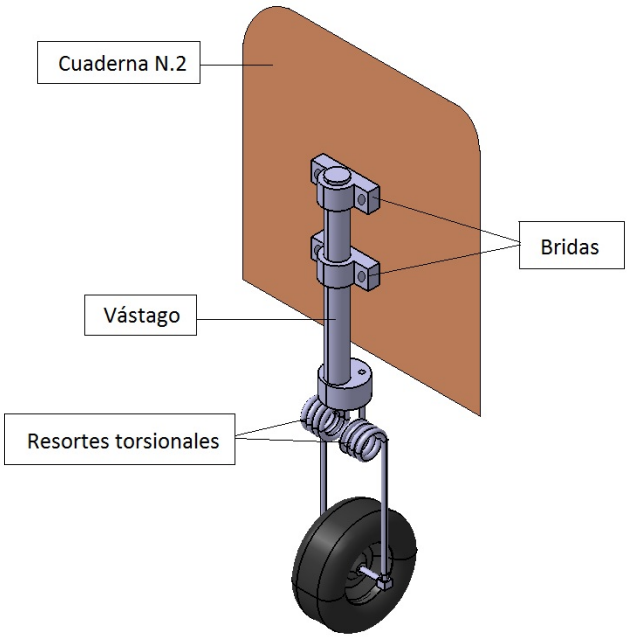


Figura 14.4: Geometría estructura tren naríz.

Tren principal

El tren principal es una estructura sandwich de fibra de vidrio en una matríz de resina epoxi y tiene como intermediario madera balsa. La estructura tiene un refuerzo de fibra en la zona central del mismo para poder resistir mejor las cargas de los pernos.

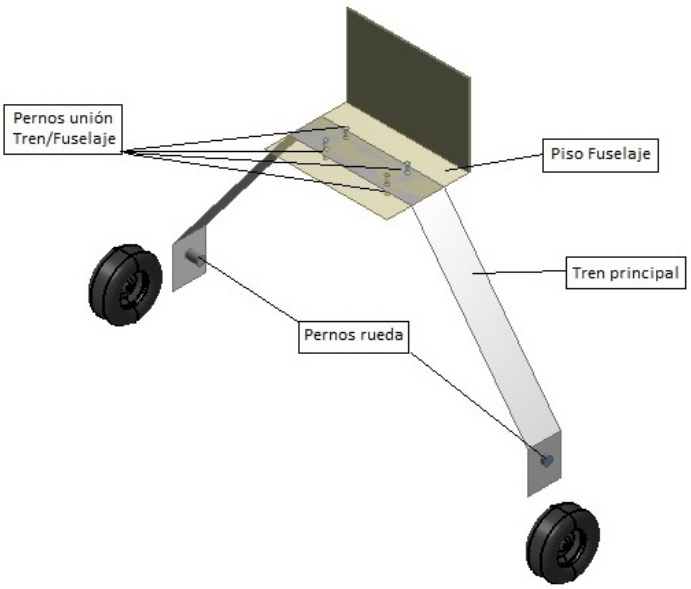


Figura 14.5: Geometría estructura tren principal.

14.2.2.2. Materiales utilizados

A continuación se presenta el detalle de los materiales utilizados en la estructura del tren de aterrizaje:

Componente	**Material**	**Cantidad de capas**	**Espesor por capa[mm]**	**Orientación -X** $[^\circ]$
Tren principal	Vidrio/Epoxi 160g Madera Balsa Vidrio/Epoxi 160g	6 1 6	0.18 15 0.18	[0/90] [0] [0/90]
Refuerzo zona central	Vidrio/Epoxi 160g	4	0.18	[0/90]
Tren de naríz				
Vástago	Aluminio 6063 T6	-	-	-
Resorte	AISI 1065	-	-	-

Tabla 14.1: Materiales tren de aterrizaje.

14.3. Cálculo y análisis estructural

14.3.1. Tren de naríz

EL cálculo del tren de naríz se limita a dimensionar los resortes torsionales y el vástago del tren. Se deja para estudios posteriores optimizar la estructura.

14.3.1.1. Resortes torsionales

Para determinar los resortes torsionales, se fija como requerimiento que los mismos no deben sufrir una deformación angular mayor a 10° a carga última. Además se debe ajustar a los requerimientos estructurales para piezas metálicas en el que se determina que se considera aceptable tensiones menores a la de rotura $M.S. \geq 5\,\%$ para carga última.

Los resortes serán dimensionados a carga última, debido a que en un aterrizaje es posible para la aeronave llegar a estas cargas (aterrizajes de emergencia). Al ser dos los resortes que se utilizan para el tren de naríz, la carga se divide entre los dos por lo tanto se analiza la siguiente condición:

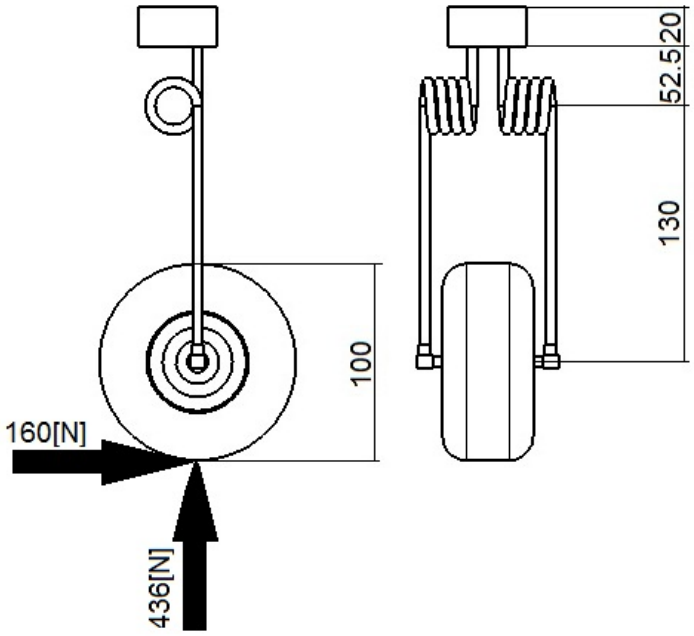


Figura 14.6: Cargas resortes torsionales.

Los resortes torsionales se calculan para soportar las cargas paralelas al suelo, mientras que la carga vertical es soportada por el vástago y las tomas.

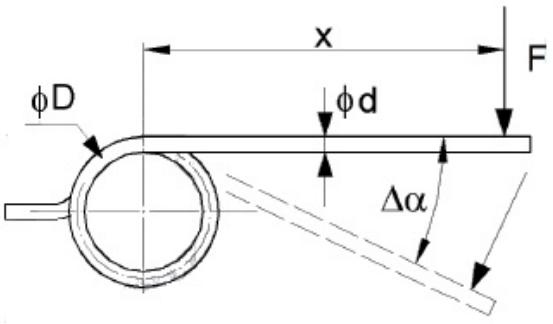


Figura 14.7: Cálculo resortes.

D : diámetro medio espira.

d : diámetro medio hilo.

F : carga.

X : distancia aplicación fuerza.

$\Delta\alpha$: deformación angular bajo carga F.

A continuación se presentan las ecuaciones para determinar la deformación angular bajo carga, la constante K del resorte y la tensión máxima del resorte σ_{max}. Con la deformación angular $\Delta\alpha$ se determina el cumplimiento del requerimiento de deformación angular, con la tensión máxima se analiza el cumplimiento del requerimiento de resistencia y la constante K es necesaria para poder pedir el resorte a un proveedor junto con las dimensiones del resorte.

$$\Delta\alpha = \frac{3888\,F\,X\,N}{d^4\,E} \tag{14.1}$$

Donde:

E: módulo de elasticidad.

N: número de espiras activas del resorte.

$$K = \frac{M}{\Delta\alpha} = \frac{d^4\,E}{3888\,D\,N} \tag{14.2}$$

$$\sigma_{max} = \frac{32\,F\,X\,K_c}{\pi\,d^3} \tag{14.3}$$

Donde:

K_c: constante de Wahl.

$$K_c = \frac{C\,(4C \pm 1) - 1}{4C\,(C \pm 1)} \tag{14.4}$$

Donde:

$\pm$: $+$ enrollando el resorte, $-$ abriendo el resorte.

C: índice de curvatura.

$$C = \frac{D}{d} \tag{14.5}$$

A continuación se presenta una tabla con los datos utilizados para calcular lo explicado anteriormente. A su vez se presentan los datos del material del resorte acero AISI 1065 y la tensión admisible para comparar con la tensión máxima del resorte. Para las dimensiones del resorte se utilizan medidas que se consiguen en el mercado local.

$F_{ultima}[N]$	80
$X[m]$	0,1300
$D_{ext}[m]$	0,0450
$D_{int}[m]$	0,0300
$D[m]$	0,0375
$d_{hilo}[m]$	0,0075
N	$3[-]$
$Material$	AISI 1065
$\sigma_{ultima}[MPa]$	720
$\sigma_{fluencia}[MPa]$	490
$Modulo\,Young\,E[GPa]$	190
C	$5, abriendo$
K_c	1,175

Tabla 14.2: Datos para cálculo de resorte.

Con los datos presentados se procede a calcular la deformación angular, la tensión máxima y la constante del resorte:

$\Delta\alpha[°]$	7,57
$\sigma_{max}[MPa]$	295,04
$K_{resorte}[Nm/°]$	1,37

Tabla 14.3: Datos para cálculo de resorte.

Se puede observar que la deformación angular es menor a $10°$ por lo que cumple el requerimiento de deformación. En cuanto a la resistencia, utilizando un factor de seguridad de $1,5$ se obtiene que la tensión admisible para carga última es $326,67[MPa]$ por lo tanto los $295,04[MPa]$ obtenidos al estar por debajo se cumple este requerimiento.

14.3.1.2. Vástago

El vástago es el elemento destinado a transferir las cargas que ingresan verticalmente en el aterrizaje. Por lo tanto se diseña para soportar las mismas junto con los pernos. Para dimensionar, se utiliza el diámetro mínimo que se consigue en el mercado local de tubo de aluminio $6063 - T6$. Este es de media pulgada.

Primero se determina la esbeltez mecánica para determinar si va a pandar ante las cargas o si va a fallar por aplastamiento plástico. Las dimensiones son:

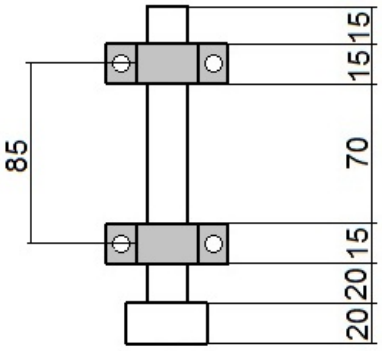


Figura 14.8: Dimensiones vástago.

$Diametro\,exterior[m]$	0,0127
$espesor[m]$	0,0015
$longitud\,entre\,apoyos[m]$	0,0850

Tabla 14.4: Datos tubo.

A continuación se presentan las propiedades del material del caño:

Aluminio $6063-T6$	
$\sigma_{ultima}[MPa]$	245
$\sigma_{fluencia}[MPa]$	210
$E[GPa]$	68,9
$Factor\,de\,seguridad$	1,5
$\sigma_{ultimaadmisible}[MPa]$	233
$\sigma_{fluenciaadmisible}[MPa]$	200

La esbeltez se calcula mediante la siguiente ecuación:

$$\frac{L}{\rho} = \frac{L}{\sqrt{\frac{inercia}{area}}} = \frac{0{,}85[m]}{\sqrt{\frac{5{,}28E^{-5}[m^2]}{8{,}42E^{-10}[m^4]}}} = 21{,}28 \tag{14.6}$$

Siguiendo la Referencia[1] donde se establece que para valores de $L/\rho \leq 25$ la falla se produce por aplastamiento plástico. Para ello se toma como $\sigma_{maxcompresion}$ el mismo de tracción. Y se calcula la tensión en el caño:

$$\sigma_{trabajo} = \frac{Fuerzatrabajo}{Area} = \frac{436[N]}{5{,}28E^{-5}[m^2]} = 8{,}26[MPa] \tag{14.7}$$

Por lo tanto como la tensión admisible a carga última es $233[MPa]$ el margen de seguridad es $27{,}25$ con lo cual el caño no romperá al someterse a carga última. Se puede observar que el tubo queda sobredimensionado, esto se debe a que las dimensiones mínimas que se consiguen en el mercado son las utilizadas en el tubo del vástago.

14.3.2. Tren principal

Para analizar el tren principal se realiza un modelo de elementos finitos con ANSYS®. Mediante el mismo se simulan las cargas de aterrizaje y se determina el dimensionamiento del tren principal.

14.3.2.1. Geometría de análisis

Para el análisis se modela el tren, la región del fuselaje en la que se encuentra y los pernos del tren. El tren se fija al fuselaje (para analizar la interacción con el mismo) y se hace ingresar las cargas a través de los pernos del tren (para evitar modelar los neumáticos y encarecer el modelo sin necesidad).

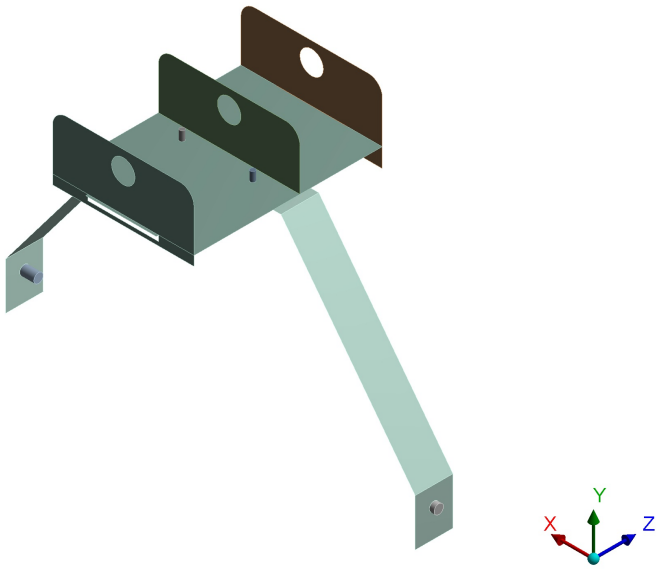


Figura 14.9: Geometría análisis tren principal. ANSYS 14.0®

14.3.2.2. Mallado de la geometría

Para realizar el mallado de la geometría se necesitó ajustar los elementos en la zona de los agujeros y en los encastres del piso con la cuaderna N.5 y N.7. Se realiza con las herramientas *Edge Sizing*, *Contact Sizing* y *Body Sizing*.

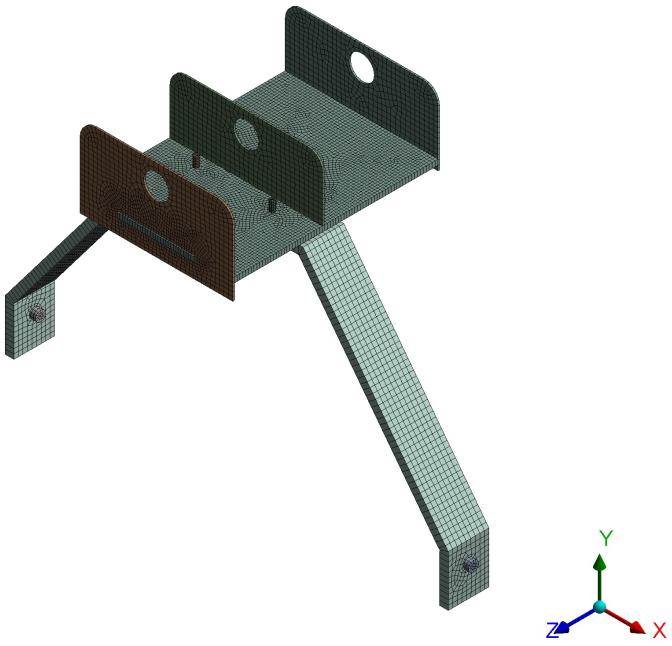


Figura 14.10: Mallado estructura tren principal. ANSYS 14.0®

Nodos	21878
Elementos	12475
	Calidad del elemento
Min	0,229
Máx	0,989
Promedio	0,887
Desv. estandar	0,114

Tabla 14.5: Mallado tren principal.

14.3.2.3. Cargas actuantes

Las cargas analizadas son las ya explicadas en la Sección(14.2.1) ”Casos de Carga”.

14.3.2.4. Condiciones de borde

Para las condiciones de borde del problema se fijan las cuadernas mediante un *Fixed Support*. El piso se deja sin restringir para poder analizar sus deformaciones (tratadas en el Capítulo ”Fuselaje: diseño estructural”).

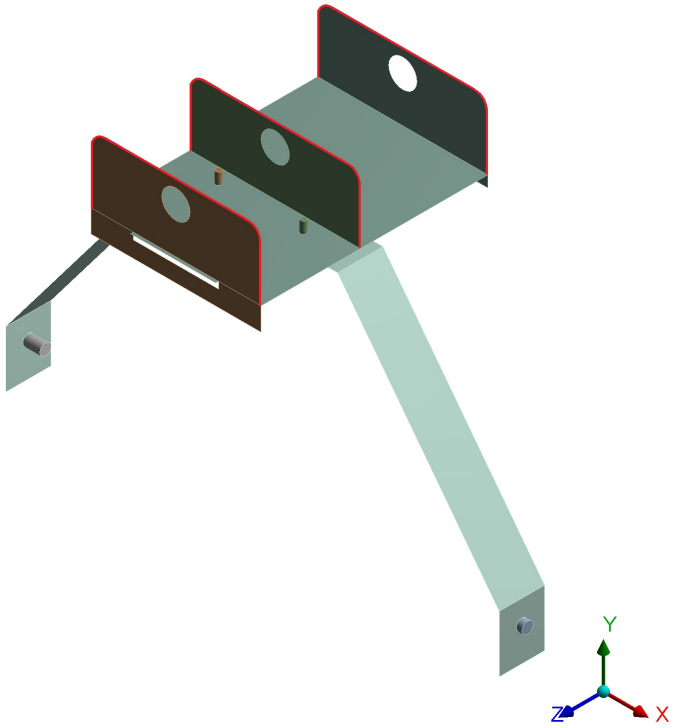


Figura 14.11: Condiciones borde tren principal. ANSYS 14.0®

14.3.2.5. Análisis

Para presentar el análisis se va a dividir el tren en distintas zonas:

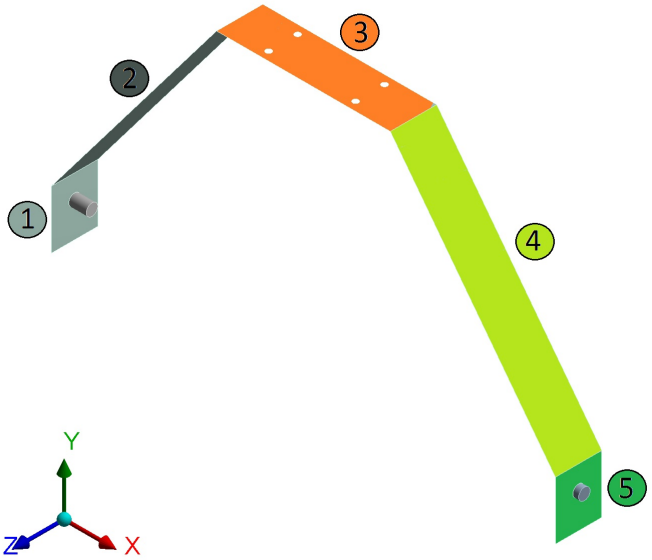


Figura 14.12: Zonas tren principal. ANSYS 14.0®

	CASO Simétrico	Cumple	CASO Asimétrico	Cumple
Zona 1	0.04	Si	0.01	Si
Zona 2	0.44	Si	0.24	Si
Zona 3	0.81	Si	0.42	Si
Zona 4	0.44	Si	0.01	Si
Zona 5	0.04	Si	0.01	Si

Tabla 14.6: Índices Tsai-Wu 2D.

A continuación se presentan las imágenes de la Zona 2 y Zona 3 en el caso simétrico, donde los índices son mayores.

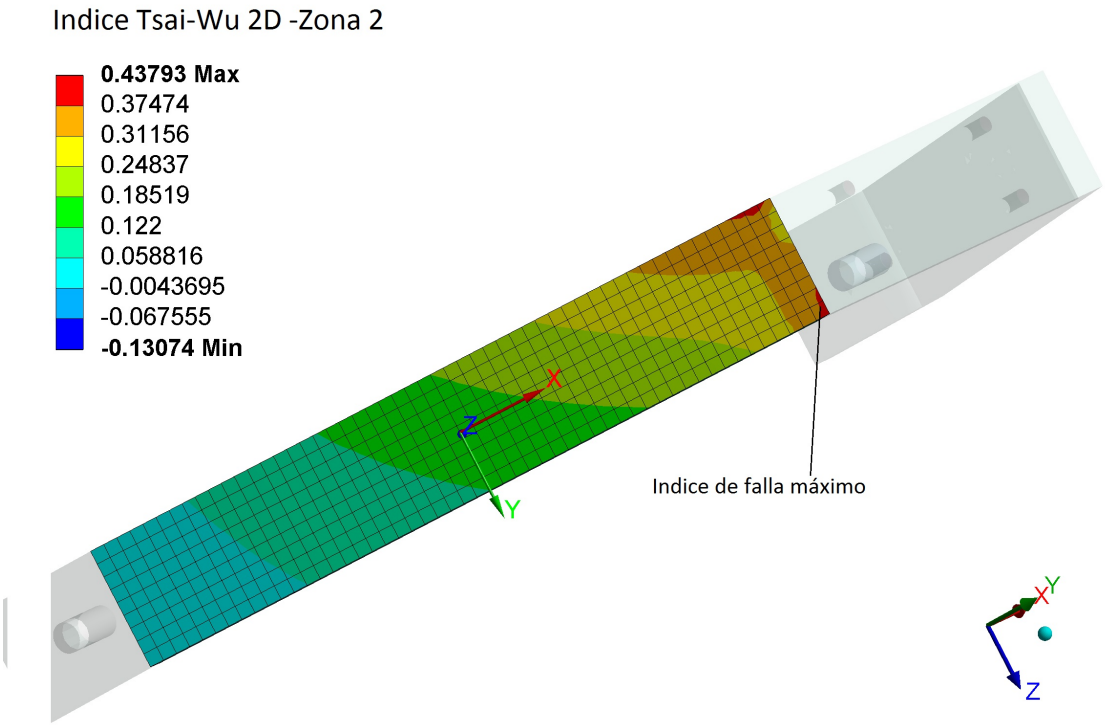


Figura 14.13: Indice Tsai-Wu 2D Zona 2. ANSYS 14.0®

Se puede observar que las zonas donde el índice es máximo son dos regiones que ocupan dos o tres elementos, cumple con los requerimientos con lo cual se considera aceptable.

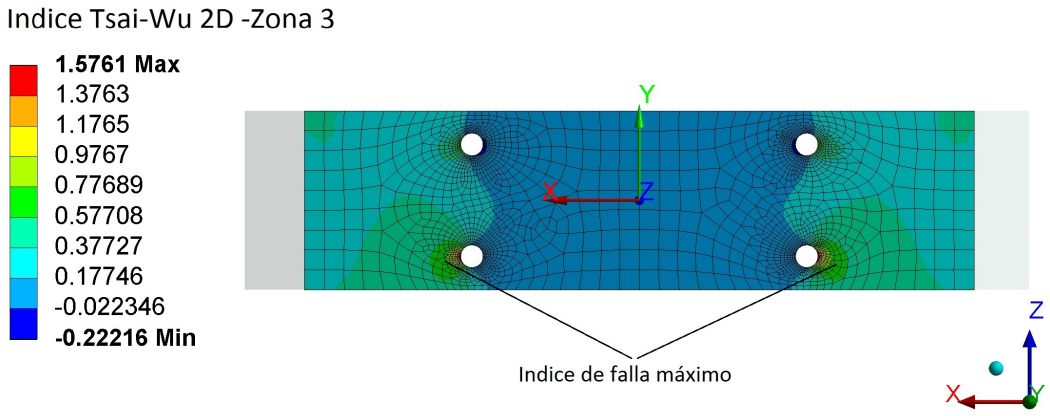


Figura 14.14: Indice Tsai-Wu 2D Zona 3. ANSYS 14.0®

Se puede observar un valor máximo del índice de Tsai-Wu 2D de $1{,}57$, sólo se toman los valores que se obtienen aproximadamente a un diámetro de distancia de los agujeros. Por lo que el valor máximo que se considera es $0{,}81$, lo que indica que el requerimiento se cumple. Si se estudia la zona de valores máximos que se encuentra en el agujero, se puede ver que la misma ocupa

una región de varios elementos. Se recomienda realizar un estudio posterior más profundo de esa zona.

Las deformaciones máximas en aterrizaje a carga última son:

Deformación máx X [mm]	$148{,}7$
Deformación máx Y [mm]	$48{,}84$

Tabla 14.7: Deformaciónes modelo.

Se concluye que la deformación a lo largo de la trocha es del $17{,}1\,\%$ por lo tanto cumple el requerimiento. A su vez la deformación en el eje Y (vertical) indica que el fuselaje baja $48{,}84[mm]$ si sumamos esto a la máxima deformación que puede alcanzar el tren principal (debido a la máxima deformación angular del resorte) $1{,}13[mm]$ nos queda un despeje de la hélice $111{,}31[mm]$ por lo tanto es aceptable la deformación del mismo.

14.3.2.6. Ensayo tren principal real vs. modelo matemático en ANSYS

Una vez fabricado el tren principal, se realizaron mediciones de las deformaciones en el mismo. A su vez se corrieron simulaciones del mismo modelo que se utilizó en el cálculo. Para ello se midieron deformaciones para tres pesos distintos y se separaron, en cada medición se sacaron los pesos y se volvieron a ubicar en las mismas posiciones para obtener al menos cuatro mediciones de deformación por peso (realizadas con una escala graduada de $0{,}02[mm]$ de precisión). Los pesos se ubicaron en la zona central del tren. Para realizar el ensayo el tren se colocó sobre una superficie en la que podía deslizar y se fijó una de las patas, por lo que las deformaciones medidas fueron las totales (que no es otra cosa que la suma del desplazamiento de cada pata). A diferencia del modelo, que nos devuelve cuanto se desplazó cada una de las patas. A continuación se presentan las mediciones obtenidas:

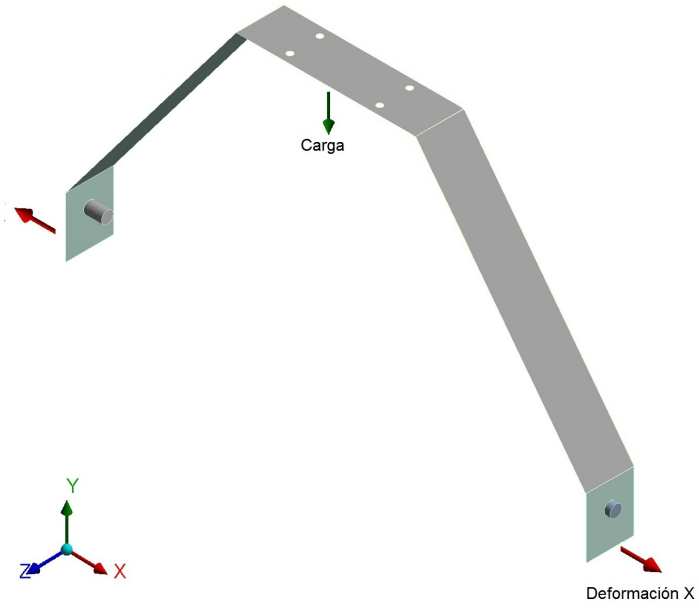


Figura 14.15: Ensayo.

Mediciones	
Peso $[g]$	$\delta_X[mm]$
5791	6,14
	6,37
	8,11
	7,20
10388	10,02
	9,73
	10,59
	10,94
16049	16,32
	17,27
	16,75
	16,50

Tabla 14.8: Mediciones de deformación.

Para comparar con los resultados del modelo de ANSYS® se cargó al modelo de la misma forma que el ensayo en el tren y se encontraron las deformaciones en X:

Modelo	
Peso $[g]$	$\delta_X[mm]$
5791	$\pm$3,62
10388	$\pm$6,58
16049	$\pm$10,03

Tabla 14.9: Mediciones de deformación.

Una vez conocidos los resultados se hace una regresión lineal y se comparan:

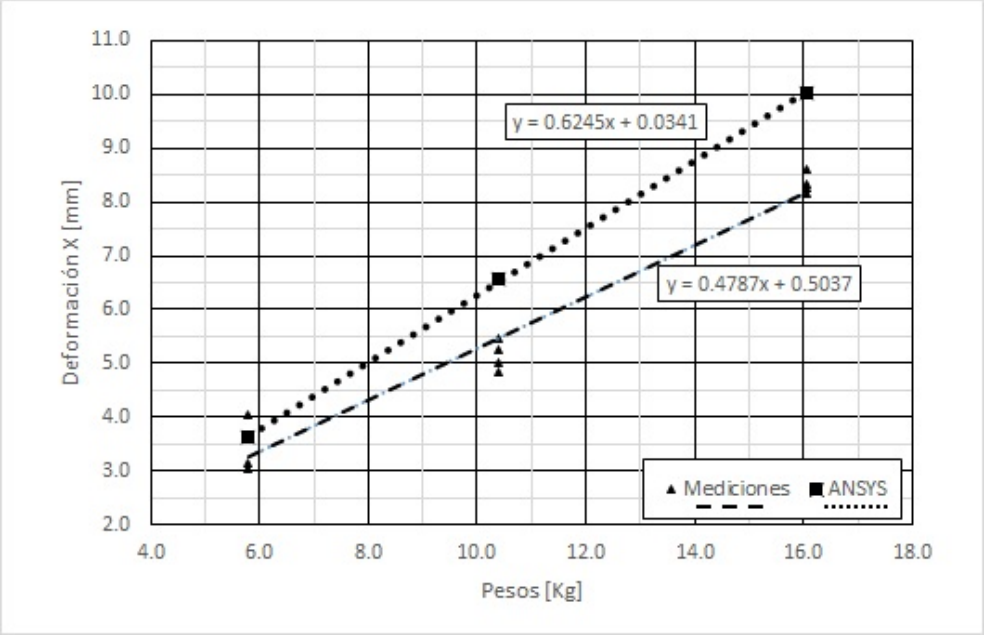


Figura 14.16: Comparación mediciones vs ANSYS®.

Se puede observar que las deformaciones calculadas por el método de elementos finitos con ANSYS® son mayores a las deformaciones medidas en la realidad por lo que el modelo es conservativo respecto a los requerimientos de deformación, validando así el modelo.

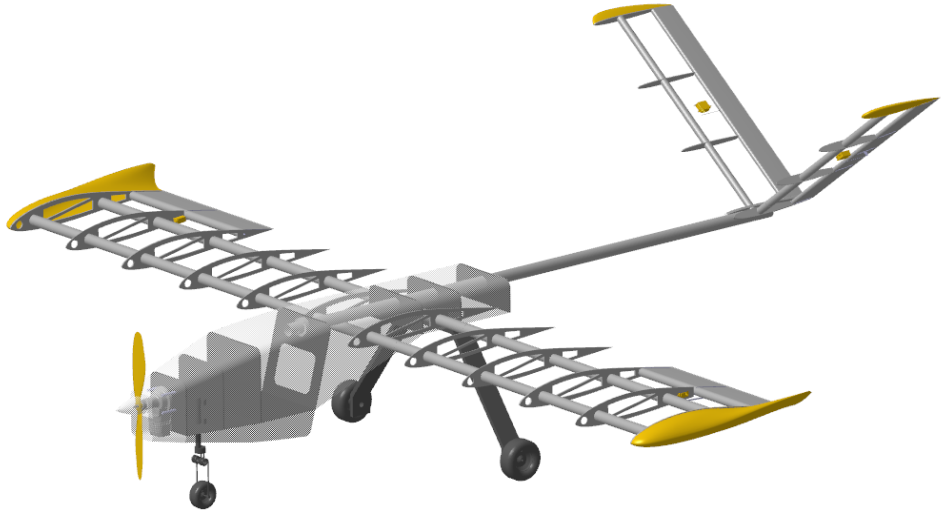
Referencias

[1] *Apuntes teóricos Estructuras Aeronáuticas IV*. Córdoba, Argentina: Instituto Universitario Aeronáutico.

[2] European Aviation Safety Agency.(2009), *Certification Specifications for Very Light Aeroplanes*

Capítulo 15

Peso y Centraje: Diseño Estructural



En este capítulo se presentan los pesos de cada parte componente de la aeronave basados en el diseño estructural. En cada caso, se detallan los porcentajes en peso de las subpartes, y de los materiales utilizados. Finalmente, se calcula la posición del centro de gravedad del la aeronave.

15.1. Introducción

Los pesos de cada componente fueron obtenidos utilizando softwares de diseño, los cuales se especifican en cada tabla. Basado en las propiedades utilizadas para los cálculos, el programa detalla los pesos de cada geometría. De esta forma se obtiene una estimación más aproximada de los pesos finales de la aeronave.

15.2. Peso de Ala

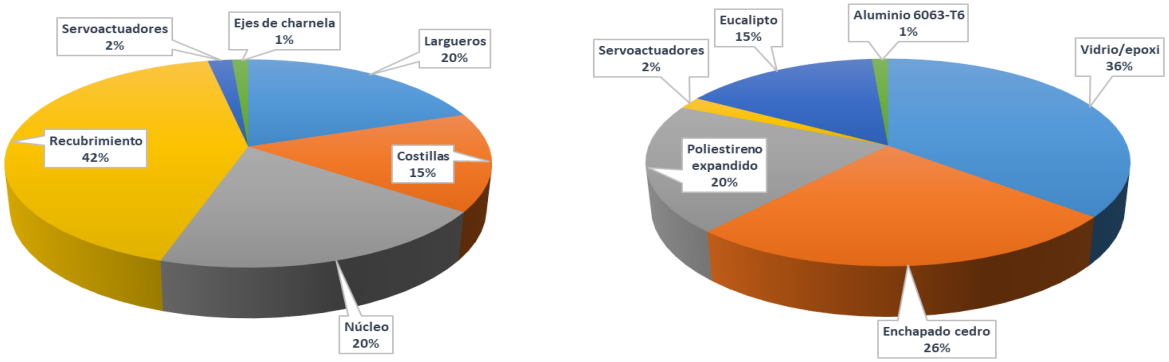
En la siguiente tabla se presentan los pesos y la referencia de donde fueron obtenidos, para cada subparte del ala.

Componente	**Peso**$[Kg]$	**Referencias**
Larguero Anterior	$0{,}288$	ANSYS 14®
Larguero Posterior	$0{,}288$	ANSYS 14®
Costilla 1 (raíz)	$0{,}100$	ANSYS 14®
Costilla 2	$0{,}050$	ANSYS 14®
Costilla 3	$0{,}050$	ANSYS 14®
Costilla 4	$0{,}100$	ANSYS 14®
Costilla 5	$0{,}050$	ANSYS 14®
Costilla 6 (puntera)	$0{,}100$	ANSYS 14®
Núcleo	$0{,}587$	ANSYS 14®
Recubrimiento	$1{,}225$	ANSYS 14®
Servo actuador	$0{,}055$	ANEXO B
TOTAL	$2{,}893$	

Tabla 15.1: Peso de componentes de la semiala.

$$\boxed{W_{ala} = 5{,}786\,Kg}$$

En los siguientes gráficos se detallan los porcentajes en peso de cada subparte y sus materiales.



(a) Componentes semiala. (b) Materiales semiala.

Figura 15.1: Porcentajes en peso de Semiala.

15.3. Peso de Fuselaje

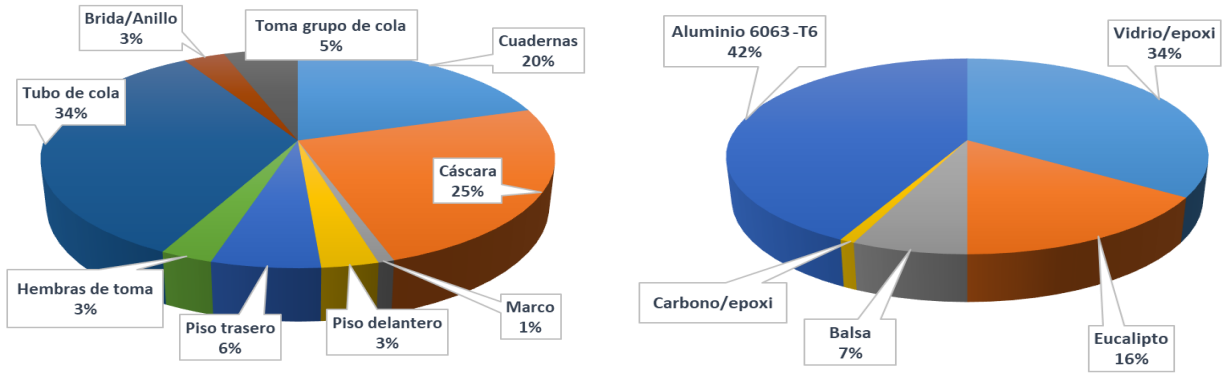
En la siguiente tabla se presentan los pesos y la referencia de donde fueron obtenidos, para cada subparte del fuselaje.

Componente	**Peso**$[Kg]$	**Referencias**
Cuaderna N.1	$0{,}145$	ANSYS 14®
Cuaderna N.2	$0{,}226$	ANSYS 14®
Cuaderna N.3	$0{,}186$	ANSYS 14®
Cuaderna N.4	$0{,}135$	ANSYS 14®
Cuaderna N.5	$0{,}069$	ANSYS 14®
Cuaderna N.6	$0{,}062$	ANSYS 14®
Cuaderna N.7	$0{,}061$	ANSYS 14®
Cáscara	$1{,}082$	ANSYS 14®
Piso delantero	$0{,}135$	ANSYS 14®
Piso trasero	$0{,}258$	ANSYS 14®
Hembras	$0{,}125$	ANSYS 14®
Marco	$0{,}038$	ANSYS 14®
Tubo de cola (*Boom*)	$1{,}490$	ANSYS 14®
Brida+anillo	$0{,}134$	ANSYS 14®
Toma grupo de cola	$0{,}240$	ANSYS 14®
TOTAL	$4{,}386$	

Tabla 15.2: Peso de componentes del fuselaje.

$$\boxed{W_{fuselaje} = 4{,}386\,Kg}$$

En los siguientes gráficos se detallan los porcentajes en peso de cada subparte y sus materiales.



(a) Componentes fuselaje. (b) Materiales fuselaje.

Figura 15.2: Porcentajes en peso de Fuselaje.

15.4. Peso de Grupo de Cola

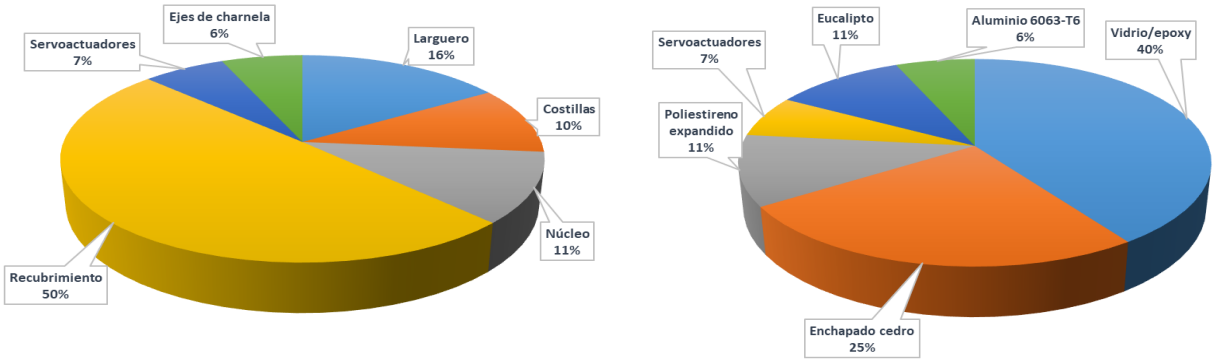
En la siguiente tabla se presentan los pesos y la referencia de donde fueron obtenidos, para cada subparte del grupo de cola.

Componente	**Peso**$[Kg]$	**Referencia**
Larguero	0.137	ANSYS 14®
Costilla 1 (Raíz)	0.044	ANSYS 14®
Costilla 2	0.015	ANSYS 14®
Costilla 3	0.015	ANSYS 14®
Costilla 4 (Puntera)	0.015	ANSYS 14®
Costillas central elevador	0.006	CATIA V5®
Recubrimiento	0.423	ANSYS 14®
Núcleo de poliestireno	0.094	ANSYS 14®
Servoactuador	0.055	ANEXO (B)
Eje de charnela	0.054	CATIA V5®
TOTAL	0.858	

Tabla 15.3: Peso de los componentes del grupo de cola.

$$\boxed{W_{empenaje} = 1{,}716\,Kg}$$

En los siguientes gráficos se detallan los porcentajes en peso de cada subparte y sus materiales.



(a) Componentes fuselaje. (b) Materiales fuselaje.

Figura 15.3: Porcentajes en peso del Grupo de cola.

15.5. Peso del Tren de Aterrizaje

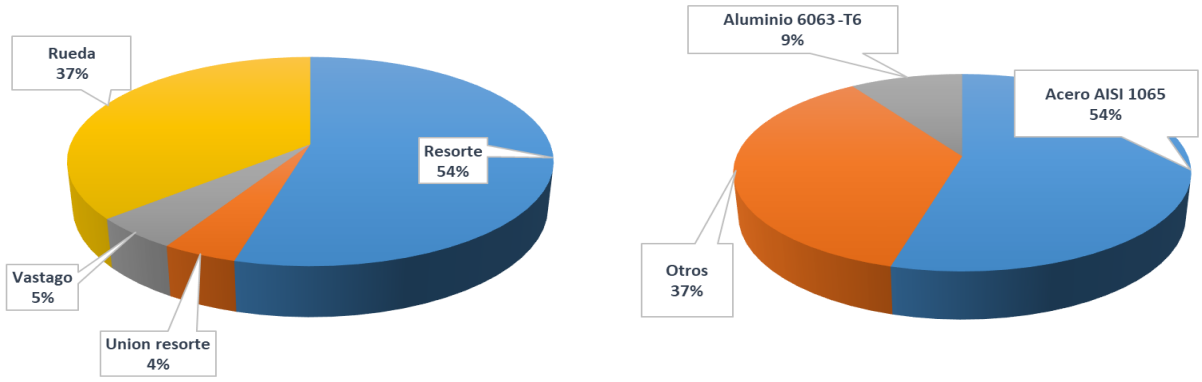
15.5.1. Tren de naríz

En la siguiente tabla se presentan los pesos de cada subparte del tren de naríz.

Componente	**Peso**$[Kg]$	**Referencias**
Resorte	$0{,}215$	CATIA V5®
Union resorte-vástago	$0{,}017$	CATIA V5®
Vástago	$0{,}020$	CATIA V5®
Rueda	$0{,}144$	CATIA V5®
TOTAL	$0{,}396$	

Tabla 15.4: Peso de componentes del Tren de naríz.

En los siguientes gráficos se detallan los porcentajes en peso de cada subparte y sus materiales.



(a) Componentes Tren de naríz. (b) Materiales Tren de naríz.

Figura 15.4: Porcentajes en peso Tren de naríz.

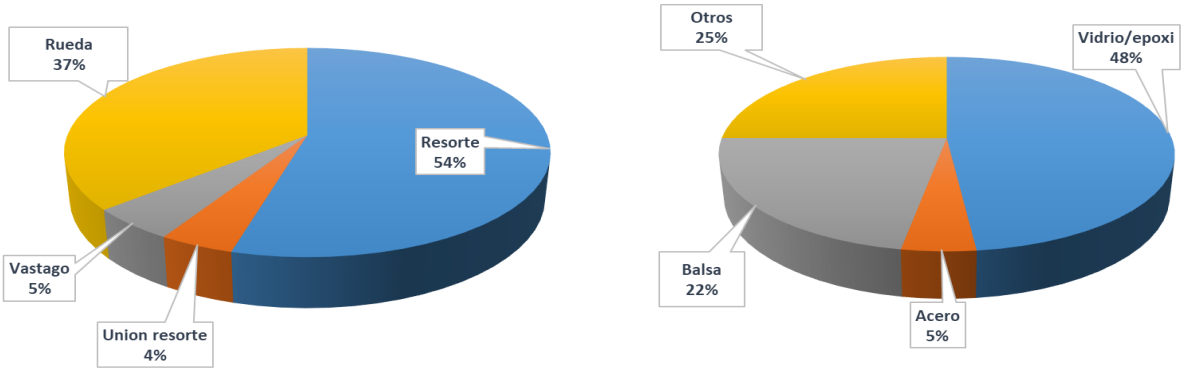
15.5.2. Tren principal

En la siguiente tabla se presentan los pesos de cada subparte del tren principal.

Componente	**Peso**$[Kg]$	**Referencias**
Tren principal	$0{,}726$	ANSYS 14®
Ruedas tren (2)	$0{,}288$	ANSYS 14®
Pernos	$0{,}052$	ANSYS 14®
TOTAL	$1{,}066$	

Tabla 15.5: Peso de componentes del Tren principal.

En los siguientes gráficos se detallan los porcentajes en peso de cada subparte y sus materiales.



(a) Componentes Tren Principal. (b) Materiales Tren Principal.

Figura 15.5: Porcentajes en peso Tren principal.

Se tiene finalmente que el peso del Tren de Aterrizaje es:

$$\boxed{W_{tren} = 1{,}462\,Kg}$$

En el siguiente gráfico se presenta la comparación del peso entre el tren principal y el de naríz.

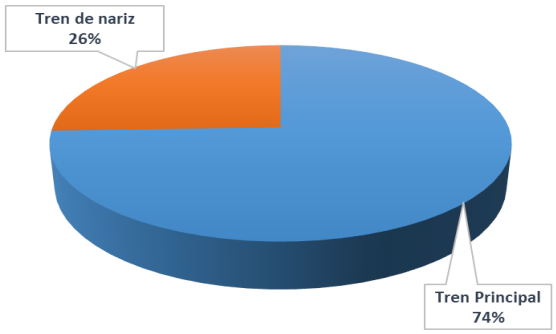


Figura 15.6: Porcentaje en peso del Tren.

15.6. Peso total

A partir de los pesos estimados para cada componente, se obtiene el peso total de la aeronave:

Componente	**Peso** $[Kg]$	**Porcentajes** W/W_{TO}
Fuselaje	$4{,}386$	$19{,}9$
Alas	$5{,}786$	$26{,}2$
Sistema Propulsivo	$1{,}5$	$6{,}8$
Grupo de cola	$1{,}716$	$7{,}9$
Tren de aterrizaje	$1{,}462$	$6{,}6$
Electrónica	$1{,}2$	$5{,}4$
Tanque Combustible	1	$4{,}5$
Carga lanzable	5	$22{,}7$
TOTAL	$22{,}05$	

Tabla 15.6: Pesos estimativos a partir del diseño estructural de los componentes.

A continuación se detalla la ubicación del CG de cada parte componente.

Sección	**Posición X [m]**
Propulsión	$0{,}0$
Tren naríz	$0{,}196$
Tanque combustible	$0{,}263$
Electrónica	$0{,}349$
Cáscara fuselaje	$0{,}662$
Carga lanzable	$0{,}966$
Ala	$1{,}060$
Tren principal	$1{,}299$
Grupo de cola	$2{,}796$

Tabla 15.7: Distribución de masas a lo largo de la aeronave.

Finalmente se presenta el peso total de la aeronave y la posición del CG de la misma.

$$W_{TO} = 22{,}05\,[Kg] \qquad X_{CG} = 0{,}938\,[m]$$

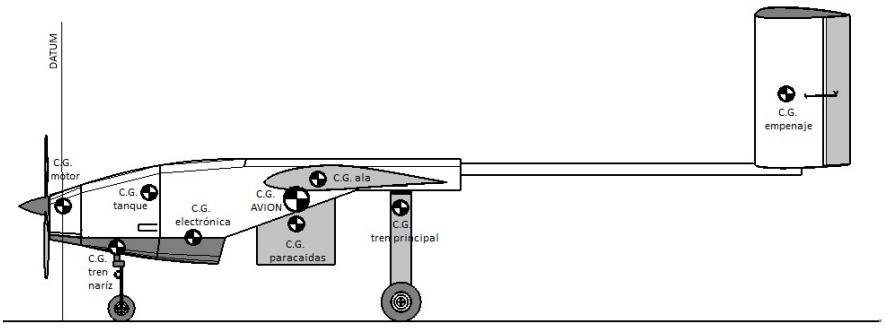


Figura 15.7: Distribución de masas.

Parte III

FABRICACIÓN

Capítulo 16

Técnicas de fabricación



En este apartado se describen las técnicas utilizadas para la fabricación de las diferentes partes del vehículo.

Existen muchas técnicas para la conformación de los materiales compuestos; a continuación se describen las técnicas que se utilizarán para realizar los elementos estructurales del vehículo. Referencia [1].

16.1. Laminado manual húmedo

La técnica de laminado manual húmedo consiste en impregnar las telas de fibra con la matriz que presenta consistencia líquida y que es lo que permite obtener un material compuesto uniforme. El impregnado debe realizarse de forma pareja y evitando desorientar las fibras respecto de las diseñadas ya que la resistencia estructural puede verse reducida.

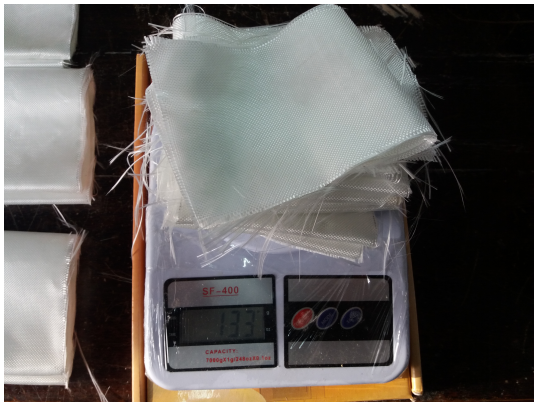
La cantidad de resina a aplicar dependerá de la cantidad de fibras a embeber y de las proporciones que se hayan previsto para realizar el diseño. La misma se estima mediante relaciones másicas y puede calcularse como sigue:

$$Resina\,[Kg] = Fibras\,[Kg] \cdot \frac{[\%]\,Resina}{[\%]\,Fibras} \tag{16.1}$$

A su vez la matriz de un sistema epoxi como el utilizado para este diseño es un sistema conformado por un monómero y un catalizador. Las proporciones varían según el fabricante; considerando a (A) las partes de monómero y (B) las partes de catalizador, el peso de cada componente puede ser estimado mediante las relaciones dadas por (16.2) y (16.3). De esta manera, se realiza el pesaje de las telas de fibra que se utilizarán y se estima la cantidad de monómero y de catalizador a utilizar para obtener la resina, Figuras (16.2) y (16.1b).

$$Monomero\,[Kg] = Resina\,[Kg] \cdot \frac{A}{A+B}\,[\%] \tag{16.2}$$

$$Catalizador\,[Kg] = Resina\,[Kg] \cdot \frac{B}{A+B}\,[\%] \tag{16.3}$$



(a) Pesaje de telas de fibra de vidrio.



(b) Ensamblado de larguero al intermediario.

Figura 16.1: Pesaje de monómero y catalizador para obtener resina.

Luego se tienden las fibras sobre un lugar plano cubierto con material de nylon o en su defecto sobre la pieza a laminar en caso de un laminado directo, y se esparce la resina cuidadosamente intentando lograr homogeneidad mediante el uso de espátulas y/o rodillos. Es importante el uso de guantes, barbijos y ropa adecuada como normas de seguridad.



Figura 16.2: Embebebido de las telas de fibra de vidrio mediante espátula.

16.1.1. Laminado sobre molde

El laminado sobre molde se realiza con el objetivo de lograr una estructura de material compuesto con la geometría que le provee el molde, permitiendo fabricar piezas complejas y de buen acabado superficial. El molde a su vez debe realizarse a partir de un modelo (positivo) que representa la pieza final pero de un material mas sencillo de trabajar.

16.1.1.1. Modelo

El modelo es la pieza que permite la fabricación del molde para su posterior laminado. El mismo debe poseer las siguientes propiedades:

- Estabilidad térmica y dimensional.

- Alto nivel de detalle en su terminación superficial.

El modelo puede ser creado mediante maquinado CNC u otras técnicas de fabricación que puedan asegurar que sus dimensiones finales son idénticas al de la pieza que se pretende lograr.

16.1.1.2. Molde

El molde (negativo) se realiza a partir del modelo y debe presentar buenas características de acabado superficial y calidad dimensional. El mismo debe soportar las temperaturas de curado sin deformarse en caso de que se realicen tales procesos. Esto es importante para evitar errores dimensionales en la pieza final

16.1.2. Laminado directo

El laminado directo se realiza sobre piezas en las que se pretende recubrir de forma permanente manteniendo el interior de la estructura. Este método es práctico para reducir costos de producción, tiempos de fabricación y lograr buenas terminaciones superficiales mediante la aplicación de

técnicas de curado como el de saco de vacío. El intermediario generalmente se construye en materiales livianos ya que se pretende que formen parte de la estructura luego del proceso de laminado.

16.2. Saco de vacío

La técnica de fabricación con saco de vacío se realiza como proceso de curado luego de realizar el laminado húmedo. Se utiliza para eliminar acumulaciones de resina, lograr un espesor constante de capa y mejorar la adhesión de las telas al intermediario en caso de estructuras de laminado directo sin molde.
El proceso consiste en generar vacío en un saco preparado para tal fin logrando crear una condición en la cual la bolsa presiona a las telas contra el molde o la estructura a laminar. El curado debe realizarse con la aplicación de vacío de manera permanente o al menos el tiempo suficiente para que la resina se vuelva lo suficientemente rígida para poder realizar el resto del proceso de curado sin deformación de las telas.

El proceso utiliza los siguientes elementos:

- Bomba de vacío.
- Saco de vacío de nylon.
- Pico preparado para conexión a la bomba.
- Manguera de conexión entre el saco de vació y la bomba.
- Trampa de vacío con regulación de caudal.
- Guata para uniformizar vacío.

En primer lugar se prepara el saco de vacío. Para mismo se utilizó nylon comercial transparante el cual fue plegado y sellado con cinta de embalar en sus laterales. Luego se realizó la perforación correspondiente para poder insertar el pico que va conectado a la bomba. El pico consiste en una conexión de manguera de plástico comercial, fijado mediante rosca y sellado mediante *orings* de caucho y masilla butílica.
La succión se realiza por medio de una manguera de presión que posee una trampa de vacío necesaria para evitar que la resina llegue a la bomba. La misma fue realizada con un frasco de vidrio, con una salida a la bomba y otra al saco. Los picos de esta trampa fueron realizados de la misma manera que el pico de la bomba de vacío, Figura (16.3).



Figura 16.3: Descripción general de los componentes utilizados en un proceso con saco de vacío.

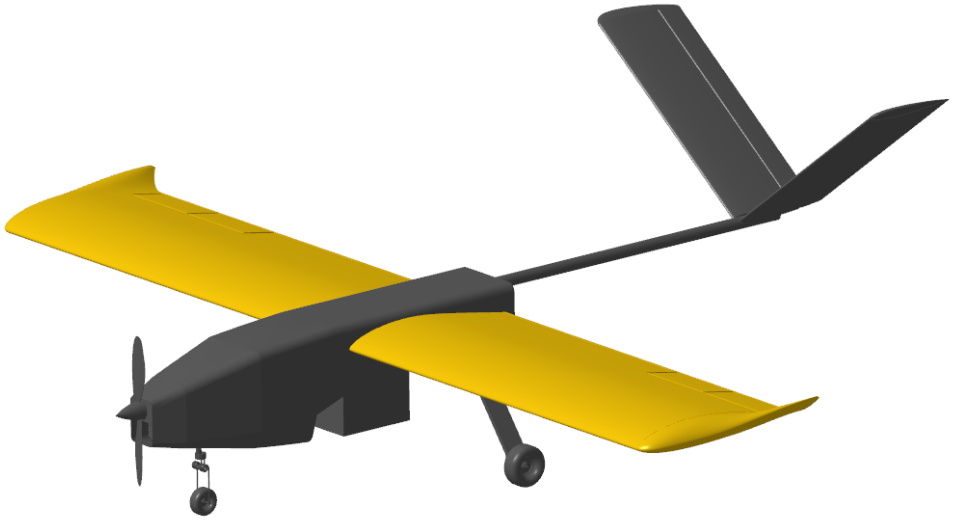
El proceso comienza cerrando el saco de vacío con los elementos estructurales laminados dentro y con la colocación de la guata en zonas determinadas tal que permita una mejor distribución del vacío. Se conecta la bomba y se controla la presión de succión durante el tiempo de curado para asegurar que el saco no somete a la estructura a demasiado esfuerzo con las consecuencias de poder llegar a deformarla permanentemente. El proceso acaba cuando se considera que la resina curó lo suficiente como para apagar la bomba y continuar su curado a presión normal.

Referencias

[1] Greene, E. (1999). *Marine Composites*. Annapolis, Maryland.

Capítulo 17

Ala: Fabricación



En este capítulo se presenta el método de fabricación utilizado en el ala y sus componentes. Además, se detallan las materias primas y las proporciones utilizadas para cada caso. Finalmente se verifican que los pesos finales de cada parte sean aquellos estimados en las secciones de diseño.

17.1. Introducción

Debido a que el diseño del ala fue orientado hacia la utilización de materiales compuestos, se buscó utilizar métodos que permitiesen obtener buenos resultados con las capacidades de fabricación disponibles. En este proceso, se buscó agilizar los tiempos de trabajo, fabricando partes que fueran independientes entre si, en forma paralela. Los materiales compuestos necesitan de un proceso de curado, el cual permite avanzar con la fabricación de otros componentes.

Primero se fabricaron los largueros, los cuales a pesar de su importancia estructural, fueron utilizados para centrar y ensamblar el resto de los componentes. Paralelamente se generaron los planos de corte, utilizados para obtener las costillas. Luego se fabricaron las costillas de doble espesor mediante la pegamento, se realizaron las modificaciones para la integración de los servos, y se insertó el tornillo de sujeción en la costilla raíz. Utilizando moldes con las formas de costillas, se procede al corte del núcleo. Una vez fabricados los largueros, las costillas y los bloques, se ensamblaron los componentes utilizando pegamento para generar la unión. Secado el pegamento, se adhirieron las láminas de cedro formando la primer capa de recubrimiento. Finalmente se laminó la semiala con las telas de fibra de vidrio impregnada con resina epoxi. Los alerones se fabrican de la misma manera, a excepción del eje de charnella, el cual se utilizaron tubos de aluminio de bajo diámetro.

17.2. Materiales y herramientas

Materiales utilizados:

-10 Bloques de poliestireno expandido de $15[Kg/m^3] de 325x0{,}8x0{,}2\,[m]$.

-4 Bloques de poliestireno expandido de $15[Kg/m^3] de 313x0{,}15x0{,}1\,[m]$.

-1 Placa de terciado de eucalipto de $2{,}5x1{,}6x0{,}003\,[m]$.

-$4m^2$ Tela de fibra de vidrio de densidad de $160[g/m^2]$.

-$6m^2$ Tela de fibra de vidrio de densidad de $90[g/m^2]$.

-1 litro Resina epoxi.

-Contrachapado de cedro $23x0{,}22x0{,}0006\,[m]$.

-Pegamento Unipox de $100\,[ml]$.

-Guata.

-$8\,[m^2]$ Mylar.

-Grasa de litio.

-$4\,[m^2]$ Nylon.

Estándares y complementos:

-Pernos metálicos de sujeción.

-Tubos metálicos para eje de charnela.

-Cables electrónicos.

Herramientas utilizadas:

-Fuente de corriente.

-Elemento portable para tensar y manipular alambre de nicrom.

-Guantes.

-Barbijos.

-Elemento molde para construcción de largueros (Tubo metálico).

-Bomba de vacío.

-Pinceles, rodillos y espátulas para laminado.

-Elementos de corte: cutter, tijera.

-Pistola de calor.

-Papeles de lija.

17.3. Fabricación de Largueros

El proceso de fabricación de los largueros consiste en enrollar las telas de vidrio impregnadas al rededor de un tubo metálico, utilizado como molde. Se utilizó el método de laminación manual húmeda. Debido a que la resina se adhiere a superficies porosas, se debe utilizar un elemento que actúe como desmoldante. Para ello se utilizó un lámina de nylon que evita que la resina se adhiera al mismo. Para facilitar aún más el desmolde, se recubrió el tubo metálico con grasa de litio.

De acuerdo al diseño, los largueros poseen una escalonamiento hacia la puntera, es decir la cantidad de capas disminuye hacia la misma. Por ello es que la laminación se realizó en tres etapas.

- Etapa 1: Laminación 2 capas.
- Etapa 2: Laminación 2 capas.
- Etapa 3: Laminación 3 capas.

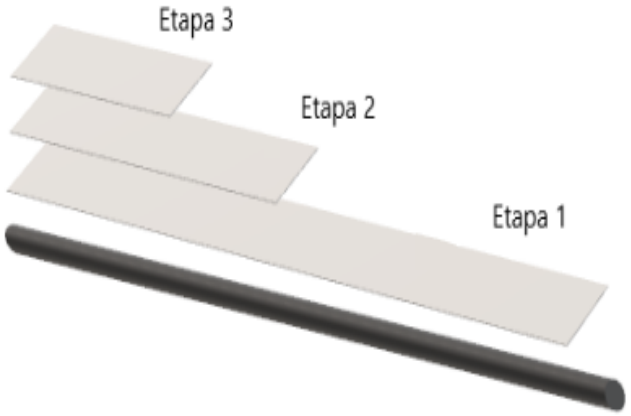


Figura 17.1: Diagrama de laminación.

Como se observa en el diagrama, la primer etapa de dos capas se realiza a lo largo de todo el larguero. Luego se llevan a cabo las etapas siguientes, con sus respectivas longitudes, y así obtener los largueros escalonados según diseño. Se debe tener en cuenta que al final de cada etapa, se dejó el tiempo necesario para el curado a temperatura ambiente.

En la tabla 18.1 se presentan los detalles y proporciones del laminado para cada etapa. Como se describe en la tabla, la proporción de resina y fibra utilizada fue $50/50\,\%$.

Etapa	**Superficie de tela** $[m^2]$	**Peso de tela** $[g]$	**Proporción resina**	
			Resina $[g]$	**Catalizador** $[g]$
1	$0{,}56$	90	75	15
2	$0{,}138$	22	18	4
3	$0{,}135$	22	18	4

Tabla 17.1: Detalles de laminado de larguero.



(a) Impregnado de telas.



(b) Proceso de rolado.

Figura 17.2: Laminación primer etapa.

Una vez que se finalizó la ultima etapa de laminación, los largueros fueron curados con las siguientes condiciones:

- Temperatura de curado: 75$^{\circ}C$
- Tiempo de curado: 8 hs

Para ello se fabricó un saco de nylon donde se conectó una pistola de calor, Figura (17.3). La temperatura fue medida utilizando un termómetro. Se observó que debido a la forma del saco y la posición donde se conectó la pistola de calor, se produjo una diferencia de temperatura de 3 grados aproximadamente de un extremo a otro. Por ello se dejó curar 4 horas, y luego se rotaron los largueros, dejándose curar otras 4 horas más.



Figura 17.3: Curado a temperatura.

En la siguiente imagen se presentan los largueros obtenidos finalmente.



Figura 17.4: Largueros de ala.

17.3.1. Fabricación de Costillas

Como se explicó previamente en la sección de diseño estructural, las costillas fueron diseñadas utilizando como material el terciado de eucalipto. Debido a que las costillas deben ser iguales a la línea de forma del perfil, se hace compleja la fabricación en forma manual, por lo tanto se utilizó una cortadora láser. Para ello se generaron las plantillas de corte, con los respectivo agujeros de acuerdo al diseño.

En la siguiente imagen se muestran las costillas obtenidas por corte láser.

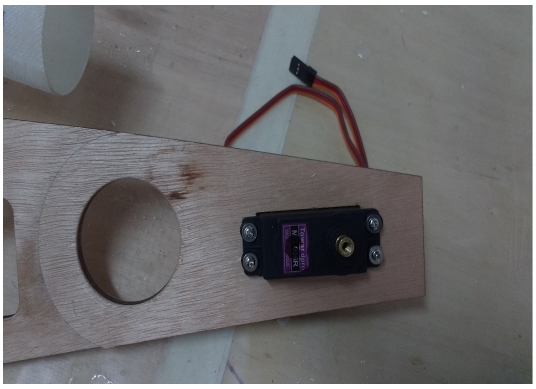


Figura 17.5: Costillas de ala.

La costilla a la cual se le insertó el servo actuador fue reforzada para aumentar la zona de contacto entre el servo y la costilla, otorgando un mejor soporte al mismo. El refuerzo fue adherido utilizando el pegamento UNIPOX®, y ejerciendo presión para asegurar el contacto entre las superficies. Los agujeros a través de los cuales se sujetó el servo, se realizaron utilizando tornillos perforantes para madera. En la siguiente imagen se muestra el refuerzo y el servo instalado en la costilla.



(a) Vista superior.



(b) Vista frontal.

Figura 17.6: Sistema de servo actuador del alerón.

La costilla raíz, la cual es doble, se le generó un agujero a través del cual se instaló el tornillo de sujeción. El tornillo fue roscado y pegado, para asegurar la unión con la costilla. Además, se insertaron arandelas en la zona interna del ala, para aumentar la superficie de costilla que soporta la fuerza del tornillo. Se debe tener en cuenta que las tomas de los largueros están diseñadas para que el juego sea casi nulo, por lo tanto la fuerza que debe soportar la costilla se ve disminuida. En la siguiente imagen se presenta el tornillo de sujeción.



Figura 17.7: Tornillo de sujeción costilla raíz.

17.3.2. Fabricación del Núcleo

La línea de forma de los bloques de poliestireno expandido se obtuvo a partir de una máquina de corte cnc de hilo caliente. De esta forma se cargó a la máquina las coordenadas del perfil del ala, permitiendo obtener una muy buena precisión y asegurar la uniformidad de todos los bloques. En la siguiente imagen se presenta el bloque con la forma del perfil alar.



Figura 17.8: Bloque de poliestireno expandido sin agujeros.

Una vez fabricados los bloques con la forma del perfil, se utilizaron costillas como moldes para realizar los agujeros internos. Para ello se calentó una barra metálica de bajo diámetro para generar un agujero pasante, a través del cual se introdujo el hilo caliente. Siguiendo como molde los agujeros internos de las costillas, se realizaron todos los agujeros a los bloques de poliestireno expandido.



(a) Molde costilla.



(b) Bloques con agujeros.

Figura 17.9: Bloque final de poliestireno expandido.

17.3.3. Armado de Estructura Interna

La estructura interna esta compuesta por el ensamble de los largueros, costillas y los bloques del núcleo. Como se mencionó en la introducción, a partir de los largueros se fueron ensamblando las costillas y los bloques, utilizando adhesivo epoxi (UNIPOX®) para evitar una reacción con el poliestireno expandido. A medida que se ensamblan las partes, se comprime con tensores metálicos y placas de madera para asegurar el contacto en toda la superficie.

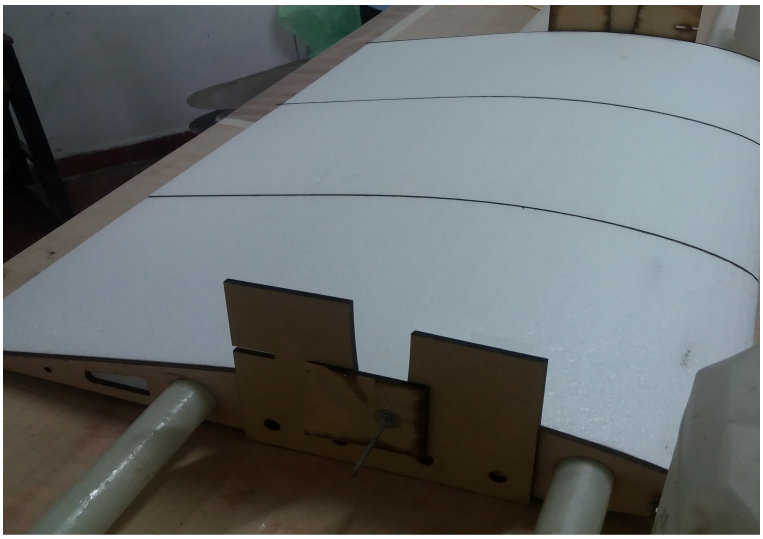


Figura 17.10: Ensamble de componentes.

En la siguiente imagen se presenta la estructura interna final.

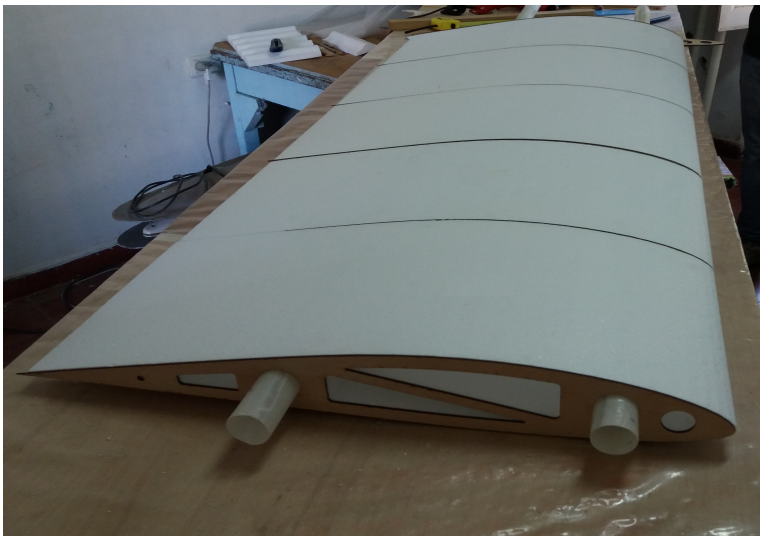


Figura 17.11: Estructura interna.

17.3.4. Recubrimiento

Debido a que el recubrimiento se encuentra formado por láminas de cedro y de fibra de vidrio impregnada con resina epoxi, los procesos para añadir cada lámina son diferentes.

Lámina de Cedro

El cedro fue añadido debido a problemas de adherencia entre la capa de fibra de vidrio y la superficie del núcleo. Por eso se buscó agregar un intermediario entre éstas, por lo cual fue propuesto el cedro. Se decidió utilizarlo como solución, ya que se comercializa en láminas de bajo espesor, y a la vez otorga resistencia al recubrimiento.

Características	Medida [mm]
Espesor	0,6
Ancho	220
Longitud	1636

Tabla 17.2: Características geométricas de las láminas de cedro.

Las láminas fueron cortadas de acuerdo a la semienvergadura del ala, y añadiendo una por una hasta cubrir toda la superficie del extrados e intrados. Las mismas se comercializan con adhesivo en una de sus caras, lo cual facilita el pegado con la estructura interna. Para activar el pegamento se debe aplicar calor, el cual permite que el adhesivo fluya uniendo las superficies en contacto. El calor fue aplicado utilizando una pistolas de calor, y haciendo presión sobre las superficies.

En las juntas entre las láminas de cedro, se añadió resina mezclada con aserrín, para uniformar la superficie y no dejar luz entre ellas.



(a) Preparación de relleno.



(b) Agregado de relleno.

Figura 17.12: Rellenado de juntas.

Finalmente se presenta la semiala recubierta con láminas de cedro.



Figura 17.13: Laminado con cedro.

Lámina de Fibra de vidrio/epoxi

Para añadir la lámina de fibra de vidrio se utilizó la técnica de laminado manual húmedo. Para ello, debido a que la superficie a laminar era mayor a las dimensiones en las que se comercializa la fibra de vidrio, se hizo necesario unir dos telas previo al laminado. Para unir dichas telas se las solapó de tal forma que se pudiera impregnar solo una pequeña porción, y así lograr la unión.



Figura 17.14: Unión de telas de vidrio.

En la tabla 17.3 se presentan los detalles y proporciones del laminado. Como se describe en la tabla, la proporción de resina y fibra utilizada fue $60/40\,\%$ respectivamente.

Superficie de tela $[m^2]$	**Peso de tela** $[g]$	**Proporción resina**	
		Monómero$[g]$	**Catalizador** $[g]$
2,9	261	325	67

Tabla 17.3: Detalles de laminado de semiala.

El laminado se realizó con la semiala orientada verticalmente. De esta forma se evita que las telas, ya impregnadas, se desacomoden al rotar o manipular el ala a la hora de insertar el saco de vacío. Para ello se ubicó el ala sujetándose a través de los largueros, y se colocaron las telas para ser laminadas. Luego utilizando espátulas de plástico, se fue impregnando lentamente todas las telas con movimientos descendentes para ayudar adhesión de las mismas con las láminas de cedro.



Figura 17.15: Laminado de semiala.

Debido a que en el laminado, la proporción de resina está calculada para que no haya excedentes, el saco de vació no está pensado para quitar la resina en exceso, sino para ayudar a las fibras a adherirse a la superficie del cedro. A partir de ésto, es que fue pensado la utilización del mylar, el cual permite mejorar la terminación superficial al poseer una superficie extremadamente lisa.

Una vez que se recubrió el ala con el mylar, se procede al armado del saco de vacío. Primero se agrega la guata, material de gran volumen y muy baja densidad, que se moldea fácilmente cuando se le aplica presión, y permite que el vacío se distribuya uniformemente a toda el ala.



Figura 17.16: Armado de saco de vacío: agregado de guata.

Una vez que fue colocada la guata, se recubrieron las partes con el saco de vacío. El mismo fue cerrado en todos sus extremos, y se le instalaron las tomas de los picos de vacío. Se decidió optar por agregar un pico a cada lado del ala, es decir en el extrados e intrados.



Figura 17.17: Armado de saco de vacío: terminación.

Detalles de vacío y curado:

- Presión de bomba vacío: -0.79 atm
- Tiempo de vacío: 5 horas
- Tiempo de curado total: 24 horas

A continuación se presenta la semiala final, sin la integración del alerón.



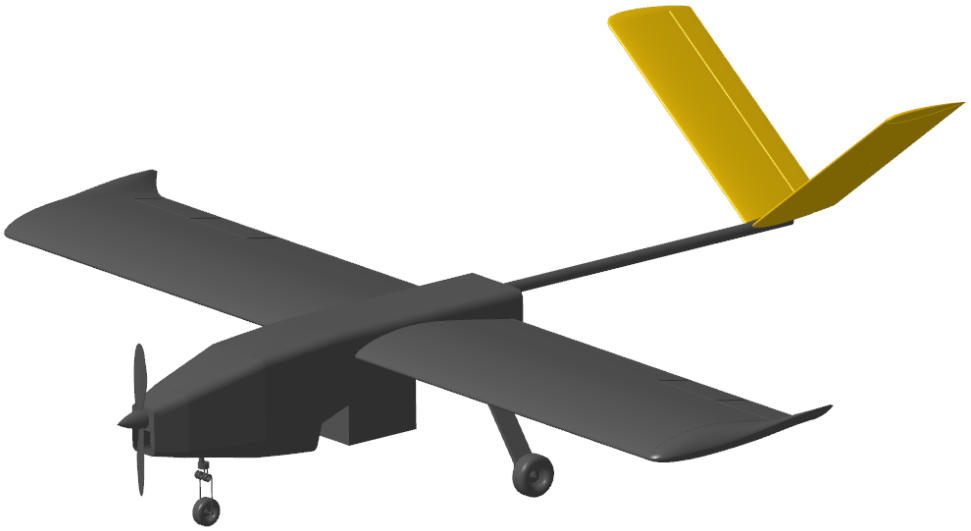
Figura 17.18: Semiala sin alerón integrado.



Figura 17.19: Semiala sin alerón integrado.

Capítulo 18

Grupo de Cola: Fabricación



En esta sección se detalla la fabricación de los empenajes del vehículo. Se describen los procedimientos de la fabricación así como también los materiales y herramientas utilizados para la realización de la misma.

18.1. Introducción

La construcción de los estabilizadores y elevadores se realizó de forma directa sin la utilización de moldes debido a la simplicidad del método y a la reducción en los tiempos de fabricación. Se aplicó el mismo método constructivo tanto en los estabilizadores fijos como en los elevadores.
Para la fabricación de los estabilizadores se comenzó fabricando los largueros de fibra de vidrio mediante el método de laminado directo sobre molde. En paralelo fueron cortadas las costillas de madera de terciado y el interior de espuma. Posteriormente se fueron pegando las costillas a los bloques de espuma mediante pegamento, enhebrados por el larguero. En esta etapa se coloca también el tornillo de sujeción. Finalmente el estabilizador fue recubierto en dos etapas: En la primer etapa se recubrió la estructura con madera de cedro adherido mediante cola vinílica y posteriormente en la segunda etapa fue recubierto con dos capas de fibra de vidrio/epoxi mediante el método de laminación a mano convencional.
Los elevadores por su parte fueron construidos mediante el mismo método que los estabilizadores. El eje de charnela fue seleccionado de material metálico (Aluminio 6063) y fue enhebrado antes de realizar los recubrimientos.
Posteriormente sobre los estabilizadores fueron realizadas las aberturas y colocado los cables de conexión eléctrica para la instalación de los servoactuadores. El servoactuador a su vez va sujetado a la estructura mediante una carcasa construida en madera mediante el apilamiento de capas de terciado. Adicionalmente, para mejorar la estética de la estructura también fueron construidas las punteras mediante laminación manual en fibra de vidrio/epoxi sobre un molde realizado en espuma de poliestireno.

18.2. Materiales y herramientas

Materiales utilizados:

-2 bloques de poliestireno expandido de 15 $[Kg/m^3]$ de 1x0.4x0.1 $[m]$.

-2 bloques de poliestireno expandido de 15 $[Kg/m^3]$ de 1x0.1x0.05 $[m]$.

-1 placa de terciado de eucalipto de 2.5 x 1.6 x 0.003 $[m]$.

-2.4 $[m^2]$ de tela de fibra de vidrio de densidad de 160 $[g/m^2]$.

-0.4 $[m^2]$ de tela de fibra de vidrio de densidad de 90 $[g/m^2]$.

-Resina epoxi 0.34 $[Kg]$.

-12 laminas de cedro de 0.92 x 0.22 x 0.0006 $[m]$.

-Pegamento UNIPOX®.

-Cola vinílica.

-Guata.

-Maylar.

-Grasa de litio.

Estándares y complementos:

-2 pernos metálicos de sujeción de 0.040 $[m]$ de longitud y 0.005 $[m]$ de diámetro.

-2 tubos metálicos para eje de charnela de 1 $[m]$ de longitud y 0.008 $[m]$ de diámetro.

-Cables electrónicos 1 $[m]$.

-4 Tornillos de sujeción para carcasa de servoactuadores de 0.07 $[m]$ de longitud y 0.003 $[m]$ de diámetro.

-8 Tornillos de sujeción para fijación de servoactuadores de 0.02 [m] de longitud y 0.003 $[m]$ de diámetro.

-4 Tornillos de sujeción de tapa de inspección de 0.02 $[m]$ de longitud y 0.003 $[m]$ de diámetro.

-4 Tornillos de sujeción para sujeción de punteras de 0.05 $[m]$ de longitud y 0.003 $[m]$ de diámetro.

Herramientas utilizadas:

-Fuente de corriente

-Elemento portable para tensar y manipular alambre de nicrom.

-Amoladora de mano, DREMMEL®.

-Guantes.

-Barbijos.

-Elemento molde para fabricación de largueros (Tubo metálico).

-Saco de vacío.

-Bomba de vacío.

-Pinceles, rodillos y espátulas para laminado.

-Elementos de corte: cutter, tijera.

-Pistola de calor.

-Papeles de lija.



(a) Preparación para laminado.



(b) Laminado de los largueros.

Figura 18.1: Laminado de los largueros

18.3. Fabricación de los largueros

Los largueros fueron construidos mediante el método de laminado manual sobre un molde metálico que previamente fue cubierto con una capa de grasa de litio y envuelto con dos capas de nylon para facilitar el desmoldado, Figura (18.1a). Luego del impregnado de las telas con resina se procede a enrollar la tela sobre el tubo metálico de forma pareja y evitando que las fibras se desorienten del sentido longitudinal del tubo, Figura (18.1b).

En la tabla 18.1 se presentan los detalles de materiales para un larguero individual. La proporción de resina y fibra utilizada fue:

- Fibra de vidrio: 63 %
- Resina: 37 %

Superficie de tela $[m^2]$	**Peso de tela** $[Kg]$	**Proporción resina**	
		Monómero $[Kg]$	**Catalizador** $[Kg]$
$0{,}39$	$0{,}063$	$0{,}031$	$0{,}006$

Tabla 18.1: Detalles del laminado de un larguero.

Los tubos fueron curados en dos etapas. La primera etapa fue un curado a temperatura ambiente y libre de humedad. La segunda etapa de curado que fue realizada con temperatura,en la cual se utilizó la pistola de calor y un tubo de PVC a modo de horno. La temperatura fue controlada mediante la utilización de un téster con termocupla, Figura (18.2).

Detalles de curado:

Primera etapa:

- Temperatura: Ambiente
- Tiempo total: 24 horas

Segunda etapa:

- Temperatura: 90 [°]

• Tiempo total: 5 horas



Figura 18.2: Tratamiento térmico.

18.4. Conformado de la estructura central de los estabilizadores y elevadores

Para el conformado de la estructural central de los estabilizadores y elevadores fue necesario conformar las costillas en madera de terciado mediante corte láser, tal como se realizó para la fabricación del ala. También fueron enviados a conformar los intermediarios de espuma de poliestireno mediante el método de corte por alambre caliente con tecnología CNC. Algunas de las costillas fueron adheridas al intermediario mediante pegamento universal UNIPOX®, Figura(18.3a) y luego las otras al momento en que fue introducido el larguero para poder realizar un correcto centrado de los bloques de espuma, Figura (18.3b).
En la fabricación del elevador fue utilizado para el centraje su eje de charnela, que es una varilla hueca de aluminio 6063-T6 de 0.008 $[m]$ de diámetro externo y de 0.9 $[m]$ de longitud.

Los materiales usados se presentan en la siguiente lista:

- 2 bloques de poliestireno expandido de 15 $[Kg/m^3]$ de 1x0.4x0.1 $[m]$.

- 2 bloques de poliestireno expandido de 15 $[Kg/m^3]$ de 1x0.1x0.05 $[m]$.

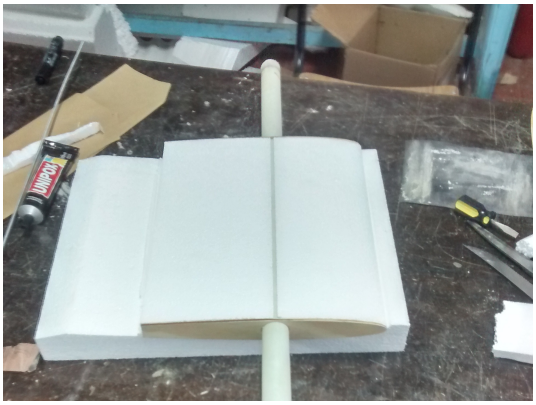
- 8 costillas para el estabilizador de terciado de eucalipto.

- 8 costillas para el elevador de terciado de eucalipto.

- 2 varillas de aluminio 6063-T6 de 0.008 $[m]$ de diámetro externo y de 0.9 $[m]$ de longitud.



(a) Pegado de costillas al intermediario.



(b) Ensamblado de larguero al intermediario.

Figura 18.3: Fabricación de la estructura del intermediario.

Luego del ensamblado se procedió a sellar la ranura en el intermediario, resultado de realizar las perforaciones para que pueda ser introducido el larguero. Las mismas fueron selladas con madera balsa adheridas con cola, Figura (18.4).



Figura 18.4: Conformado final del intermediario.

En la tabla 18.2 se presentan los detalles de materiales de la estructura central.

Elemento	**Peso** $[Kg]$
Costillas de un estabilizador	$0{,}084$
Costillas de un elevador	$0{,}013$
Núcleos de un estabilizador	$0{,}083$
Núcleos de un elevador	$0{,}011$
Varilla de charnela	$0{,}053$
Pegamento estabilizador	$0{,}036$
Pegamento elevador	$0{,}009$
TOTAL DE UN ESTABILIZADOR	$0{,}203$
TOTAL DE UN ELEVADOR	$0{,}086$

Tabla 18.2: Pesos de componentes finales.

18.5. Fabricación del recubrimiento de los estabilizadores y elevadores

Para realizar los recubrimientos se procedió a laminar la estructura del intermediario con una capa interior de cedro y una capa exterior de fibra de vidrio-epoxi. En primera instancia fueron adheridas las capas de cedro con cola para madera. Las laminas eran provistas de un ancho máximo de 0.22 $[m]$ y la longitud de la envergadura por lo que debieron cortarse tres capas, una para recubrir el borde de ataque, una para el intradós y otra para el extradós de cada estabilizador. Figuras (18.5a) y (18.5b). Lo mismo fue realizado para la fabricación de los elevadores, Figuras (18.6a) y (18.6b).



(a) Pegado de una lamina de cedro en la zona puntera.

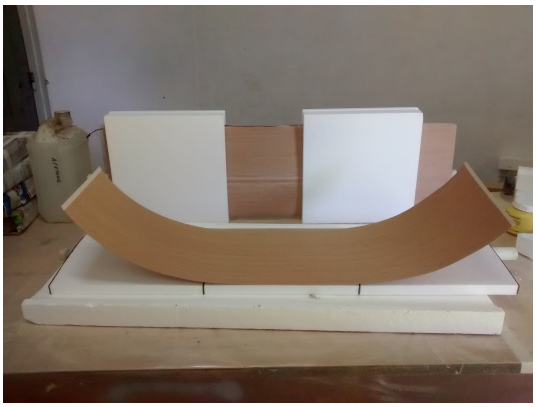


(b) Laminado completo en madera de cedro.

Figura 18.5: Laminado de la estructura en madera de cedro.



(a) Recubrimiento de cedro para un elevador.



(b) Lámina de cedro.

Figura 18.6: Laminado de la estructura del elevador en madera de cedro.

En la tabla 18.3 se presentan los detalles de materiales para el enchapado de cedro de los componentes.

Elemento	**Superficie de enchapado** $[m^2]$	**Peso de enchapado** $[Kg]$
Estabilizador	$0{,}511$	$0{,}164$
Elevador	$0{,}195$	$0{,}061$
TOTAL	$0{,}706$	$0{,}225$

Tabla 18.3: Detalles del recubrimiento de cedro de una semiestructura.

Posteriormente fue laminado la capa de fibra de vidrio/epoxi mediante la técnica de laminado húmedo, y seguidamente se introdujo todo el conjunto en el saco de vacío para permitir el curado de la resina.



(a) Preparación de la tela de fibra de vidrio.



(b) Tela de fibra de vidrio impregnada con resina.

Figura 18.7: Laminado del recubrimiento mediante técnica de laminado húmedo.



(a) Estabilizador dentro de la bolsa de vacío.



(b) Bomba de vacío.

Figura 18.8: Laminado del recubrimiento mediante técnica de laminado húmedo y bomba de vacío.



(a) Estabilizador dentro de la bolsa de vacío.



(b) Vista de la zona raíz dentro de la bolsa de vacío.

Figura 18.9: Laminado del recubrimiento mediante técnica de laminado húmedo.

En la tabla 18.4 se presentan los detalles de materiales para el laminado de vidrio de los elementos. La proporción de resina y fibra utilizada fue:

Estabilizador

- Fibra de vidrio: 54 %
- Resina: 46 %

Elevador

- Fibra de vidrio: 50 %
- Resina: 50 %

Elemento	**Superficie de tela** $[m^2]$	**Peso de tela** $[Kg]$	**Proporción resina**	
			Monómero $[Kg]$	**Catalizador** $[Kg]$
Estabilizador	$0{,}511$	$0{,}082$	$0{,}058$	$0{,}012$
Elevador	$0{,}170$	$0{,}027$	$0{,}023$	$0{,}004$
TOTAL	$0{,}681$	$0{,}109$	$0{,}081$	$0{,}018$

Tabla 18.4: Detalles del laminado de los recubrimientos de una semiestructura.

Los estabilizadores y elevadores fueron curados en dos etapas, con saco de vacío y a temperatura ambiente. Los elementos laminados fueron cubiertos con maylar y colocados dentro del saco de vacío previamente preparado. La razón por la cual no se utilizó temperatura para el proceso, es por el motivo de que podría dañarse el núcleo de espuma y presentar deformaciones permanentes. Los datos del curado se describen en la siguiente lista:

Detalles de curado:

Primera etapa:

- Temperatura: Ambiente
- Presión de vacío: -0.79 $[atm]$
- Tiempo total: 5 horas

Segunda etapa:

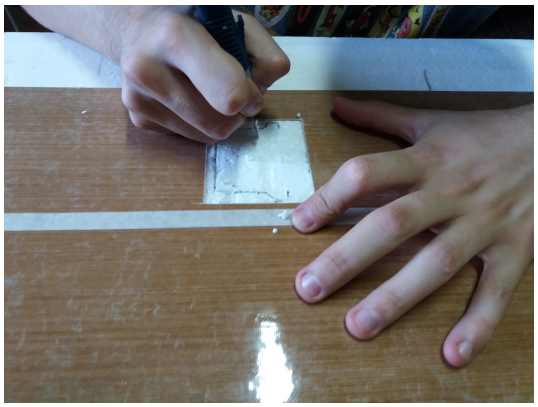
- Temperatura: Ambiente

- Presión: Ambiente

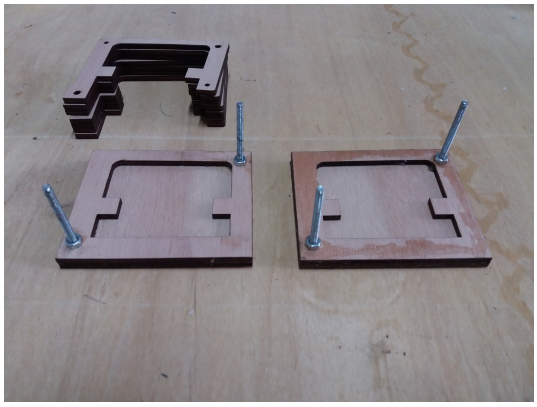
- Tiempo total: 24 horas

18.6. Realización de aberturas y soportes para instalación de servos

Los servoactuadores deben instalarse en una ubicación que permita su recambio de modo sencillo en caso de falla. Para eso se realizó el alojamiento Figura (18.10a) y sujeción de los servoactuadores mediante un soporte realizado en madera terciada de eucalipto. Este soporte fue diseñado en dos partes: la inferior denominada soporte de carcasa, Figura (18.10b), que consta de dos piezas de terciado adheridas con UNIPOX®, junto a los dos pernos de sujeción que se observan. Esta pieza va adherida de forma permanente al interior del alojamiento realizado en los estabilizadores Figura (18.11a). La parte superior o carcasa puede observarse a la derecha en la Figura (18.11b),fue realizada mediante 6 capas de piezas de terciado unidas con pegamento. Esta pieza resultante es móvil; aquí va instalado el servoactuador mediante los pernos estándares que trae el equipo y todo el conjunto se ensambla sobre los pernos de la pieza inferior ya. Por último fue realizada la instalación de los cables de alimentación eléctrica, el cual fue colocado en la parte posterior de la estructura y conecta el alojamiento del servo, con la parte exterior de la costilla raíz. La tapa de inspección resultante de realizar el alojamiento cubre al alojamiento y va adherido mediante 2 tornillos a la carcasa.

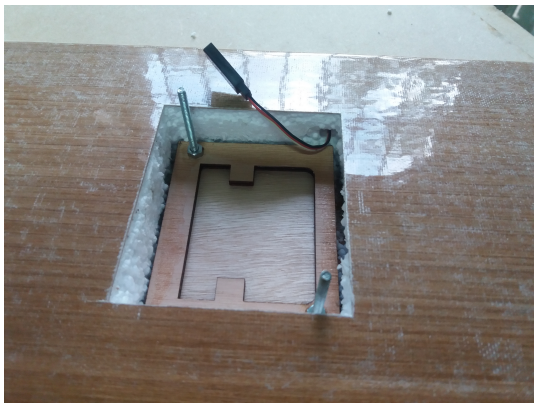


(a) Realización de aberturas en el estabilizador.

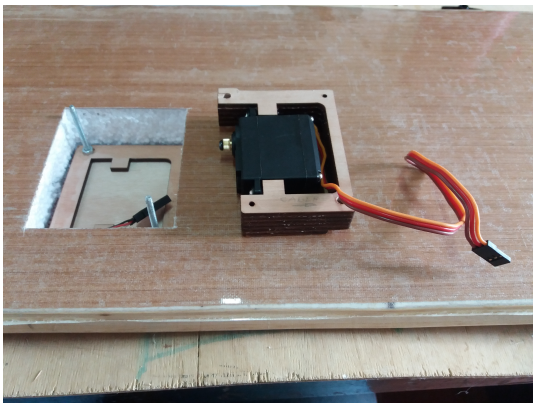


(b) Carcasa para servo y soporte de carcasa realizadas en madera de terciado.

Figura 18.10: Fabricación de aberturas para instalación de servoactuadores.



(a) Soporte de carcasa instalado.



(b) Conjunto listo para instalar.

Figura 18.11: Fabricación de aberturas para instalación de servoactuadores.

En la tabla 18.5 se presentan los detalles de materiales para los soportes para el servoactuador y otros componentes.

Elemento	**Peso** $[Kg]$
Carcasa	$0{,}024$
Soporte de carcasa	$0{,}025$
Servoactuador	$0{,}077$
Varilla de transmisión	$0{,}009$
Cables eléctricos	$0{,}006$
TOTAL SISTEMA ACTUADOR	$0{,}141$

Tabla 18.5: Detalles de peso de los soportes para el servoactuador y otros componentes.

18.7. Fabricación de punteras

Las punteras fueron realizadas a modo estético y no posee ninguna función estructural por lo que fueron realizadas de modo de obtener una resistencia apreciable a la manipulación y proveer un bajo peso.

En primer lugar fueron realizados los moldes de espuma con una costilla adherida como guía. Luego se utilizó el soporte de alambre caliente para realizar tareas de devastado y posteriormente el uso de lija para llevarlos a la dimension final. Figuras (18.12a) y (18.12b).



(a) Bloques de espuma para molde y maquina de hilo caliente.



(b) Moldes llevados a dimensión final mediante lija.

Figura 18.12: Fabricación de moldes para la fabricación de las punteras.

Para la construcción de la cáscara se utilizo la técnica de laminado manual húmedo sobre molde, con dos capas de tela de fibra de vidrio de 0.5 x 0.2 $[m]$ y densidad de 90 $[Kg/m^2]$ para resistir la manipulación; las mismas fueron cortadas de manera que ayude a su plegado en la zona de puntera, Figura (18.13a). En las Tablas (18.6) y (18.7) se presentan los detalles de materiales para la fabricación de una puntera individual. La proporción de resina y fibra utilizada fue:

Estabilizador

- Fibra de vidrio: 50 %
- Resina: 50 %

Elemento	**Superficie de tela** $[m^2]$	**Peso de tela** $[Kg]$	**Proporción resina**	
			Monómero $[Kg]$	**Catalizador** $[Kg]$
Cáscara	$0{,}200$	$0{,}018$	$0{,}015$	$0{,}003$

Tabla 18.6: Detalles del laminado de una puntera.

Elemento	**Superficie de las telas**$[m^2]$	**Peso** $[Kg]$
Cáscara	$0{,}200$	$0{,}036$
Costilla soporte	[-]	$0{,}016$
TOTAL PUNTERA	$0{,}200$	$0{,}052$

Tabla 18.7: Detalles de fabricación de una puntera.

Luego de su laminado, se introdujo a la pieza en un contenedor cerrado y con temperatura controlada mediante la pistola de calor para su proceso de curado. El material de espuma debe removerse de forma manual ya que queda en el interior adherido a las capas de fibra. La pieza instalada: Figura (18.13b). Los datos del proceso de curado:

Detalles de curado:

- Temperatura: 90 °

- Tiempo total: 5 horas



(a) Tela posicionada sobre el molde para laminado húmedo.

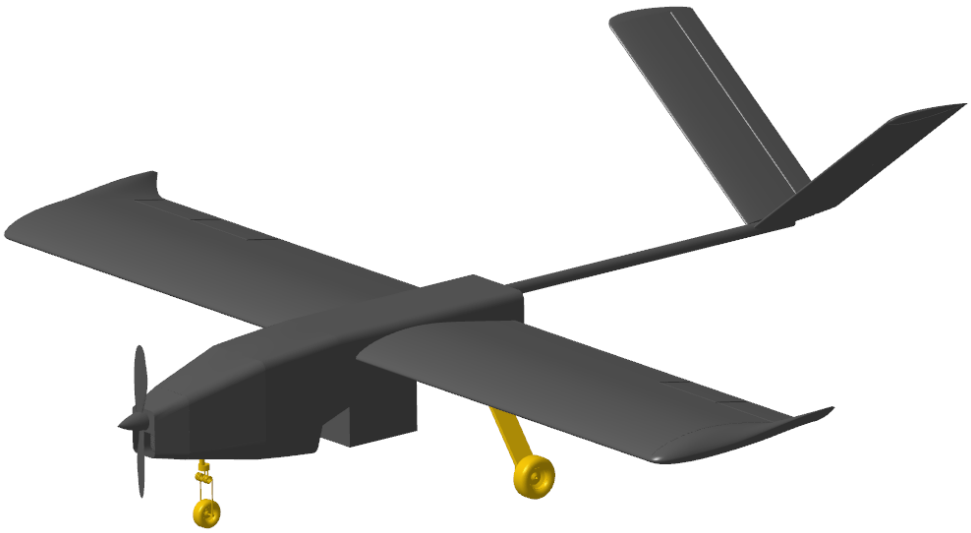


(b) Puntera construida sin mano de pintura.

Figura 18.13: Laminado de punteras.

Capítulo 19

Tren de Aterrizaje: Fabricación



En este capítulo se presenta el método de fabricación utilizado en el tren principal de aterrizaje. Se detallan las materias primas y las proporciones utilizadas. Finalmente se verifican que los pesos finales de cada parte sean aquellos estimados en las secciones de diseño.

19.1. Introducción

Para la fabricación del tren principal de aterrizaje, se optó por un método clásico de fabricación de trenes principales que consiste en utilizar un molde. Debido a que esta es una pieza que se suele romper debido a aterrizajes de emergencia y demás escenarios en los que los aterrizajes ocurran fuera de los margenes de trabajo. Por lo tanto dejar fabricado un molde del mismo es una buena práctica por si de debe volver a fabricar la pieza. El molde se constituyó de poliestireno de alta densidad y un aglomerado de fibras de madera de media densidad (MDF). Para laminar el tren es necesario disponer de un elemento de despegue para desmoldar el laminado del molde, para ello se utilizó maylar. Una vez armado esto se procedió a un laminado manual por etapas, colocando la primera capa de fibras, luego la madera con sus respectivo trabajo para dar forma al tren y finalmente la última capa de fibra con el refuerzo. Para mejorar la resistencia y las propiedades del laminado es de vital importancia realizar un curado del mismo, por lo que se montó con una pistola de calor, nylon y guata un horno. Se lo mantuvo durante $10[hs]$ a una temperatura de $95°$. Luego se realizó un ensayo para determinar si el modelo matemático en ANSYS® era conservativo o no (ver Capítulo: Tren de aterrizaje: Diseño estructural).

19.2. Materiales y herramientas

Materiales utilizados:

1. 2 planchas de poliestireno expandido de $20[Kg/m^3]$ de $0{,}5x1x0{,}05\,[m]$.
2. 2 placas de MDF cortadas conforme al diseño del molde.
3. $1{,}7[m2]$ de tela de fibra de vidrio de densidad de $160[g/m^2]$.
4. Resina epoxi (1/2 litro)$+$ activador.
5. 2 planchas de madera balsa de $10[mm]$.
6. 2 planchas de madera balsa de $5[mm]$.
7. Pegamento Unipox®.
8. Cola vinílica.
9. Guata.
10. Nylon.
11. Maylar.
12. Cinta de enmascarar $50[mm]$ y $10[mm]$
13. Cinta de embalar.

Herramientas utilizadas:

1. Fuente de corriente
2. Elemento portable para tensar y manipular alambre de nycrom.
3. Guantes.
4. Barbijos.
5. Espátulas,pinceles y rodillos para laminado.
6. Elementos de corte: cutter, tijera, Dremmel®.
7. Pistola de calor.
8. Papeles de lija.

19.3. Fabricación del tren principal

A continuación se detalla el proceso de fabricación del tren de aterrizaje principal.

19.3.1. Construcción del molde

Para construir el molde se utilizaron:

- 2 planchas de poliestireno expandido de $20[Kg/m^3]$ de $0{,}5x1x0{,}05\,[m]$.

- 2 placas de MDF cortadas conforme al diseño del molde.



Figura 19.1: Materiales.

Luego se pegaron entre si con UNIPOX® y se dejó bajo presión durante $24[hs]$ y luego se cortó el telgopor con la forma del molde utilizando el método de alambre caliente mediante una fuente y un alambre de nycrom.



(a) Molde pegado.



(b) Molde terminado.

Figura 19.2: Fabricación del molde.

19.3.2. Laminado del tren

Para laminar el tren, el proceso fue realizado en tres etapas:

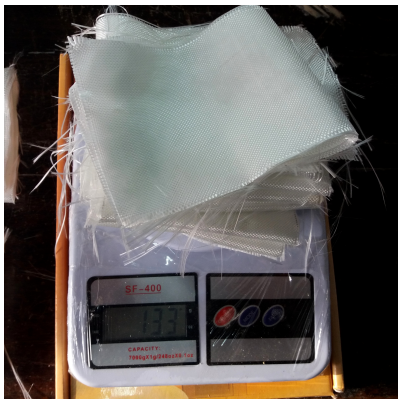
1. Etapa 1: Primer laminado y primer capa de madera.
2. Etapa 2: Segunda capa de madera.
3. Etapa 3: Laminado final y curado.

19.3.2.1. Etapa 1: Primer laminado y primer capa de madera

Para comenzar se decidió laminar las primeras 6 capas de fibra de vidrio con resina epoxi. Para ello se cortaron 6 telas de $1{,}3[m]x0{,}1[m]$, danco como resultado un peso teórico de tela de $160[g/m^2]$ igual a $124{,}8[g]$. El peso real fue de $133[g]$:



(a) Cortado de telas.



(b) Peso de telas etapa uno.

Figura 19.3: Corte y pesaje de telas.

Para el laminado se utilizó una proporción de fibra/resina igual a $50/50$. Por lo tanto para $133[g]$ de fibra se utilizaron $133[g]$ de resina epoxi con catalizador. A continuación se disponen las telas en el molde y se procede al laminado manual. Luego de esto se esperó una hora hasta que la

resina endurezca lo suficiente como para que la colocación de la primer capa de madera no corra las telas. Seguidamente se pegó la primer capa de madera balsa usando resina epoxi.



(a) Primer capa de laminado.



(b) Primer capa de madera pegada.

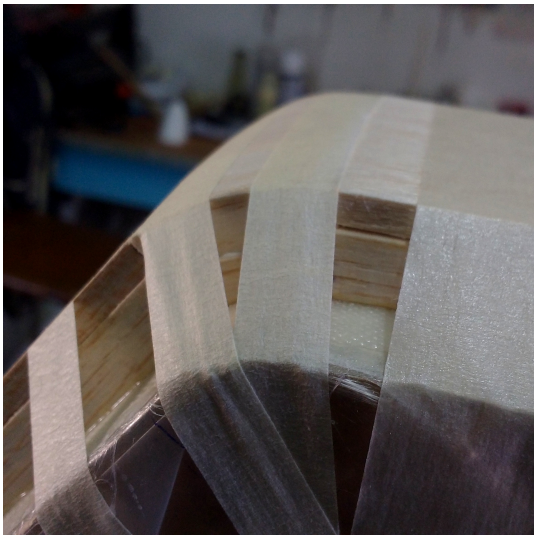
Figura 19.4: Primer etapa de fabricación.

19.3.2.2. Etapa 2: Segunda capa de madera

Una vez finalizada la primer etapa de fabricación, se esperaron $24[hs]$ antes del comienzo de la etapa 2. Para esta etapa se cortaron las planchas de madera balsa de $5[mm]$ y se lijaron para dar los radios que permitirán obtener bordes suaves en el tren de aterrizaje (al igual que se hizo en la primer etapa con la primer capa de madera). Luego se pegaron a la otra capa de madera utilizando cola vinílica y se ejerció presión mediante el uso de cinta de enmascarar y de embalar.



(a) Pegado de segunda capa de madera.



(b) Detalle maderas pegadas.

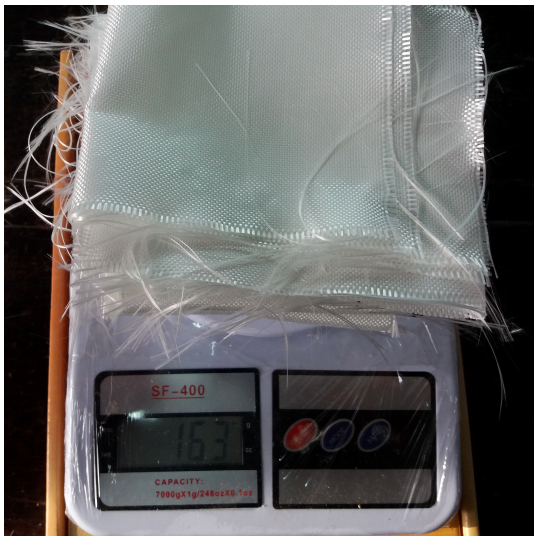
Figura 19.5: Segunda etapa de fabricación.

19.3.2.3. Etapa 3: Laminado final y curado

Una vez finalizada la segunda etapa y dando un margen de $24[hs]$ para que cure la cola vinílica, se dio comienzo a la última etapa. Por comenzar se cortaron las 6 telas de vidrio de dimensiones $1{,}3[m]x0{,}1[m]$ y las 4 del refuerzo $0{,}3[m]x0{,}1[m]$. Esto da un peso teórico de $144[g]$, debido a que el corte de las telas se efectúa de forma manual, al igual que en la etapa uno hay desfajases entre el peso teórico y el real cortado $163[g]$.



(a) Cortado de telas y refuerzo.



(b) Peso de telas etapa dos.

Figura 19.6: Tercera etapa: corte y pesaje de telas.

A continuación se procedió a preparar la resina epoxi con el catalizador. Para ello se utilizó una proporción fibra/resina del $50/50$ por lo tanto se utilizaron $163[g]$ de resina preparada. Una vez finalizada la preparación se procedió a laminar manualmente con la utilización de espátulas las seis capas del tren. A continuación se laminó el refuerzo de la zona central y se dejó por $48[hs]$. El fabricante de la resina asegura un buen curado con $24[hs]$ a temperatura ambiente de $25°C$ y humedad baja (aproximadamente $50/70\,\%$ relativa). La razón de estas $48[hs]$ se debe a que en el lugar de trabajo se dificultó lograr estas condiciones.

Una vez finalizado el proceso de curado ”natural” se procedió a cortar el excedente de fibras y obtener así el tren final. Para ello se utilizó un Dremmel®con un disco de $20[mm]$ para cortar fibra con resina.



(a) Laminado segunda capa de tela.



(b) Finalización del segundo laminado.

Figura 19.7: Última etapa de laminación.



(a) Cortado de excedente de fibra.



(b) Tren finalizado.

Figura 19.8: Finalización del tren principal.

A continuación, se procedió a hacer un curado a temperatura. Los materiales compuestos mejoran considerablemente sus propiedades si son curados a cierta temperatura superior a la temperatura ambiente. Por lo tanto se decidió efectuar un curado a aproximadamente $95°C$ durante un período de $10[hs]$. Para ello, se armo un saco de nylon al que se conectó una pistola de calor, y se recubrió con guata para aislarlo. Se colocó un termómetro para poder medir la temperatura en la zona más alejada, y la misma alcanzó los $92°C$ por lo tanto se supone que el resto del saco estaba a mayor temperatura. Con lo cual el curado fue a aproximadamente los $95°C$ deseados.



(a) Saco de nylon.



(b) Saco de nylon con aislación.

Figura 19.9: Curado del tren principal.

Finalmente se sacó el tren ya curado y se ensayo. El ensayo (ya explicado en la Sección ”Diseño estructural: Tren de aterrizaje”) consistió en cargar al mismo con pesos determinados. El tren se encontraba sobre una superficie donde podía deslizar y se fijó una de las patas. Al cargarlo se midió la deformación a lo largo de la trocha con un calibre. Los resultados se compararon con los obtenidos al cargar de la misma forma y con las mismas restricciones al modelo de ANSYS®. Luego del ensayo, se mandó a pintar.



Figura 19.10: Tren principal finalizado.

19.4. Peso del tren principal

Una vez terminado se pesó el tren principal, dando como resultado:



Figura 19.11: Peso del tren principal finalizado.

Se puede observar que el peso de la estructura laminada y curada es $W_{TOTAL} = 0{,}612[Kg]$. Este valor es menor al que teóricamente debería haber pesado ($0{,}726[Kg]$). En base a la experiencia realizada en la fabricación con compuestos, se puede decir que esta diferencia se debe a resina que se pierde en el proceso de laminado manual con espátula. Por lo tanto, al no respetar la relación fibra/resina $50/50$ se debe recalcular la relación al final del proceso.

$$W_{TOTAL} = W_{madera\,balsa} + W_{fibra} + W_{resina} = 0{,}612[Kg] \tag{19.1}$$

Donde:

$W_{madera\,balsa} = 0{,}234[Kg]$

$W_{fibra} = 0{,}240[Kg]$

Por lo tanto despejando de la ecuación (19.1) se obtiene que el peso de resina es $W_{resina} = 0{,}138[Kg]$. Calculando nuevamente la relación fibra/resina se obtiene que la misma es $63{,}5/36{,}5$. Por lo tanto, ahí se encuentra la diferencia entre el peso teórico q debería haber tenido la estructura y el finalmente logrado.

Capítulo 20

Pesos: Fabricación



En éste capítulo se presentan los pesos obtenidos al final de la etapa de fabricación.

20.1. Introducción.

Esta sección presenta los pesos de los distintos componentes fabricados. Debido a que no se alcanzó a fabricar el fuselaje, no se presenta un último centraje de la aeronave. Los componentes fabricados fueron tres:

- Ala.
- Empenajes.
- Tren principal de aterrizaje.

Para determinar los pesos de cada componente de pesaron por separado cada uno. Los pesos de cada material que compone las partes se midió durante el proceso y se detalló en la Sección de fabricación correspondiente a cada parte. En este capítulo solo se mostrarán los porcentajes correspondientes a cada material a fin de poder visualizar una proporción de lo que son partes de compuesto, partes de madera y partes metálicas y como se ven representadas en los pesos.

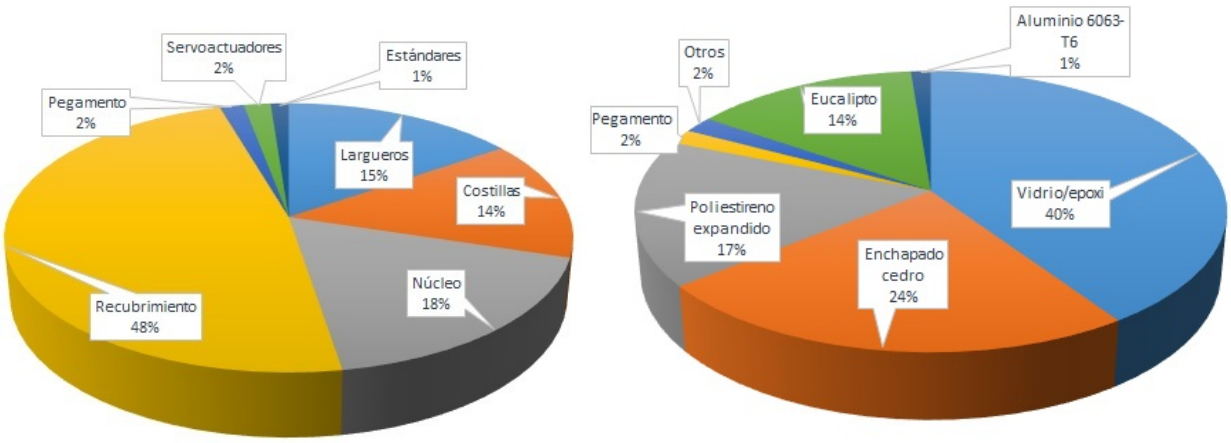
20.2. Peso del ala.

Una vez fabricada el ala los pesos obtenidos fueron:

Componente	**Peso**$[Kg]$
Larguero Anterior	$0{,}268$
Larguero Posterior	$0{,}243$
Costillas (c/tornillo)	$0{,}476$
Núcleo (c/pegamento)	$0{,}653$
Recubrimiento	$1{,}610$
Servoactuador	$0{,}055$
TOTAL	$3{,}305$

Tabla 20.1: Pesos componentes semiala.

$$\boxed{W_{ala} = 6{,}610[Kg]}$$



(a) Composición pesos del ala.

(b) Composición materiales del ala.

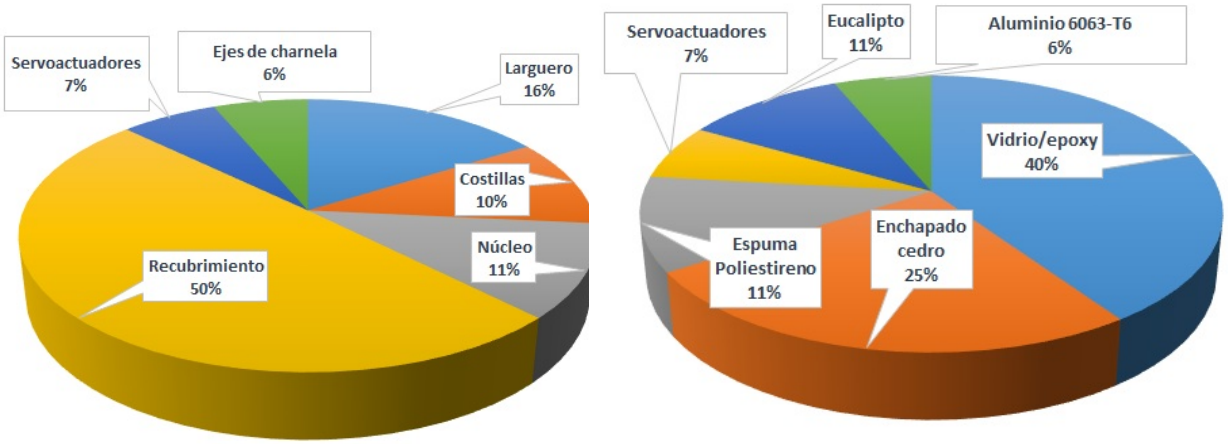
20.3. Peso del grupo de cola.

Una vez fabricado el grupo empenaje los pesos obtenidos fueron:

Componente	**Peso** $[Kg]$
Largueros	$0{,}200$
Costillas estabilizadores	$0{,}168$
Núcleo estabilizadores	$0{,}166$
Recubrimientos estabilizadores	$0{,}632$
Servoactuadores	$0{,}110$
Cables servo	$0{,}012$
Punteras	$0{,}104$
Pegamento	$0{,}095$
Estándares y varilla de transm.	$0{,}116$
Soportes servo	$0{,}102$
TOTAL ESTABILIZADORES	$1{,}705$
Costillas elevadores	$0{,}026$
Núcleo elevadores	$0{,}022$
Recubrimientos elevadores	$0{,}240$
Ejes de charnela	$0{,}106$
Pegamento	$0{,}034$
TOTAL ELEVADORES	$0{,}428$
TOTAL	$2{,}133$

Tabla 20.2: Pesos de componentes finales.

$$\boxed{W_{empenaje} = 2{,}133[Kg]}$$



(a) Composición pesos del grupo empenaje.

(b) Composición materiales del grupo empenaje.

20.4. Peso del tren principal de aterrizaje.

Una vez fabricado el tren principal de aterrizaje los pesos obtenidos fueron:

Componente	**Peso** $[Kg]$
Núcleo	$0{,}234$
Recubrimiento	$0{,}378$
Ruedas	$0{,}288$
TOTAL	$0{,}900$

Tabla 20.3: Peso total del principal de aterrizaje.

$$\boxed{W_{tren\,principal} = 0{,}900[Kg]}$$

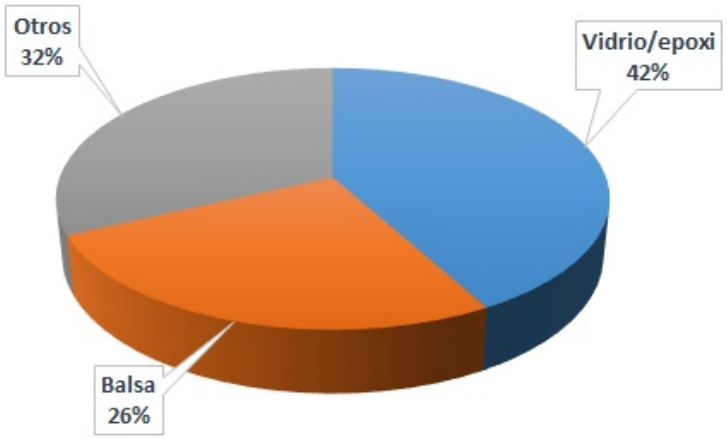


Figura 20.3: Peso del tren principal.

20.5. Pesos finales del vehículo

En la Tabla (20.2) se describe el resumen de los pesos totales de los componentes que conforman el vehículo.

Elemento	**Peso de diseño estructural**$[Kg]$	**Peso Real** $[Kg]$	**Modulo del error** $[Kg]$	**Error relativo al diseño** $[\%]$
Alas	$5{,}786$	$6{,}610$	$0{,}824$	$14{,}2$
Fuselaje	$4{,}386$	[-]	[-]	[-]
Grupo de cola	$1{,}716$	$2{,}133$	$0{,}417$	$24{,}3$
Tren de aterrizaje principal	$1{,}153$	$0{,}900$	$0{,}253$	$21{,}94$
Tren de aterrizaje nariz	$0{,}396$	[-]	[-]	[-]
Grupo propulsor	$1{,}500$	[-]	[-]	[-]
Electrónica	$1{,}200$	$1{,}200$	$1{,}2000$	0
Tanque Combustible	1	1	0	0
Carga lanzable	$5{,}000$	$5{,}000$	0	0
TOTAL	$22{,}050$	[-]	[-]	[-]

Tabla 20.4: Pesos de componentes finales.

NOTA: Los componentes que no están detallados en la tabla están ausentes debido a que no se logró su construcción o que no se obtuvo un valor definitivo de peso y por lo tanto no se puede realizar una comparación detallada. Para todos los casos, no se tuvo en cuenta el peso de aplicación de pintura.

El peso máximo de despegue del vehículo (W_{TO}) se excede en la etapa de diseño estructural por $10{,}25\,\%$ respecto al preliminar, lo cual permanece por debajo del valor admisible dado por los requerimientos el cual era de $20\,\%$. Esto deja un margen adicional de $9{,}75\,\%$ para la etapa constructiva.

El peso final del vehículo se verá alterado debido a las siguientes causas:

- Limitaciones inherentes al diseño propio de la aeronave donde no es posible reducir pesos.

- Limitaciones al momento de la selección y adquisición de materiales en el diseño.

- Limitaciones en la fabricación debido a la tecnología disponible.

- Factor humano en el proceso de fabricación.

Capítulo 21

Conclusiones y trabajos futuros



21.1. Conclusiones

En este trabajo final fue realizado el diseño preliminar, el diseño estructural y la fabricación de un vehículo lanzador de paracaídas. El mismo fue llevado a cabo aplicando métodos convencionales y propios, tanto para el diseño como para la fabricación de los componentes.

En la etapa de diseño preliminar se realizó el diseño aerodinámico de la aeronave, obteniendo la geometría externa del vehículo y la selección del grupo propulsor. Se caracterizó por ser un diseño innovador, que cumple los requerimientos propuestos, y a su vez admite pequeñas modificaciones, ya que no pretende ser un diseño totalmente rígido. Esta etapa se concluye resaltando los siguientes aspectos:

- El diseño se realizó mediante métodos convencionales teóricos de diseño de aeronaves y asistido por programas computacionales de estimación de coeficientes aerodinámicos. En muchos casos se debieron descartar métodos de esta clase ya que están proyectados para aplicarse en grandes aeronaves, los mismos asumen hipótesis que no son válidas para este vehículo debido a los bajos números de Reynolds a los que opera. En todos los casos se utilizaron los criterios de diseños que mejor aproximan al desempeño de la aeronave.

- La estimación preliminar de pesos se debió realizar mediante estadística de aeronaves similares y aproximaciones porcentuales basadas en la experiencia, ya que los métodos expresados en bibliografía no representaban valores útiles para vehículos de esta categoría. Los pesos finales de la aeronave varían con los métodos constructivos, es por ello que se considera un gran desafío mantener el peso de la aeronave a lo largo de todo el proceso de diseño.

- Muchas de las geometrías del vehículo fueron diseñadas pensando en el método de fabricación que fuera potencialmente aplicable. Uno de los casos es el ala, que posee un diseño geométrico sin ahusamiento debido a la complejidad que representa su construcción. Lo mismo ocurre con el grupo de cola. Por su parte el fuselaje, posee un diseño convencional de geometría rectangular y sin curvas o zonas complejas que dificulten su fabricación.

La etapa de diseño estructural se realizó con el objetivo de diseñar y comprobar la estructura interna del vehículo para su posterior etapa de fabricación. Se analizaron todos los componentes de la aeronave mediante estimaciones preliminares manuales y posterior verificación mediante elementos finitos. Se concluye esta etapa con las siguientes cuestiones:

- El diseño estructural de los componentes y su fabricación fueron realizados en forma paralela ya que permitía detectar a tiempo los problemas inherentes a la fabricación y que generalmente es complejo de contemplar en los procesos de desarrollo estructural. De esta manera, con cada elemento subsiguiente de la estructura se mejoraron aspectos de la fabricación que afectaban a la proyección de la estructura.

- El desarrollo fue limitado principalmente a los materiales que se pueden adquirir de forma comercial y a los costos asociados a ellos. Los materiales obtenidos no representan los de mejor calidad del mercado y pueden obtenerse mejoras importantes en el peso de la aeronave con materiales que presenten mejores propiedades físicas y mecánicas.

- Se realizaron múltiples ciclos de diseño para elementos estructurales de material compuesto y madera. Los componentes metálicos fueron diseñados mediante una propuesta geométrica y una posterior verificación estructural sin optimización alguna. Debido a esto, los componentes metálicos admiten mejoras apreciables y con ello una reducción de peso final de la aeronave.

- La estimación preliminar de pesos en esta etapa se realizó mediante datos bibliográficos y la utilización de software de diseño asistido, CATIA V5® y ANSYS 14® que permiten estimar de forma rápida los componentes y contribuyeron a la optimizar la selección de materiales para el diseño.

En la etapa de fabricación se logró cumplir con los objetivos generales propuestos y priorizando las buenas prácticas adquiridas a lo largo del proceso de fabricación de los componentes. Ciertos elementos estructurales no fueron construidos al momento de finalizar este informe por lo que no se tuvieron en consideración ciertos valores finales de fabricación y detalles sobre los mismos. Algunos de los aspectos a resaltar son los siguientes:

- Los métodos de fabricación para este proyecto responden a procesos que fueron diseñados, en parte por la información de experiencias de proyectos anteriores y la contribución de la investigación propia mediante experimentación para lograr las buenas prácticas. Todos los componentes pueden fabricarse de diversas formas y para este desarrollo, los procesos se fueron adecuando según los criterios personales de los autores.

- El método de fabricación aplicado en el ala y el grupo de cola no es el óptimo para realizar estructuras de bajo peso ya que necesitan mantener en forma permanente un núcleo que contribuye al aumento de peso y que es menos eficiente estructuralmente. Por otro lado, en este diseño fue necesario la adhesión de un enchapado de madera de cedro para mejorar ciertas características de laminado, como ser la adherencia de las fibras de vidrio con el núcleo debido a la porosidad del mismo y la gran absorción de resina. A su vez permitió optimizar el proceso de aplicación de vacío, evitando el colapso del núcleo. De esta forma, fue necesario agregar este material en los análisis estructurales presentando un marcado aumento de peso.

- En la fabricación de los componentes del vehículo aéreo fueron realizados de forma adicional ciertos elementos que eran necesarios para la operación y que no fueron diseñados en etapas anteriores por razones de tiempo ya que son de segundo orden. Tal fue el caso de fabricación de las punteras del grupo de cola y los soportes para los servoactuadores.

A pesar de que la célula estructural fue construida parcialmente, los objetivos del proyecto fueron cumplidos con éxito permitiendo adquirir conocimientos y experiencia en el diseño preliminar de aeronaves, conocimientos en el diseño de estructuras de material compuesto, y manejo de software de cálculo mediante el método de elementos finitos. En cuanto a la fabricación, se aprendieron diversas técnicas de construcción de piezas de materiales compuestos, que permitió adquirir experiencia a la hora de proyectar y diseñar estructuras.

21.2. Trabajos futuros

Se propone realizar aquellos análisis que requieren una mayor profundidad de acuerdo a lo indicado en los capítulos de diseño estructural.

Para finalizar con la fabricación de la aeronave se propone:

- Finalizar la fabricación de las superficies de control del ala.
- Fabricar el fuselaje.
- Finalizar la construcción del tren principal.
- Optimizar el diseño del tren de nariz: para ello se debe optimizar el diseño del resorte y del vástago según las cargas dinámicas esperadas en una maniobra de aterrizaje.
- Adquirir el grupo propulsor seleccionado en el diseño preliminar.
- Adquirir los componentes electrónicos seleccionados en el diseño preliminar.
- Ensamble de los componentes.

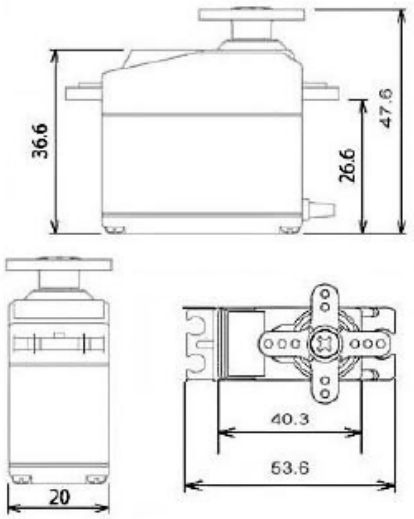
Anexo A

SERVOACTUADOR

En este anexo se detallan las características del servoactuador MG996R-Tower Pro. Se adjunta a continuación el *datasheet* provisto por el fabricante.

MG996R **High Torque**
Metal Gear Dual Ball Bearing Servo



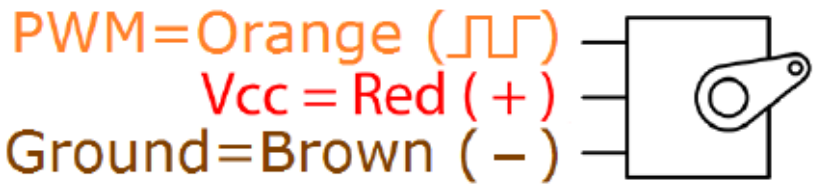


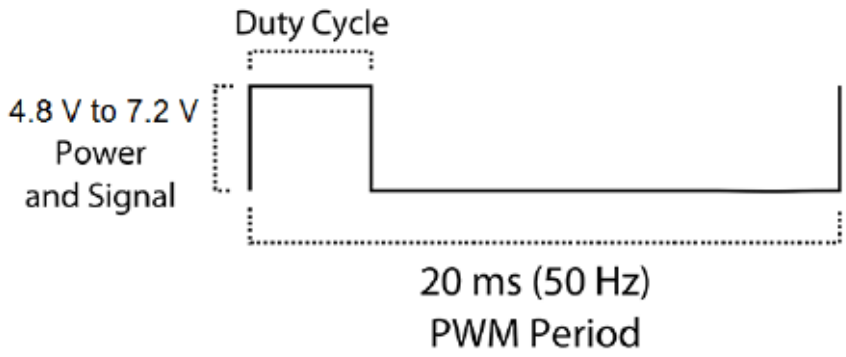
This High-Torque MG996R Digital Servo features metal gearing resulting in extra high 10kg stalling torque in a tiny package. The MG996R is essentially an upgraded version of the famous MG995 servo, and features upgraded shock-proofing and a redesigned PCB and IC control system that make it much more accurate than its predecessor. The gearing and motor have also been upgraded to improve dead bandwith and centering. The unit comes complete with 30cm wire and 3 pin 'S' type female header connector that fits most receivers, including Futaba, JR, GWS, Cirrus, Blue Bird, Blue Arrow, Corona, Berg, Spektrum and Hitec.

This high-torque standard servo can rotate approximately 120 degrees (60 in each direction). You can use any servo code, hardware or library to control these servos, so it's great for beginners who want to make stuff move without building a motor controller with feedback and gear box, especially since it will fit in small places. The MG996R Metal Gear Servo also comes with a selection of arms and hardware to get you set up nice and fast!.

Specifications:

- Weight: 55 g
- Dimension: 40.7 x 19.7 x 42.9 mm approx.
- Stall torque: 9.4 kgf·cm (4.8 V), 11 kgf·cm (6 V)
- Operating speed: 0.17 s/60º (4.8 V), 0.14 s/60º (6 V)
- Operating voltage: 4.8 V a 7.2 V
- Running Current 500 mA – 900 mA (6V)
- Stall Current 2.5 A (6V)
- Dead band width: 5 μs
- Stable and shock proof double ball bearing design
- Temperature range: 0–$55\ ^{\circ}C$

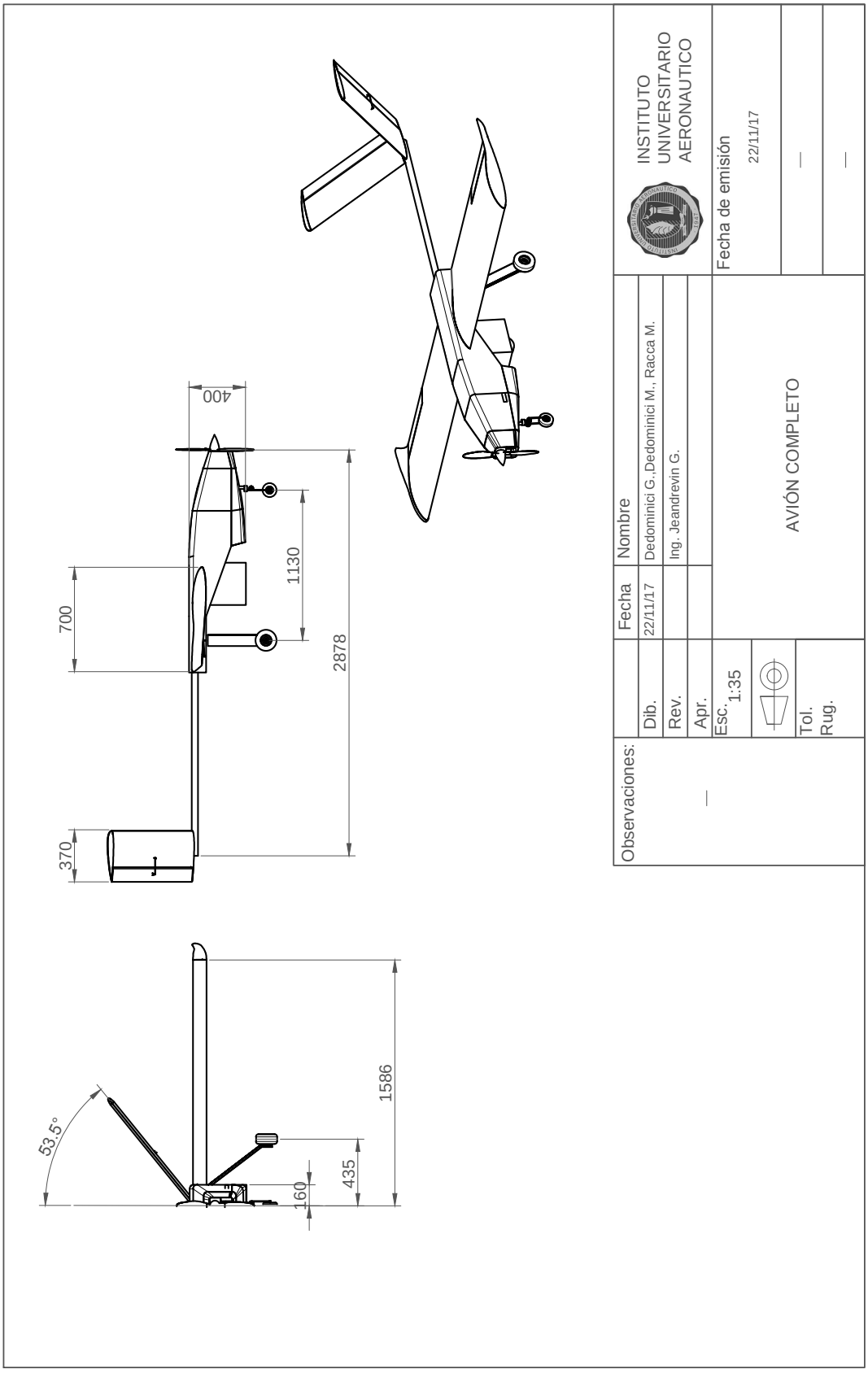


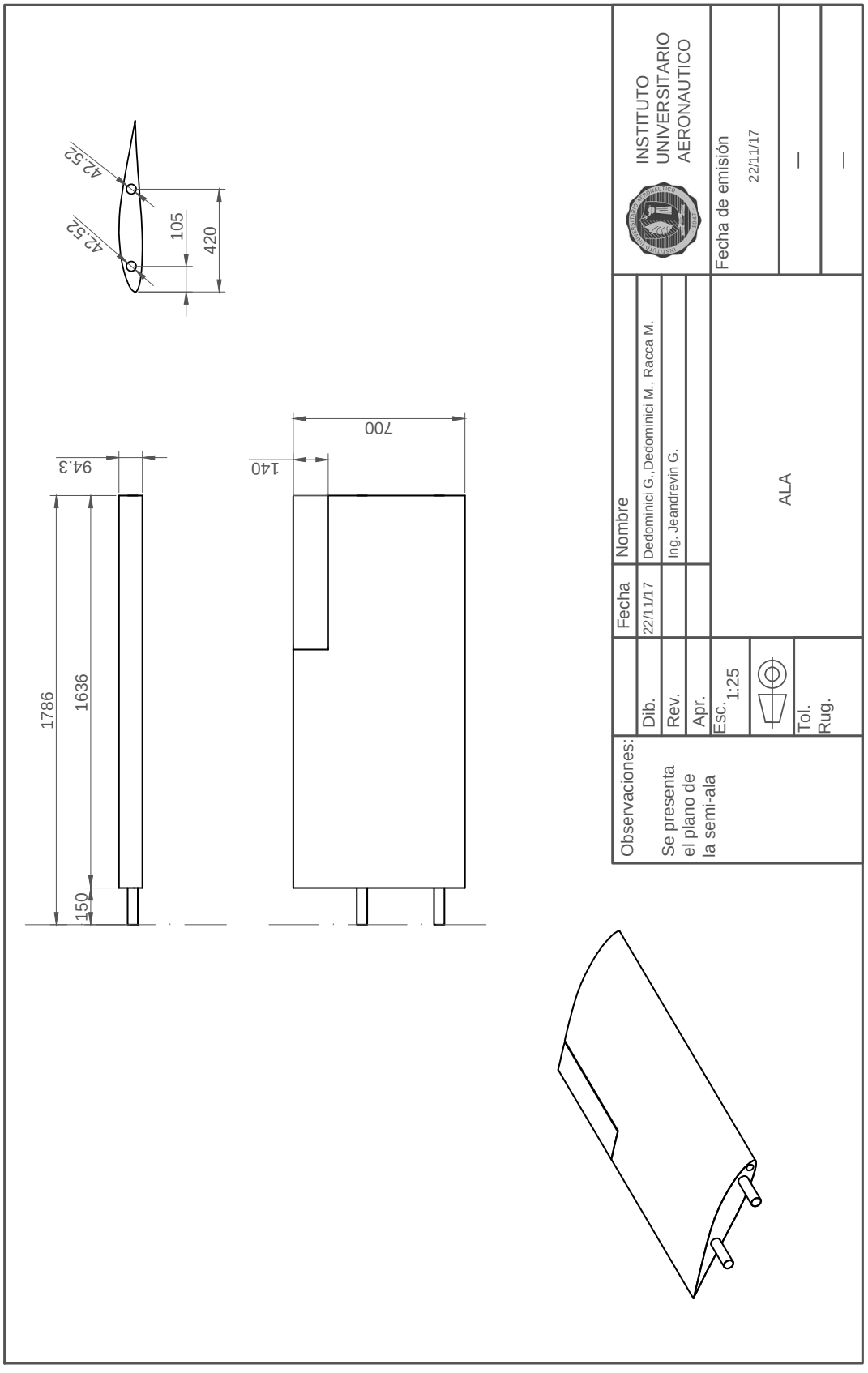


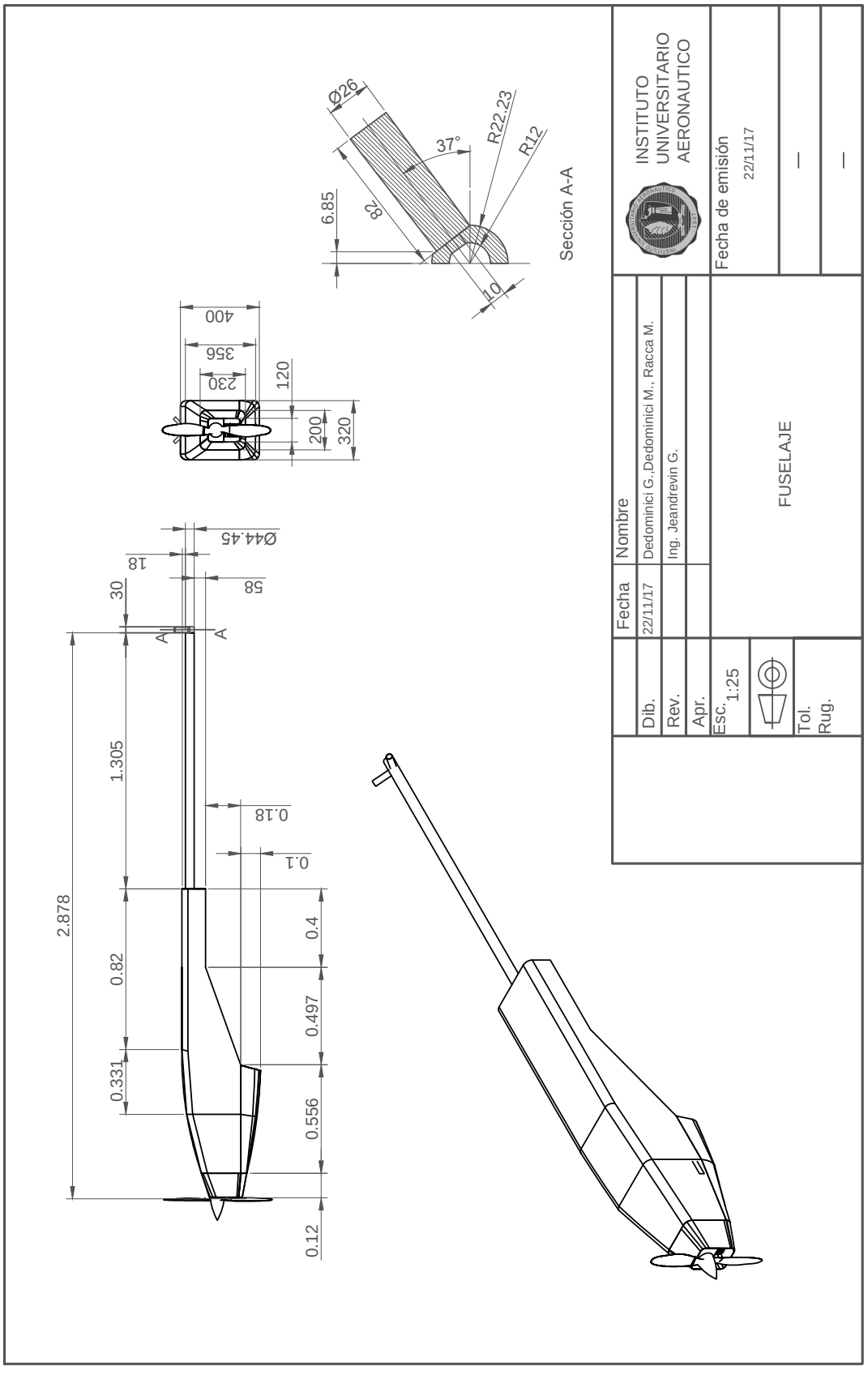


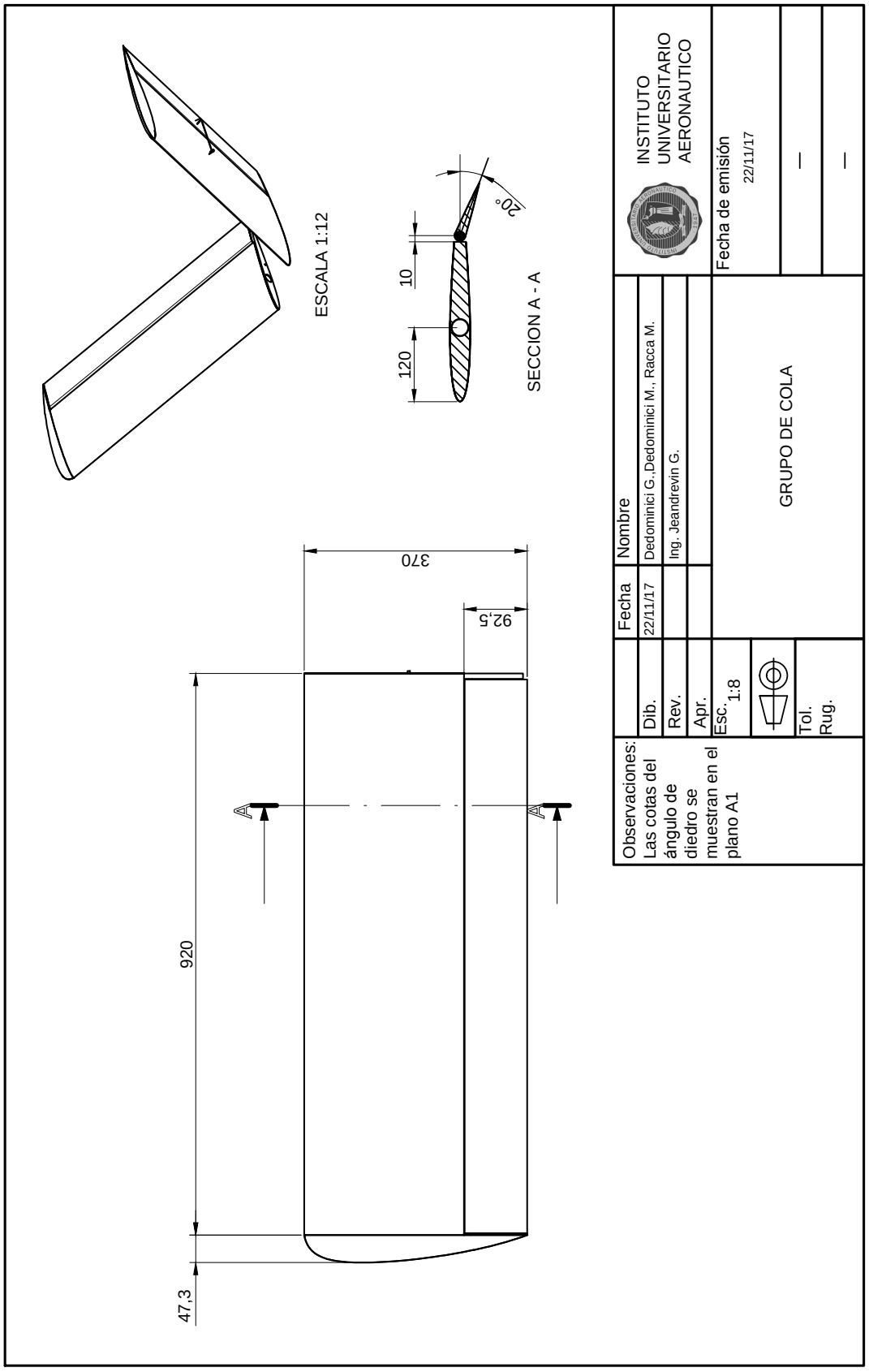
Anexo B

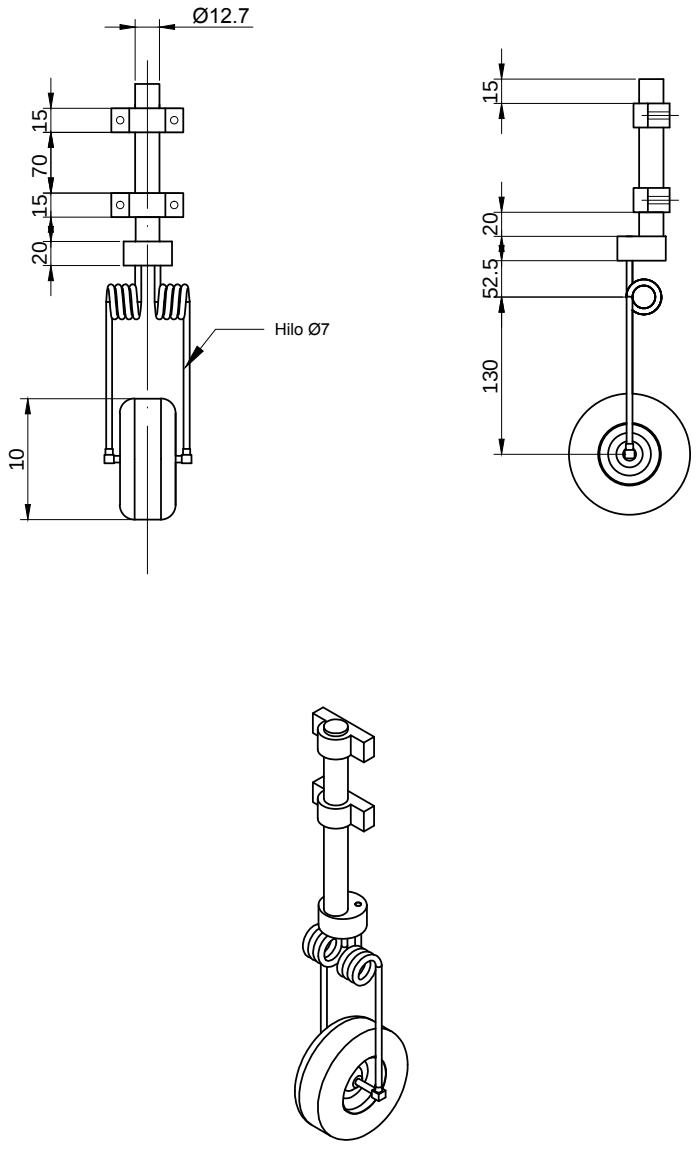
PLANOS


400
1130
700
2878
370
1586
53.5°
435
160
INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONAUTICO
Fecha de emisión
22/11/17
Nombre
Fecha
Dib.
Dedominici G.,Dedominici M., Racca M.
22/11/17
Rev.
Ing. Jeandrevin G.
Apr.
Esc. 1:35
Tol.
Rug.
AVIÓN COMPLETO
Observaciones:
—

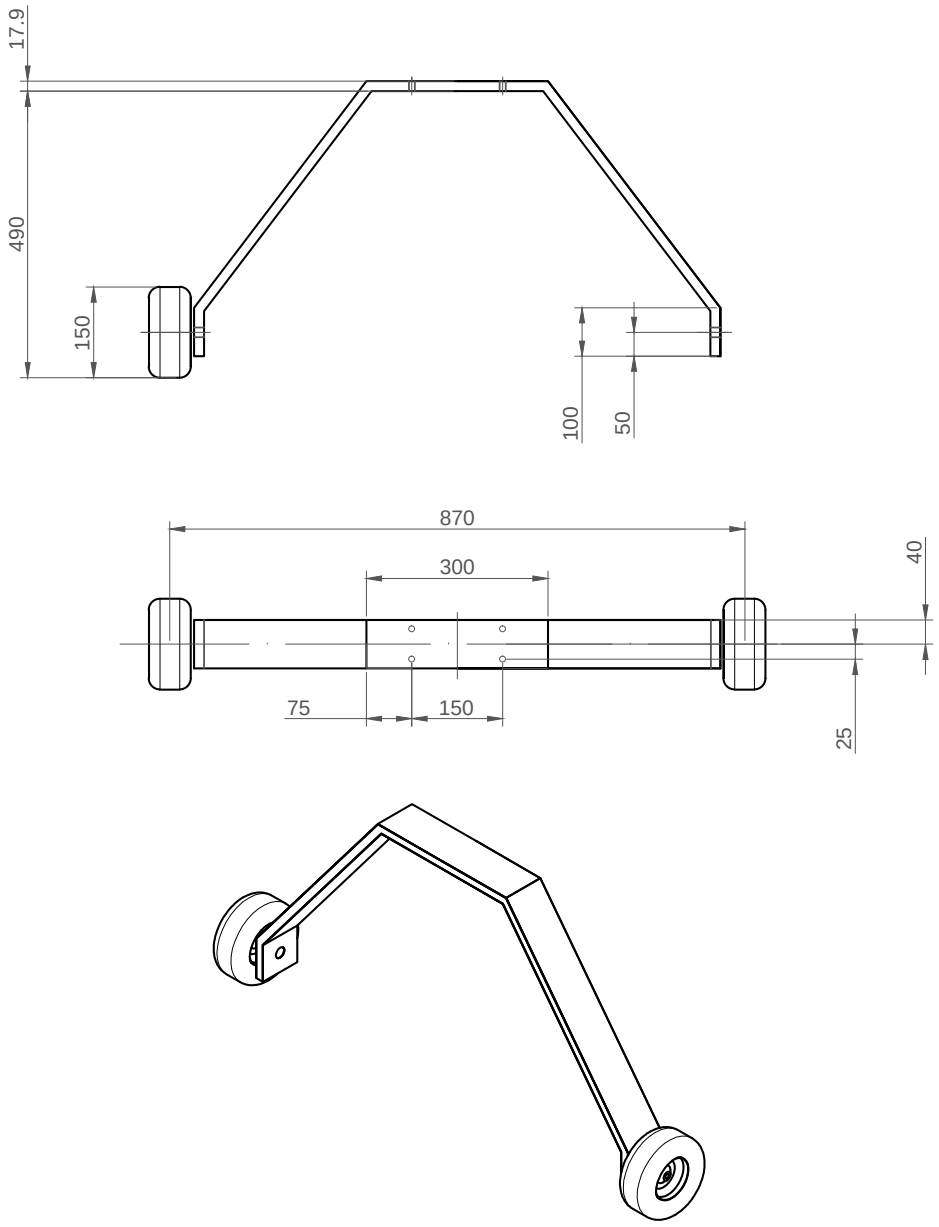

42.52
42.52
105
420
94.3
1786
1636
150
140
700
INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONAUTICO
Fecha de emisión
22/11/17
—
—
Nombre
Dedominici G.,Dedominici M., Racca M.
Ing. Jeandrevin G.
Fecha
22/11/17
Dib.
Rev.
Apr.
Esc. 1:25
Tol. Rug.
ALA
Observaciones:
Se presenta el plano de la semi-ala


Ø26
R22.23
R12
37°
6.85
8
10
Sección A-A
400
356
230
120
200
320
Ø44.45
18
58
30
A
A
1.305
0.18
0.1
2.878
0.82
0.331
0.4
0.497
0.556
0.12
INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONAUTICO
Fecha de emisión
22/11/17
Fecha
Nombre
Dib.
22/11/17
Dedominici G.,Dedominici M., Racca M.
Rev.
Ing. Jeandrevin G.
Apr.
Esc. 1:25
Tol.
Rug.
FUSELAJE


ESCALA 1:12
SECCION A - A
20°
10
120
370
92,5
920
47,3
INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONAUTICO
Fecha
Nombre
Dib.
22/11/17
Dedominici G.,Dedominici M., Racca M.
Rev.
Ing. Jeandrevin G.
Apr.
Esc. 1:8
Tol.
Rug.
GRUPO DE COLA
Fecha de emisión
22/11/17
—
—
Observaciones:
Las cotas del ángulo de diedro se muestran en el plano A1



Observaciones:		Fecha	Nombre	INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONAUTICO
Todos los agujeros son Ø5.	Dib.	22/11/17	Dedominici G.,Dedominici M., Racca M.	
	Rev.		Ing. Jeandrevin G.	
	Apr.			
	Esc. 1:5	TREN DE NARIZ		Fecha de emisión 22/11/17
	Tol. Rug.			—
				—



Observaciones:		Fecha	Nombre	INSTITUTO UNIVERSITARIO AERONAUTICO
Todos los agujeros son Ø10.	Dib.	22/11/17	Dedominici G.,Dedominici M., Racca M.	
	Rev.		Ing. Jeandrevin G.	
	Apr.			
	Esc. 1:15	TREN PRINCIPAL		Fecha de emisión 22/11/17
				—
	Tol. Rug.			—