

Proyecto Fin de Grado

Grado en Ingeniería Aeroespacial

Diseño en Catia V5 de un avión regional turbohélice experimental más eficiente, partiendo de la transformación del modelo turbohélice ATR-72 y de las características estructurales del modelo ES-30

Autor: Marta Navarro Jáuregui

Tutores: Francisco Lucas García

Francisco Salmerón Medina

Departamento de Ingeniería Gráfica
Escuela Técnica Superior de Ingeniería
Universidad de Sevilla

Sevilla, 2024



Proyecto Fin de Grado
Grado en Ingeniería Aeroespacial

**Diseño en Catia V5 de un avión regional turbohélice
experimental más eficiente, partiendo de la
transformación del modelo turbohélice ATR-72 y
de las características estructurales del modelo ES-
30**

Autor:

Marta Navarro Jáuregui

Tutores:

Francisco Lucas García

Francisco Salmerón Medina

Departamento de Ingeniería Gráfica
Escuela Técnica Superior de Ingeniería
Universidad de Sevilla
Sevilla, 2024

Proyecto Fin de Grado: Diseño en Catia V5 de un avión regional turbohélice experimental más eficiente, partiendo de la transformación del modelo turbohélice ATR-72 y de las características estructurales del modelo ES-30

Autor: Marta Navarro Jáuregui

Tutores: Francisco Lucas García

Francisco Salmerón Medina

El tribunal nombrado para juzgar el Proyecto arriba indicado, compuesto por los siguientes miembros:

Presidente:

Vocales:

Secretario:

Acuerdan otorgarle la calificación de:

El Secretario del Tribunal

Sevilla, 2024

Agradecimientos

Este Trabajo Fin de Grado supone para mí el cierre de una etapa muy importante en mi vida, llena de retos y superación, una etapa que me ha ayudado a crecer como persona. Han sido unos años de mucho esfuerzo y trabajo, y que, con orgullo, puedo decir que se han acabado.

No podría haber completado esta etapa sin el apoyo incondicional y la ayuda de mi familia. Gracias a mis padres por siempre estar ahí y animarme a no rendirme nunca. Gracias a mi hermana por sacarme una sonrisa siempre que lo necesitaba, y por entenderme mejor que nadie. Sois un pilar fundamental en mi vida. Me gustaría agradecer a Martín, por acompañarme a lo largo de estos cuatro años en todo momento y por haber confiado siempre en mí, sin dudar ni un segundo de que lo conseguiría.

Dar las gracias a mi tutor, Francisco Lucas, por su apoyo y confianza en mí.

Por último, gracias a todas las personas que me ha dado la carrera por hacer que estos años estuviesen llenos de buenos momentos que recordaremos para siempre.

Marta Navarro Jáuregui

Grado en Ingeniería Aeroespacial

Sevilla, 2024

Resumen

A partir de mediados de la década de 1990, jets regionales (aviones turbofán con capacidad para 50 pasajeros) comenzaron a desplazar a los aviones turbohélice en las aerolíneas regionales. En la actualidad, los jets regionales con capacidad desde los 35 pasajeros hasta los 90 pasajeros son empleados en muchas de las rutas de los networks de las aerolíneas, mientras que es raro ver a aviones turbohélices realizando dichas escalas. Esto se debe en parte a las características técnicas (los jets regionales tienen una mayor velocidad de crucero y una altitud de crucero superior), y en parte a la percepción pública (los turbohélices suelen ser menos cómodos y parecen "pasados de moda").

Sin embargo, los aviones turbohélice poseen por lo general una ventaja de eficiencia de combustible con respecto a los aviones turbofán, por lo que estos aviones parecen ser una alternativa atractiva para los segmentos de corto alcance, tanto en términos de economía de funcionamiento de la línea aérea debido al aumento de los precios del combustible como en términos de impacto ambiental (emisiones, especialmente de CO₂). Para la mayoría de las rutas de corto alcance, el hecho de que los aviones turbohélices tengan una velocidad de vuelo ligeramente inferior tiene muy poco impacto en el tiempo total del bloque de las misiones. Además, dado que la demanda de viajes continúa incrementándose, esto implica que la capacidad de los aeropuertos puede convertirse en una fuente importante de problemas en un futuro próximo. En muchos aeropuertos, los aviones turbohélice siguen procedimientos de salida y llegada diferentes que los aviones turbofán, incluso llegando a emplear pistas diferentes. Por lo tanto, el uso de más turbohélices podría permitir un mayor rendimiento de pasajeros en los aeropuertos.

El objetivo de este Trabajo Fin de Grado es el diseño en CATIA V5 de un avión regional turbohélice experimental más eficiente, partiendo de la transformación del modelo turbohélice ATR-72 y de las características estructurales del modelo ES-30. Este reduciría considerablemente el impacto medioambiental de las operaciones aéreas y mejoraría la economía de las aerolíneas que decidieran emplear este diseño. Además, poseería un nivel de confort comparable (o tal vez superior) al adquirido en los aviones regionales turbofán, lo que ayudaría a mitigar la pobre percepción que estos aviones tienen entre los pasajeros. En muchas de las rutas recorridas por los jets regionales, e incluso los aviones más grandes de un solo pasillo, las distancias son lo suficientemente cortas que un turbohélice de nueva generación "más rápido" podría tener tiempos de vuelo casi equivalentes a los de un avión de turbofán. En definitiva, el propósito de este proyecto es diseñar un avión que permita a las aerolíneas ofrecer una experiencia de vuelo similar a la de los turbofán, pero con la eficiencia económica y el impacto medioambiental de un turbohélice.

Abstract

From the mid-1990s, regional jets began to displace turboprop aircraft in regional airlines. Currently, regional jets with capacities from 35 to 90 passengers are employed on many of the network routes of airlines, while it is rare to see turboprops operating on these routes. This situation is partly due to technical characteristics (regional jets have higher cruising speeds and cruising altitudes) and partly due to public perception (turboprops are often seen as less comfortable and "outdated").

However, turboprop aircrafts generally have a fuel efficiency advantage over turbofan aircraft, making them an attractive alternative for short distances, both in terms of airline operational economics due to rising fuel prices and in terms of environmental impact (emissions, especially CO₂). For most short routes, the fact that turboprop aircrafts have a slightly lower flight speed has very little impact on the total time of the missions. Additionally, as travel demand continues to increase, airport capacity could become a significant source of problems soon. At many airports, turboprop aircrafts follow different departure and arrival procedures than turbofan aircraft, even using different runways. Therefore, the use of more turboprops could allow for higher passenger efficiency at airports.

The objective of this project is the design in CATIA V5 of a more efficient experimental regional turboprop aircraft, based on the transformation of the ATR-72 turboprop model and the structural characteristics of the ES-30 model. This aircraft would significantly reduce the environmental impact of air operations and improve the economy of airlines that choose to adopt this design. Furthermore, it would offer a level of comfort comparable to (or perhaps even superior to) that of regional turbofan aircraft, helping to mitigate the poor perception that these aircraft have among passengers. On many routes currently served by regional jets, and even larger single-aisle aircraft, the distances are short enough that a "faster" new-generation turboprop could have flight times nearly equivalent to those of a turbofan aircraft. In conclusion, the purpose of this project is to design an aircraft that allows airlines to offer a flight experience like that of turbofans, but with the economic efficiency and environmental impact of a turboprop.

Agradecimientos	6
Resumen	8
Abstract	10
Índice	12
Índice de Tablas	14
Índice de Figuras	16
Notación	20
1 Introducción	22
2 Descripción general	25
2.1. <i>Desarrollo de los aviones turbohélices</i>	25
2.2. <i>ATR 72</i>	28
2.2.1. Marco histórico	28
2.2.2. Modelos	29
2.3 <i>ES-30</i>	33
2.3.1. Desarrollo del ES-30	34
3 Proceso previo al modelado	31
3.1 <i>Estudio previo de las características del avión</i>	31
3.1.1 Eficiencia	31
3.1.2 Comfort	32
3.1.3 Optimización del espacio	32
3.1.4 Visión comercial	32
3.2. <i>CATIA V5R19</i>	33
4 Modelado en catia	36
4.1. <i>Previsualización de la idea</i>	36
4.2. <i>Fuselaje</i>	39
4.2.1 Diseño previo	39
4.2.2 Modelado del exterior	44
4.2.3 Modelado del interior	57
4.3. <i>Alas</i>	70
4.3.1. Estudio previo	70
4.3.2. Diseño de las alas	72
4.4. <i>Estabilizadores horizontal y vertical</i>	77
4.4.1. Estudio previo	77
4.4.2. Modelado del estabilizador horizontal	78
4.4.3. Modelado del estabilizador vertical	81

<i>4.5. Motores turbohélices</i>	84
4.5.1. Elección planta motora	84
4.5.2. Diseño planta motora	85
<i>4.6. Tren de aterrizaje</i>	90
4.6.1. Estudio previo	90
4.6.2. Modelado de los trenes de aterrizaje	92
<i>4.7. Riostras</i>	96
<i>4.8. Diseño interno</i>	96
5 Diseño final CERT-1	99
5.1. Modelado del avión final	99
5.2. Planos del CERT-1	105
6 Conclusiones	108
Referencias	109

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 4-1. Comparación de los distintos perfiles	70
Tabla 4-2. Características de las formas en planta de las alas estudiadas	71
Tabla 4-3. Características de los perfiles simétricos	77
Tabla 4-4. Posibles motores	84

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 2-1. Jendrassik Cs-1	26
Figura 2-2. Motor Rolls-Royce Trent	26
Figura 2-3. Motor Kuznetsov NK-12	27
Figura 2-4. Primer vuelo del ATR-72	28
Figura 2-5. ATR 72-500	29
Figura 2-6. ATR 72-600	30
Figura 2-7. ATR 72- 600 reconvertido a carguero	31
Figura 2-8. Puerta de carga de mayores dimensiones	32
Figura 2-9. Interior con raíles	32
Figura 2-10. Bodega <i>Bulk</i>	32
Figura 2-11. ES-30	33
Figura 4-1. Vista lateral del modelado inicial.	36
Figura 4-2. Vista frontal del modelado inicial	36
Figura 4-3. Cilindro fuselado en <i>Imagine and Shape</i>	37
Figura 4-4. Mallado del fuselaje.	37
Figura 4-5. Alas del diseño preliminar	38
Figura 4-6. Estabilizadores horizontales y vertical	38
Figura 4-7. Riostras	39
Figura 4-8. Medidas de los asientos según la clase	40
Figura 4-9. Distribución en cabina según la configuración de los asientos	40
Figura 4-10. Distribución interna	41
Figura 4-11. Intervalos de medidas del fuselaje	42
Figura 4-12. Imagen visual puertas de emergencia	43
Figura 4-13. <i>FAR 25.807. Puertas de emergencia</i>	43
Figura 4-14. Medidas de los baños y los <i>galleys</i>	44
Figura 4-15. Parámetros usados.	45
Figura 4-16. <i>Extrude</i>	45
Figura 4-17. <i>Revolvute</i>	46
Figura 4-18. <i>Shell</i>	46
Figura 4-19. <i>Revolve Volume</i>	47
Figura 4-20. <i>Split</i>	47
Figura 4-21. <i>Extrude</i> puertas	47

Figura 4-22. <i>Extrude</i>	48
Figura 4-23. <i>Thick Surface</i>	48
Figura 4-24. <i>Split</i>	49
Figura 4-25. <i>Multi-Sections Volume</i>	49
Figura 4-26. <i>Fill</i>	50
Figura 4-27. <i>Extrude</i>	50
Figura 4-28. Modelado de la puerta	51
Figura 4-29. <i>Split</i>	51
Figura 4-30. <i>Extrude</i> ventanillas	52
Figura 4-31. <i>Split</i> de ambas partes	52
Figura 4-32. Catálogo de materiales	53
Figura 4-33. Perfil del fuselaje	53
Figura 4-34. Planta del fuselaje	54
Figura 4-35. Vista frontal del fuselaje	54
Figura 4-36. Detalle de puerta de emergencia	55
Figura 4-37. Detalle cristal cabina de los pilotos	55
Figura 4-38. Detalle nombre del avión grabado	56
Figura 4-39. Vista trasera del fuselaje	56
Figura 4-40. Detalle de las ventanas.	57
Figura 4-41. Detalle de los asientos	57
Figura 4-42. <i>Extrude</i> asiento	58
Figura 4-43. <i>Sketch</i> del asiento	58
Figura 4-44. <i>Sketch</i> reposabrazos	59
Figura 4-45. <i>Extrude</i> reposabrazos	59
Figura 4-46. Ejemplo de <i>Translate</i>	60
Figura 4-47. <i>Split</i> para redondear los asientos	60
Figura 4-48. Ejemplo den <i>Translate</i> de la 1ª fila	61
Figura 4-49. Todas las filas trasladadas	61
Figura 4-50. <i>Extrude</i>	62
Figura 4-51. <i>Sketch</i> cojín de la base	62
Figura 4-52. <i>Translate</i> de toda una hilera de asientos.	63
Figura 4-53. <i>Sketch</i> del hueco	63
Figura 4-54. <i>Extrude</i>	64
Figura 4-55. <i>Split</i> para hacer el hueco	64
Figura 4-56. <i>Sketch</i> compartimento	65
Figura 4-57. Compartimento superior para maletas	65

Figura 4-58. Vista frontal de la cabina de los pasajeros	66
Figura 4-59. Vista frontal de la cabina de los pilotos	66
Figura 4-60. Puerta de entrada a la cabina de los pilotos.	67
Figura 4-61. Baños	67
Figura 4-62. <i>Galley</i> y asientos de auxiliares de vuelo	68
Figura 4-63. Interior del cono delantero	68
Figura 4-64. Interior del cono de cola	69
Figura 4-65. Vista CAD de la distribución interna del avión	69
Figura 4-66. Plano de la distribución interna	70
Figura 4-67. NACA 23012	71
Figura 4-68. Algunas de las coordenadas del perfil elegido	72
Figura 4-69. Algunas coordenadas en txt	73
Figura 4-70. <i>Sketch</i> del perfil	73
Figura 4-71. Perfiles de las alas	74
Figura 4-72. Vista en planta de los perfiles	74
Figura 4-73. Vista frontal del ala	75
Figura 4-74. <i>Multi-Sections Volume</i> del ala	75
Figura 4-75. Planta del ala	75
Figura 4-76. Detalle del perfil del ala	76
Figura 4-77. Ocupación del 50% del perfil alar	76
Figura 4-78. Dimensiones del tanque de combustible	76
Figura 4-79. Vista frontal de los perfiles de un lado del estabilizador horizontal	78
Figura 4-80. Vista en planta de los perfiles de la mitad del estabilizador	79
Figura 4-81. <i>Multi-Sections Volume</i>	79
Figura 4-82. Vista en planta del estabilizador horizontal	80
Figura 4-83. Vista frontal del estabilizador horizontal	80
Figura 4-84. Detalle del perfil NACA 0012	81
Figura 4-85. Disposición de los perfiles	81
Figura 4-86. <i>Multi-Sections Volume</i>	82
Figura 4-87. Soporte del estabilizador vertical	82
Figura 4-88. Estabilizador vertical	83
Figura 4-89. Perfil 0014 detallado	83
Figura 4-90. Eje de las hélices	85
Figura 4-91. Perfiles de la pala	86
Figura 4-92. <i>Multi-Sections Volume</i> de una pala	86
Figura 4-93. <i>Circular Pattern</i>	87

Figura 4-94. <i>Split</i>	87
Figura 4-95. Pocket	88
Figura 4-96. Cono de la hélice	88
Figura 4-97. Hélice del motor	89
Figura 4-98. Vista lateral de la hélice	89
Figura 4-99. Planta motora	90
Figura 4-100. Hueco de almacenamiento tren de aterrizaje principal	92
Figura 4-101. <i>Pad</i> de una de las partes del eje	92
Figura 4-102. <i>Shaft</i> de la llanta	93
Figura 4-103. <i>Shaft</i> de la rueda	93
Figura 4-104. Vistas del tren de aterrizaje principal	94
Figura 4-105. Vistas del tren de aterrizaje del morro	95
Figura 4-106. Riostra	96
Figura 4-107. Vista frontal de la estructura interna	97
Figura 4-108. Planta de la estructura interna	97
Figura 4-109. Estructura interna	98
Figura 4-110. Detalle de las cuadernas	98
Figura 5-1. CERT-1	99
Figura 5-2. Vista frontal del CERT-1	100
Figura 5-3. Vista en planta del CERT-1	100
Figura 5-4. Riostras en el modelo	101
Figura 5-5. Vista inferior de las riostras	101
Figura 5-6. Puertas de tren de aterrizaje de morro	102
Figura 5-7. Puertas del tren de aterrizaje principal	102
Figura 5-8. Detalle del estabilizador vertical	103
Figura 5-9. Motores implementados en el ala	103
Figura 5-10. CERT-1 volando	104
Figura 5-11. Vista frontal del CERT-1	104
Figura 5-12. Vista lateral del CERT-1 volando	105
Figura 5-13. Planos del CERT-1	105
Figura 5-14. Planta	106
Figura 5-15. Alzado	106
Figura 5-16. Perfil	107

Notación

C_{dmin}	Coefficiente de resistencia mínima de un perfil
C_{Dmin}	Coefficiente de resistencia mínima de un ala
α_s	Ángulo de ataque para C_{lmax} o C_{Lmax}
$(C_l/C_d)_{max}$	Eficiencia aerodinámica máxima del perfil
$(C_L/C_D)_{max}$	Eficiencia aerodinámica máxima del ala
C_{mo}	Coefficiente de momentos aerodinámico cuando ángulo de ataque es cero para un perfil
C_{Mo}	Coefficiente de momentos aerodinámico cuando ángulo de ataque es cero para un ala
α_o	Ángulo de ataque de sustentación nula
$C_{l\alpha}$	Pendiente de la curva de sustentación del perfil
$C_{L\alpha}$	Pendiente de la curva de sustentación del ala
C_{lmax}	Coefficiente de sustentación máxima para un perfil
C_{Lmax}	Coefficiente de sustentación máxima para un ala
C_{l0}	Coefficiente de sustentación en ángulo de ataque cero para un perfil
C_{L0}	Coefficiente de sustentación en ángulo de ataque cero para un ala

1 INTRODUCCIÓN

El objetivo de este Trabajo de Final de Grado es la creación de un avión turbohélice para trayectos regionales en base al ATR 72 y al avión regional eléctrico ES-30, con el programa CATIA V5 R19. Este avión cumplirá una serie de características que hará que sea un excelente candidato para ser el nuevo avión de pasajeros turbohélice:

- Podrá permitir un **mayor rendimiento de pasajeros en los aeropuertos**: La capacidad de los aeropuertos puede convertirse en una fuente importante de problemas dado que la demanda de viajes continúa incrementándose. En muchos aeropuertos, los aviones turbohélice siguen procedimientos de salida y llegada diferentes que los aviones turbofán, incluso llegando a emplear pistas diferentes. Por lo tanto, el uso de más turbohélices reduciría el tránsito de personas en la misma zona.
- La **velocidad del avión turbohélice no es una desventaja**: para la mayoría de las rutas de corto alcance, el hecho que los aviones turbohélices tengan una velocidad de vuelo ligeramente inferior tiene muy poco impacto en el tiempo total del bloque de las misiones.
- Poseerá una **ventaja de eficiencia de combustible**: por lo que será una alternativa atractiva para los segmentos de corto alcance, tanto en términos de economía de funcionamiento de la línea aérea debido al aumento de los precios del combustible como en términos de impacto ambiental
- **Confort**: las aerolíneas de hoy en día no buscan solo eficiencia. Los clientes demandan de ellos unos niveles mínimos de confort y comodidad. (De hecho, este es el motivo por el que los aviones turboprop, siendo mucho más eficiente que los turbofán a baja velocidad; han sido relegados a un puesto secundario dentro de la aviación civil regional)
- **Optimización del espacio**: conseguir que esta aeronave fuera lo más compacta posible. Eso no sólo da lugar a tener una superficie mojada menor (implicando una menor resistencia y consumo), sino que además permitirá a la aeronave operar en aeropuertos más reducidos, ventaja competitiva muy atractiva dentro de la aviación regional, caracterizada por aeropuertos más pequeños.

2 DESCRIPCIÓN GENERAL

Como ya se ha comentado previamente, este nuevo avión turbohélices se basa en el ATR 72, avión regional por excelencia actualmente, y en el avión regional eléctrico ES-30. Del ATR toma sus excelentes características como turbohélice regional, y del ES-30, una modificación al diseño convencional: unas riostras. En esta sección se expondrá información sobre los predecesores de este nuevo avión, y algunos datos históricos para entender mejor la evolución de los turbohélices hasta la fecha y su importancia en nuestra sociedad.

2.1. Desarrollo de los aviones turbohélices

Los motores turbohélice desempeñan un papel crucial en la aviación, proporcionando potencia y eficiencia a una variedad de aeronaves. Estos motores combinan las mejores características de un motor a reacción y una hélice, lo que los hace ideales para vuelos de corta distancia y viajes regionales. Mediante el uso de una turbina de gas para impulsar una hélice, los motores turbohélice ofrecen un equilibrio entre velocidad y economía de combustible, lo que los convierte en una opción popular para aviones más pequeños. Son conocidos por su fiabilidad, bajos requisitos de mantenimiento y capacidad para operar en varias condiciones climáticas. Con su diseño único, los motores turbohélice se han convertido una parte integral de la industria de la aviación.

El concepto de turbohélice comenzó a desarrollarse en la década de 1930, cuando se buscaba una forma de mejorar la eficiencia y el rendimiento de los aviones. Alan Arnold Griffith publicó un artículo sobre el diseño de compresores en 1926. Posteriormente, en el Royal Aircraft Establishment investigó diseños basados en compresores axiales que impulsarían una hélice. A partir de 1929, Frank Whittle comenzó a trabajar en diseños basados en compresores centrífugos que utilizarían toda la potencia de gas producida por el motor para el empuje del chorro.

El primer turbohélice del mundo fue diseñado por el ingeniero mecánico húngaro György Jendrassik. Jendrassik publicó una idea de turbohélice en 1928 y el 12 de marzo de 1929 patentó su invento. En 1938, construyó una turbina de gas experimental a pequeña escala y, entre 1938 y 1941, el Jendrassik Cs-1 (más grande que el modelo a pequeña escala) fue producido y probado en Ganz Works en Budapest. Tenía un diseño de flujo axial con 15 compresores y 7 etapas de turbina y cámara de combustión anular. Se ejecutó por primera vez en 1940 y los problemas de combustión limitaron su potencia. En 1941, el motor fue abandonado debido a la guerra y la fábrica pasó a la producción de motores convencionales.

Sin embargo, el desarrollo más significativo en la tecnología de motores turbohélices ocurrió durante y después de la Segunda Guerra Mundial. La primera mención de los motores turbohélice en la prensa pública en general fue en la edición de febrero de 1944 de la publicación de aviación británica *Flight*, que incluía un dibujo en corte detallado de cómo podría ser un posible futuro motor turbohélice. El dibujo era muy parecido a cómo sería el futuro Rolls-Royce Trent.

El primer motor turbohélice británico fue el Rolls-Royce RB.50 Trent, un Derwent II convertido equipado con engranaje reductor y una hélice de cinco palas. Se instalaron dos Trent en Gloster Meteor EE227, que se convirtió así en el primer avión propulsado por turbohélice del mundo,

aunque no destinado a la producción. Voló por primera vez el 20 de septiembre de 1945. A partir de su experiencia con el Trent, Rolls-Royce desarrolló el Rolls-Royce Clyde, el primer motor turbohélice en recibir un certificado de tipo para uso militar y civil, y el Dart, que se convirtió en uno de los motores turbohélices más confiables jamás construidos.



Figura 2-1. Jendrassik Cs-1

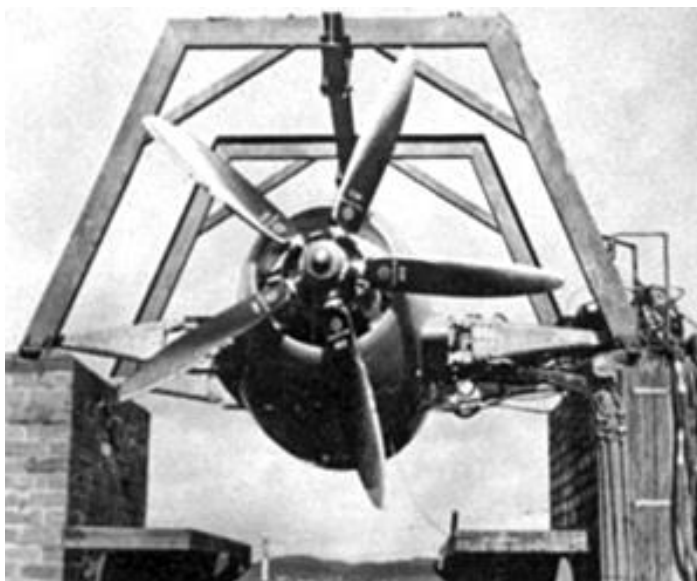


Figura 2-2. Motor Rolls-Royce Trent

La producción del Dart continuó durante más de cincuenta años. El Vickers Viscount propulsado por Dart fue el primer avión turbohélice de cualquier tipo que entró en producción y se vendió en grandes cantidades. También fue el primer turbohélice cuatrimotor. Su primer vuelo fue el 16 de julio de 1948. El primer avión turbohélice monomotor del mundo fue el Boulton Paul Balliol con motor Armstrong Siddeley Mamba, que voló por primera vez el 24 de marzo de 1948.

La Unión Soviética se basó en el trabajo de diseño preliminar del turbohélice alemán de la Segunda Guerra Mundial realizado por Junkers Motorenwerke, mientras que BMW, Heinkel-Hirth y Daimler-Benz también trabajaron en los diseños proyectados. Si bien la Unión Soviética tenía la tecnología para crear el fuselaje de un bombardero estratégico propulsado por chorro comparable al B-52 Stratofortress de Boeing, en su lugar produjeron el Tupolev Tu-95 Bear. Este estaba propulsado con cuatro turbopropulsores Kuznetsov NK-12 acoplados a ocho hélices de rotación contraria (dos por góndola) con velocidades de punta supersónicas para lograr velocidades de crucero máximas superiores a 575 mph, más rápido que muchos de los primeros aviones a reacción y comparable a las velocidades de crucero a reacción para la mayoría de las misiones. El Bear serviría como su avión de vigilancia y combate de largo alcance más exitoso y símbolo de la proyección del poder soviético a lo largo del final del siglo XX.



Figura 2-3. Motor Kuznetsov NK-12

Los EE. UU. utilizaron motores turbohélice con hélices contrarrotantes, como el Allison T40, en algunos aviones experimentales durante la década de 1950. El hidroavión Convair R3Y Tradewind con motor T40 fue operado por la Marina de los EE. UU. durante un breve período de tiempo. El primer motor turbohélice estadounidense fue el General Electric XT31, utilizado por primera vez en el Consolidated Vultee XP-81 experimental. El XP-81 voló por primera vez en diciembre de 1945, el primer avión en usar una combinación de turbohélice y turborreactor. La tecnología del diseño T38 anterior de Allison evolucionó hasta convertirse en el Allison T56, utilizado para impulsar el avión de pasajeros Lockheed Electra, su derivado de patrulla marítima militar, el P-3 Orion, y el avión de transporte militar C-130 Hercules.

Desde entonces, los motores turbohélices han seguido evolucionando, con mejoras en eficiencia, potencia y fiabilidad. Se utilizan en una variedad de aplicaciones, incluyendo aviones de pasajeros regionales, aviones de carga, aeronaves de vigilancia y patrulla marítima, y aviones militares de transporte y entrenamiento.

2.2. ATR 72

El ATR 72 es un avión comercial propulsado por dos motores turbohélice, utilizado principalmente para viajes regionales y trayectos de corta duración. Estas aeronaves, se construyen en Francia e Italia por ATR, al igual que su predecesor, el ATR 42, sobre el cual este modelo ha sido desarrollado. Tiene unas prestaciones excepcionales en cuanto a maniobrabilidad, sustentación y capacidad para volar en aeródromos limitados, haciéndolo idóneo para aerolíneas regionales, interislas y algunas Fuerzas Aéreas.

2.2.1. Marco histórico

La historia del ATR-72 empieza a principios de los 80 cuando la empresa francesa Aérospatiale (actualmente Airbus) y la italiana Aeroitalia (actualmente Leonardo) estaban desarrollando prototipos de aeronaves que no superasen la capacidad de 50 pasajeros, para poder competir en el mercado regional. Los ya anticuados Fokker F-27 y los Handley Page Herald necesitaban un sustituto con urgencia, y el constructor que presentase antes su modelo tenía todas las probabilidades de éxito. En vez de comenzar una lucha encarnizada entre Francia e Italia, desde los dos países se optó por una vía mucho más inteligente, que consistía en unir fuerzas y trabajar codo con codo. De este modo nació ATR, que en Italia equivaldría a Aerei da Transporte Regionale, y en Francia Avions de Transport Régional.

La historia de ATR comenzó con otro modelo algo más modesto, el ATR 42-300. Este aparato tenía una capacidad teórica para transportar a 42 pasajeros, aunque en su mejor configuración esta cifra llegaba hasta los 48. Realizó su primer vuelo de pruebas el 16 de agosto de 1984, y sólo un año después conseguía las correspondientes certificaciones por parte de Francia e Italia. La primera compañía aérea que lo incorporó en su flota fue la ya desaparecida Air Littoral. El ATR-42 tardó menos de 6 años en alcanzar la cantidad de 400 unidades vendidas, lo cual era una confirmación de la gran aceptación que había cosechado.

A pesar de esto, el objetivo principal de ATR siempre estuvo dirigido hacia un avión que pudiese albergar a más de 70 pasajeros, una idea que llegó a fructificar el 15 de enero de 1986 con la presentación en público de la primera estructura del modelo ATR-72. El proyecto contemplaba ‘estirar’ el ATR-42 algo más de 4.5 metros, aumentando también su superficie alar para poder montar motores de mayor potencia, además de nuevos depósitos de combustible destinados a cargar un 10% más de fuel que su hermano menor. Las grandes similitudes entre los dos modelos permitieron a ATR utilizar la misma línea de producción en su fabricación, reduciendo con ello los costes de una manera muy significativa.



Figura 2-4. Primer vuelo del ATR-72

El ATR-72 incorporaba una importante modificación en su motor número 2, el cual puede generar la energía necesaria para operar la aeronave en aeropuertos que no cuentan con unidades de potencia. Este motor funcionaría como una APU. El diseño original de ATR asignaba a la puerta delantera la función de entrada de carga, y a la trasera la de pasajeros. La idea no gustó al primer cliente de este modelo, la aerolínea finlandesa Finnair, que necesitaba embarcar a sus pasajeros por la parte de delante, utilizando los *fingers* ubicados en el aeropuerto de Helsinki. ATR realizó los cambios oportunos para no desairar a la primera compañía operadora de su nuevo aparato. El ATR-72 realizó su primer vuelo el 27 de octubre de 1988, haciéndose con la certificación de tipo en septiembre de 1989. Exactamente un año después, el 27 de octubre de 1989, Finnair estrenaba su primera unidad.

Igual que su antecesor, el ATR-72 logró un muy importante número de ventas en tiempo récord, desarrollándose a posteriori hasta 5 versiones diferentes, en las que se modificaban las puertas, los motores, la configuración y también sus prestaciones. En el año 2014, ATR recibió su pedido número 1.000, tras haber entregado un total de 754 unidades del modelo ATR-72. Actualmente, se calcula un backlog cercano a las 200 unidades, por lo que el futuro de este avión parece estar garantizado.

2.2.2. Modelos

2.2.2.1. Generaciones anteriores

La familia de aviones ATR ha experimentado varias generaciones a lo largo de los años. La primera versión de producción fue el ATR 72-101, certificada en septiembre de 1989. Equipada con dos motores PW124B, contaba con dos puertas para pasajeros: una en la parte trasera y otra en la delantera.

Más tarde, surgió la variante ATR 72-102, certificada en diciembre de 1989, tenía una configuración diferente de puertas. Propulsada también por motores PW124B, disponía de una puerta para pasajeros en la parte trasera y otra para carga en la parte delantera.

La segunda versión de la producción fue el ATR 72-200. La variante ATR 72-201 presentaba mejoras sobre la 101, incluyendo un mayor peso máximo de despegue. El modelo ATR 72-212, certificado en diciembre de 1992, estaba impulsado por motores PW127.



Figura 2-5. ATR 72-500

El modelo ATR 72-500 fue certificado en enero de 1997 y comercializado como serie 500. Esta versión destacaba por su propulsión con motores PW127F o PW127M. Considerada una versión actualizada del modelo -210, incorporaba hélices de seis palas en lugar de las anteriores de cuatro, además de ofrecer mejoras en el rendimiento, pesos máximos y automatización del control de potencia para mayor comodidad del piloto.

2.2.2.2. ATR 72-600: versión más reciente y avanzada del ATR 72

El ATR 72-600 es el avión regional líder en el mercado, con capacidad para 78 pasajeros. Celebrado por la comunidad de aerolíneas y financiación por su inigualable eficiencia de combustible y su bajo nivel de emisiones de CO₂, también ofrece bajos costes operativos para maximizar la rentabilidad de las aerolíneas y la accesibilidad a los perfiles de aeródromos más desafiantes (temperaturas extremas, grandes altitudes, pistas cortas, estrechas y sin pavimentar, aproximación empinada), ofreciendo conectividad esencial a las comunidades más remotas.

Con tecnología de vanguardia y una cabina espaciosa, el ATR 72-600 conecta a personas y empresas de una manera moderna, responsable y confiable. En él se incluyen los Pratt & Whitney PW127M, unos motores que ofrecen un 5% de energía termodinámica adicional en el despegue, lo que mejora el rendimiento en pistas cortas, en tiempo caluroso y a alta elevación. Cuenta con un *Glass cockpit* con 5 pantallas LCD anchas que reemplazan al anterior EFIS (Sistema Electrónico de Vuelo por Instrumentos).

Debido a su estructura más ligera, su velocidad optimizada y un motor diseñado para sectores cortos, el ATR 72-600 es, con diferencia, el avión regional más eficiente en cuanto a consumo de combustible. La ventaja de consumo de combustible del ATR reduce los costes y las emisiones y lo convierte en el avión óptimo para los mercados regionales. El ATR 72-600 es el avión de referencia en el mercado regional con una economía inmejorable. Los costos operativos de los aviones regionales de la competencia son al menos un 45% más altos.

El origen del ATR 72-600 fue el martes 2 de octubre de 2007, cuando en una conferencia de prensa en Washington DC, el CEO de ATR, Stephane Mayer, anuncio el lanzamiento de la nueva aeronave serie 600. El ATR 72-600 tiene por cliente de lanzamiento de la serie a Royal Air Maroc Express que recibió su primer ejemplar el 16 de agosto de 2011.



Figura 2-6. ATR 72-600

2.2.2.3. ATR 72-600F: el primero de su tipo

El ATR 72-600F es el único carguero regional nuevo del mercado. Incorpora toda la última tecnología de la serie ATR-600 y cuenta con un diseño optimizado para operaciones de carguero. Entró en servicio en 2020. El ATR 72-600F está llamado a convertirse en el nuevo punto de referencia en la industria regional de carga aérea.

Está motorizado por dos turbinas Pratt & Whitney PW127M, al igual que su versión de pasaje. Tiene una autonomía de 1400 km y puede transportar hasta 8.7 toneladas, dependiendo de la versión. El ATR 72-600F dispone de dos versiones, dependiendo si está fabricado directamente como carguero, o si se trata de un avión de pasajeros reconvertido.

En el caso de que se trate de un avión de pasajeros convertido, el interior de la aeronave se adapta para convertirla en una bodega de carga. Ya que se diseñó como avión de pasaje, la carga tiene que ser colocada pieza por pieza en el interior de la aeronave. A esta forma de carga se le denomina una bodega «bulk». Este modelo puede cargar 8.7 toneladas, pero tiene el inconveniente de que no puede cargar piezas grandes, ya que la carga tiene que ser manipulada manualmente por operarios y las puertas de carga son las mismas que en un avión de pasaje, lo cual no permite cargar piezas sobredimensionadas. Esto hace a esta versión muy útil para el transporte de paquetería y correo entre distancias cortas.

La configuración del ATR 72-600F, manufacturado como carguero. Tiene las mismas prestaciones que el modelo convertido, pero se ha fabricado con una puerta de carga mayor. Esta ventaja, permite la carga de mercancía mucho más voluminosa. También dispone de un sistema de raíles en el interior de la bodega. Lo que permite que la carga vaya paletizada en unidades de carga (ULD). Esta mejora, permite una manipulación más sencilla de la carga a la hora de subirla, o bajarla de la aeronave.



Figura 2-7. ATR 72- 600 reconvertido a carguero



Figura 2-8. Puerta de carga de mayores dimensiones



Figura 2-9. Interior con raíles



Figura 2-10. Bodega *Bulk*

2.3 ES-30

El ES-30 es un avión eléctrico regional con capacidad para 30 pasajeros de la compañía sueca de aviones eléctricos Heart Aerospace. Este reemplaza el diseño anterior de 19 asientos de la compañía, el ES-19. Está impulsado por motores eléctricos alimentados por baterías, lo que permite que el avión funcione con cero emisiones y bajo nivel de ruido.

El ES-30 tiene una cómoda cabina de tres asientos y cuenta con una cocina y un baño. La estiba de la cabina y los compartimentos superiores se sumarán al gran compartimento externo de equipaje y carga y proporcionarán a las aerolíneas flexibilidad de red.

El avión también incluirá una configuración híbrida de reserva, que consta de dos turbogeneradores alimentados por combustible de aviación sostenible. El sistema híbrido de reserva se instala para garantizar las necesidades de energía de reserva sin canibalizar la autonomía de la batería, y también se puede utilizar durante el crucero en vuelos más largos para complementar la energía eléctrica proporcionada por las baterías.



Figura 2-11. ES-30

Esto le da al avión una autonomía totalmente eléctrica de 200 kilómetros, una autonomía ampliada de 400 kilómetros con 30 pasajeros y flexibilidad para volar hasta 800 kilómetros con 25 pasajeros, todo ello con todo incluido en las reservas típicas de las aerolíneas.

El diseño de este avión es una de las características en las que se basará el diseño del avión de este TFG. En el ES-30, la envergadura ha aumentado a 30,77 metros mientras que el fuselaje del ES-30 tiene 22,7 metros de largo. Gran parte de esa longitud adicional del fuselaje se requiere para acomodar un compartimento de equipaje más grande y un par de turbogeneradores de clase 800 kW, que permiten extender el alcance a 400km. Se ha creado espacio adicional para los pasajeros gracias a la ampliación del fuselaje, que ha pasado de 1,46 m de ancho en el ES-19 a 2,21 m en el ES-30, lo que permite cambiar a una configuración de asientos 2+1 frente a 1+1 anteriormente.

Debido al aumento de la envergadura, la relación de aspecto (relación entre la envergadura y la

cuerda de un ala) es muy alta, que como compensación por su eficiencia mejorada impone desafíos estructurales. Esto hace necesaria la presencia de las riostras para ayudar a ese reto estructural.

2.3.1. Desarrollo del ES-30

En Gotemburgo, el 15 de septiembre de 2022, el fabricante sueco de aviones eléctricos Heart Aerospace presentó importantes actualizaciones de diseño de su primer avión eléctrico y confirmó a Air Canada, una de las mayores aerolíneas de Norteamérica, y a Saab, la empresa sueca aeroespacial y de defensa, como nuevos accionistas minoritarios.

Air Canada y Saab han invertido 5 millones de dólares cada una en Heart Aerospace. Además de su inversión, Air Canada también ha realizado una orden de compra de 30 aviones ES-30.

Los pedidos anteriores del avión eléctrico ES-19 de Heart Aerospace, realizados por United Airlines y Mesa Air Group por un total de 200 aviones eléctricos con una opción de 100 aviones adicionales, se reafirman para el diseño actualizado del ES-30.

Además de esos compromisos, muchos de los titulares de cartas de intención (LOI) de la ES-19 ya han actualizado sus respectivas cartas para reflejar la ES-30. Entre ellas se encuentran las aerolíneas nórdicas Braathens Regional Airlines (BRA), Icelandair y SAS, así como la neozelandesa Sounds Air. Rockton, un arrendador con sede en Suecia que se ha propuesto centrarse en soluciones sostenibles para la industria, acaba de firmar una carta de intención con hasta 40 aviones.

En total, Heart Aerospace tiene cartas de intención para 96 ES-30. El ES-30 es un avión rentable que, además de un importante ahorro de combustible, es más barato de operar que un turbohélice más grande debido a su propulsión eléctrica. El avión también ha sido diseñado para adaptarse a la evolución de la tecnología de las baterías, lo que aumentará su autonomía totalmente eléctrica y lo hará aún más rentable con el tiempo. Se espera que el ES-30 entre en servicio en 2028.

3 PROCESO PREVIO AL MODELADO

Para realizar el modelado de un avión original en CATIA es necesario un planteamiento previo al diseño. En este caso, se ha tomado como referencia dos aviones, explicados en el apartado anterior, y se ha creado un diseño nuevo combinando características de ambos. Para ello, se ha hecho un estudio de la viabilidad de los nuevos atributos propuestos para un avión regional turbohélice en la asignatura Cálculo de Aeronaves. A continuación, se resume este estudio intensivo, y se introduce el software del que se va a hacer uso, ya que el objetivo de este Trabajo Fin de Grado es el modelado de dicho avión.

3.1 Estudio previo de las características del avión

Las bases del nuevo avión turbohélice, que parte del ATR 72 ya existente, son las características expuestas previamente como la eficiencia de combustible o mayor rendimiento de pasajeros en los aeropuertos. Cabe destacar tres de ellas: la eficiencia, el confort y la optimización del espacio. Debido a esto, el avión se llamará CERT-1 (Comfortable and Economic Regional Turboprop). Se desarrollará la importancia de estas características en los siguientes apartados, al igual que se dará un punto de vista comercial de este nuevo diseño, destacando así su valía.

3.1.1 Eficiencia

La aviación comercial moderna, especialmente dentro de los trayectos de corta y media distancia, ha visto como su paradigma cambiaba tras la llegada de las aerolíneas lowcost. Estas compañías han generado un nuevo *status quo* caracterizado por la reducción de precios (y por ende costes) hasta el máximo nivel.

Dentro de los muchos costes en los que incurren las aerolíneas, cabe destacar los costes operativos, y más concretamente el consumo de combustible. De manera que la primera pregunta a la que hubo que responder al comienzo del diseño de esta aeronave fue: ¿cómo se puede hacer una aeronave lo más eficiente posible?

Una idea base de cualquier asignatura sobre “fundamentos de aeronáutica” es que la eficiencia está directamente relacionada con el alargamiento. Por lo tanto, podría resultar extraño que la mayoría de los aviones comerciales establezcan alargamientos en torno a 12, en lugar de aumentar este valor, maximizando la eficiencia. Esto se debe a que, para alargamientos mayores, las cargas que debe soportar la estructura del ala son tan altas que la estructura debería estar muy reforzada, generando un aumento en el peso de esta que no justifica la mejora de eficiencia.

No obstante, existe una solución a ese problema. La instalación de riostras permite una distribución más eficiente de las cargas en el ala, minimizando el peso de su estructura, mientras se mantiene el gran alargamiento que se tenía como objetivo.

Gracias a estas riostras, podemos llegar a alargamientos del orden de 18 (extremadamente eficientes), sin que la penalización asociada a aumento de peso de la estructura (o la resistencia inducida por la presencia de las riostras), nos penalice excesivamente.

El punto clave del diseño proviene del ES-30 y marcará enormemente la configuración de la aeronave y permitirá revolucionar el sector. Esta innovación le da al diseño una ventaja competitiva con respecto al resto que radica en la sencillez conceptual de esta idea; y la cuidada aplicación

ingenieril de la misma.

3.1.2 Confort

Por supuesto, las aerolíneas de hoy en día no buscan solo eficiencia. Los clientes demandan de ellos unos niveles mínimos de confort y comodidad. De hecho, este es el motivo por el que los aviones turboprop, siendo mucho más eficiente que los turbofán a bajas velocidad; han sido relegados a un puesto secundario dentro de la aviación civil regional.

Otro objetivo de esta aeronave es, por lo tanto, garantizar el confort del pasaje. Para ello, se ha decidido:

- Realizar un estudio propulsivo que permita reducir el ruido generado al máximo (hasta niveles similares a los ya aceptados por el mercado). Este estudio queda reflejado en el apartado de propulsión.
- Aumentar el recubrimiento de aislante en el fuselaje, minimizando el ruido en cabina hasta niveles similares a los de aviones turbofán. Para ello, en lugar de los 10-15 cm usuales, se ha optado por 20 cm.
- Aumentar la distancia lateral entre asientos de manera que, aun siendo todavía una configuración economy, ofrezca una sensación de más espacio que la mayoría de los aviones de la competencia.

Es cierto que estos últimos dos puntos supondrán un aumento en el diámetro, que por lo tanto llevará asociado un aumento en la resistencia aerodinámica y el consumo de la aeronave. No obstante, se considera que la gran eficiencia de la aeronave permite llegar a esta solución de compromiso, garantizando tanto el confort como la eficiencia.

3.1.3 Optimización del espacio

Un objetivo final era conseguir que esta aeronave fuera lo más compacta posible. Eso no sólo da lugar a tener una superficie mojada menor (implicando una menor resistencia y consumo), sino que además permitirá a nuestra aeronave operar en aeropuertos más reducidos, ventaja competitiva muy atractiva dentro de la aviación regional, caracterizada por aeropuertos más pequeños. (Recordemos que la aeronave tiene una envergadura mayor que la de sus competidores, por lo que cualquier reducción de longitud será muy atractiva).

Para conseguir ese objetivo, se ha decidido que las maletas se situarán debajo de la cabina de pasajeros (en lugar de tras ellos, con el asociado aumento de longitud de la aeronave). De esa forma se aprovecha un espacio que iba a quedar inutilizado. No obstante, a diferencia de los aviones de mayor tamaño, la bodega de tendrá un tamaño demasiado reducido como para permitir a un operario trabajar dentro de ella de forma ergonómica. Por lo tanto, se ha decidido diseñar (de forma conceptual) un sistema de “automatizado” de almacenamiento de maletas, consistiendo en una cinta transportadora. Esto permite a un operario ir cargando las maletas desde en contenedores estándar, y, desde la cola del avión, estos contenedores irán “solos” adentrándose en la misma, y asegurándose en su debida posición.

3.1.4 Visión comercial

El hecho de que el avión cumpla con esos objetivos lo convertirá en uno de los aviones mejor adaptados a los requisitos de las aerolíneas regionales. Se ha diseñado un avión eficiente, cómodo e innovador, pero, a su vez, un avión sencillo de operar. Por ejemplo, a fin de agilizar las tareas de mantenimiento, se ha decidido que la planta motora sea una que ya esté siendo utilizada regularmente por muchas de estas aerolíneas regionales. De esa manera, la necesidad de formación y

la curva de aprendizaje del personal de mantenimiento se reducirá al máximo.

Además, se ha optado por diseñar esta aeronave teniendo en mira una velocidad de crucero de 0.65M. Esta será una ventaja comercial para quienes opten por operar con este avión. En primer lugar, los clientes valoran realizar trayectos más cortos, pero, sobre todo, esos trayectos más cortos permiten reducir la rotación de personal necesario.

Por ejemplo, un avión realizando la ruta Sevilla-Barcelona (830 km, en aerovías) con un crucero de 0.65 M, podría realizar 3 veces la ruta de ida y vuelta, dentro de un turno de 8 horas. Esto se ha asumido suponiendo 40 minutos de margen entre aterrizaje y despegue siguiente, márgenes normales dentro de la aviación regional.

No obstante, el simple hecho de viajar a 0.62 M alargaría la duración de la ruta por encima de las 8 horas, exigiendo el cambio de personal de vuelo. Este es solo un ejemplo, pero pretende demostrar cómo el que el crucero del avión sea superior a la competencia; aunque suponga un ligero aumento del consumo frente a diseñarlo para operar a velocidades más bajas; ofrece una ventaja comercial.

3.2. CATIA V5R19

El software que desempeña el papel más importante en este Trabajo Fin de Grado es sin lugar a duda, CATIA. Por ello, en este apartado se mencionará de manera general el entorno de trabajo de este

CATIA es un programa de diseño, fabricación e ingeniería de Dassault Systèmes. Este se conocía al inicio del trabajo ya que forma parte del plan de estudio de la asignatura *Diseño y Fabricación Asistidos por Ordenador* del grado de Ingeniería Aeroespacial de la Universidad de Sevilla. Durante ese cuatrimestre se aprende sobre todo acerca del módulo *Part Design* y *Assembly Design*. Sin embargo, para el modelado del avión se tendrá que hacer uso del módulo *Imagine and Shape*, *Wireframe and Surface Design* y *Generative Shape Design*. Estos módulos son de suma importancia en la industria aeronáutica, ya que el avión está compuesto por muchas superficies.

En este apartado se mencionarán algunas herramientas que se han usado en los módulos *Part Design*, *Assembly Design*, *Wireframe and Surface Design*, *Imagine and Shape* y *Generative Shape Design* ya que se usarán de forma recurrente durante el modelado.

Una de las características más básicas de CATIA es que, aunque un módulo sea para sólidos y otro para superficies, cuando se trabaja en el Sketch las herramientas son las mismas como cabría esperar. En el Sketch se trabaja a nivel de boceto, en el plano, por lo que se usan herramientas para crear figuras geométricas: círculo, línea, cuadrado, etc. Se usa también en el Sketch operaciones de simetría (*mirror*), translaciones (*translate*), escalas (*scale*), rotaciones (*rotate*), proyecciones en el plano (*project 3D elements*), y otras más según se va requiriendo. Una vez se tiene la geometría deseada, se acota usando la herramienta *Constraint*.

- **Módulo Part Design:** Estas son algunas de las herramientas más utilizadas a lo largo del trabajo en el módulo *Part Design*.
 - *Pad:* Genera la extrusión de una geometría cerrada en una dirección indicada.
 - *Multi-Section Solid:* Crea un sólido uniendo diferentes secciones a lo largo de unas guías por defecto, o específicas.
 - *Pocket:* Similar al *Pad*, pero consiste en la eliminación de material.
 - *Shaft:* Genera un sólido a partir de la revolución de un Sketch sobre un eje.
 - *Circular Pattern:* Multiplica un sólido siguiendo un patrón circular.

- *Edge Fillet*: Redondea las aristas de un sólido, recibiendo como entrada el radio.
- *Mirror*: Genera el sólido simétrico respecto un plano, manteniendo el sólido inicial.
- *Symmetry*: Genera el sólido simétrico respecto un plano, eliminando el sólido inicial.

Para el caso de los módulos *Wireframe and Surface Design*, *Imagine and Shape*, y *Generative Shape Design* las herramientas que se explicarán han sido descubiertas para la realización de este trabajo

- **Módulo Wireframe and Surface Design**: Se exponen las que serán más importantes en todo el proceso:
 - *Boundary*: Crea un contorno cerrado a partir de una superficie.
 - *Intersection*: Realiza la intersección entre varios elementos.
 - *Multi-Section Surface*: Crea una superficie uniendo diferentes secciones a lo largo de unas guías por defecto, o específicas.
 - *Fill*: Crea una superficie a partir de un contorno cerrado.
 - *Blend*: Crea una superficie a partir de dos curvas en un espacio. Éstas no tienen que delimitar un contorno cerrado.
 - *Extrude*: Extruye un perfil en una dirección indicada.
 - *Split*: Corte de superficies, permitiendo elegir con qué elemento resultante quedarse.

Las herramientas *Mirror* y *Symmetry* del apartado anterior también existen en este módulo, pero no se incluyen ya que funcionan de la misma forma.

- **Módulo Generative Shape Design**
 - *Extrude*: Crea una superficie al extruir una curva a lo largo de una dirección especificada.
 - *Revolve*: Genera una superficie al girar una curva alrededor de un eje.
 - *Offset*: Genera una superficie paralela a una superficie existente a una distancia especificada.
 - *Trim*: Recorta superficies utilizando otras superficies o curvas como límites.
 - *Split*: Divide superficies en múltiples partes utilizando una curva o una superficie de intersección.
 - *Translate*: Desplaza geometrías en el espacio.
 - *Rotate*: Gira geometrías alrededor de un eje.
 - *Scale*: Cambia el tamaño de las geometrías manteniendo las proporciones.
 - *Multi-sections Surface*: Crea una superficie a partir de múltiples secciones transversales.

Las herramientas *Mirror* y *Symmetry* del apartado anterior también existen en este módulo, pero no se incluyen ya que funcionan de la misma forma.

- **Módulo Imagine and Shape**
 - *Cylinder*: Genera un cilindro que se puede ajustar en altura y radio.
 - *Cube*: Crea un cubo o un paralelepípedo, que se puede escalar y deformar.
 - *Move*: Desplaza puntos, aristas o caras de la geometría.

- *Scale*: Cambia el tamaño de la geometría en una o más direcciones.
- *Rotate*: Gira la geometría alrededor de un eje específico.
- *Subdivide*: Añade más puntos de control a la geometría, permitiendo una mayor precisión en el modelado.
- *Smooth Attraction*: Suaviza las aristas y las caras de la geometría, creando transiciones más suaves entre diferentes partes del modelo, cuando se atraen las caras, las aristas o lo seleccionado entre ellas.

Las herramientas *Mirror* y *Symmetry* del apartado anterior también existen en este módulo, pero no se incluyen ya que funcionan de la misma forma.

4 MODELADO EN CATIA

En este capítulo se aborda el diseño del avión turbohélice CERT-1. Primero, se desarrollará el diseño preliminar que se realizó para darle vida a la idea. Se realizó sin medidas ya que fue totalmente conceptual para ver la viabilidad del diseño. Además, se explicará cómo se ha hecho el modelado del avión final, paso por paso y profundizando en cada parte del avión.

4.1. Previsualización de la idea

Al ser un modelo original, se pensó que sería conveniente tener una idea visual del concepto para después proceder con el modelado definitivo. Para darle vida a la idea, se usó el módulo *Imagine and Shape*. Este módulo se utiliza principalmente en el diseño de superficies complejas. Su utilidad radica en permitir a los diseñadores crear formas y superficies altamente estilizadas y detalladas que son difíciles de lograr con otros módulos.

El diseño ahora presentado es meramente estético para ver la idea y valorar su viabilidad. No hay medidas reales, simplemente se ha puesto una envergadura más grande de la habitual y las riostras. A continuación, se muestra cómo quedó este diseño preliminar:

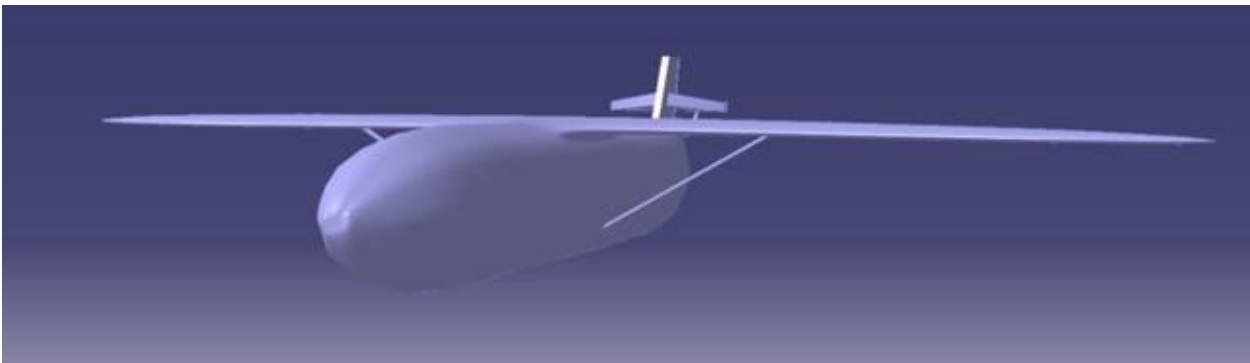


Figura 4-1. Vista lateral del modelado inicial.

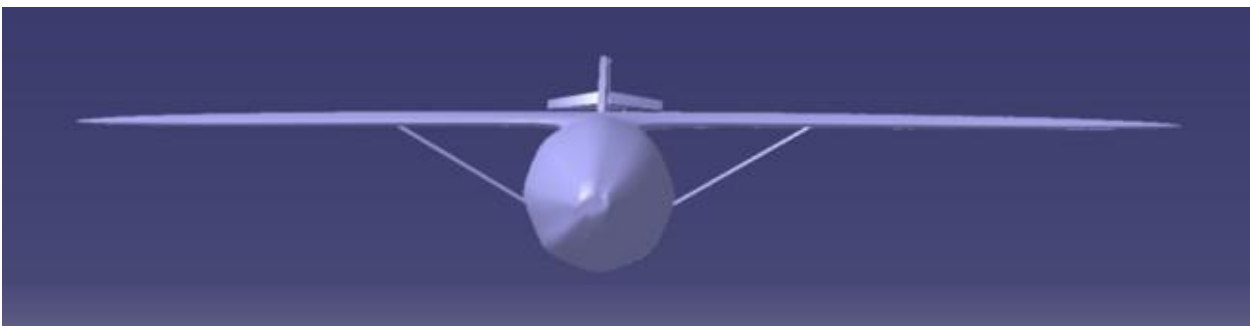


Figura 4-2. Vista frontal del modelado inicial

Para crear el cuerpo principal del avión, se partió de una forma cúbica con el comando *Cube*. Usando *Smooth Attraction*, se transforma el cubo en un objeto fuselado y cilíndrico. Este conformará el fuselaje, el cual se puede ver en la *Figura 4-3*.

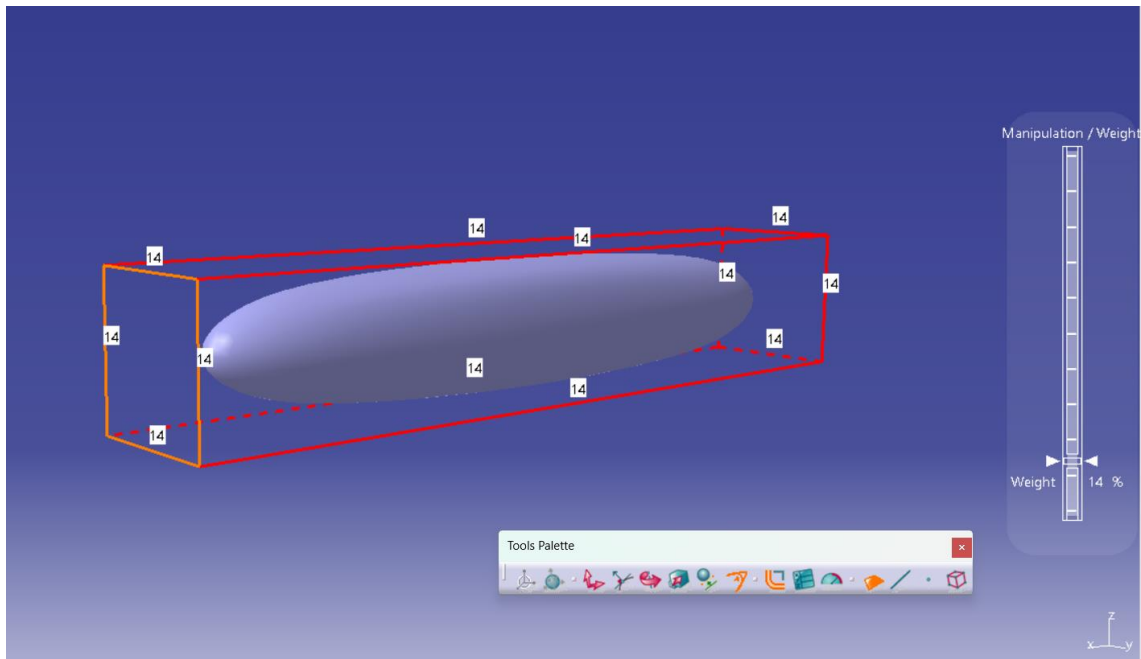


Figura 4-3. Cilindro fuselado en *Imagine and Shape*

A continuación, se procede al mallado de este cilindro fuselado para la mejora de su forma y la creación de las alas. Una de las ventajas de este módulo es que permite seleccionar puntos, planos, rectas e incluso todo el objeto para diseñarlo como se quiera con facilidad. El mallado nos permite subdividir el objeto en todas las secciones que se deseen y así modificar el avión con más precisión, ya que se seleccionarían puntos, rectas o planos con más exactitud.

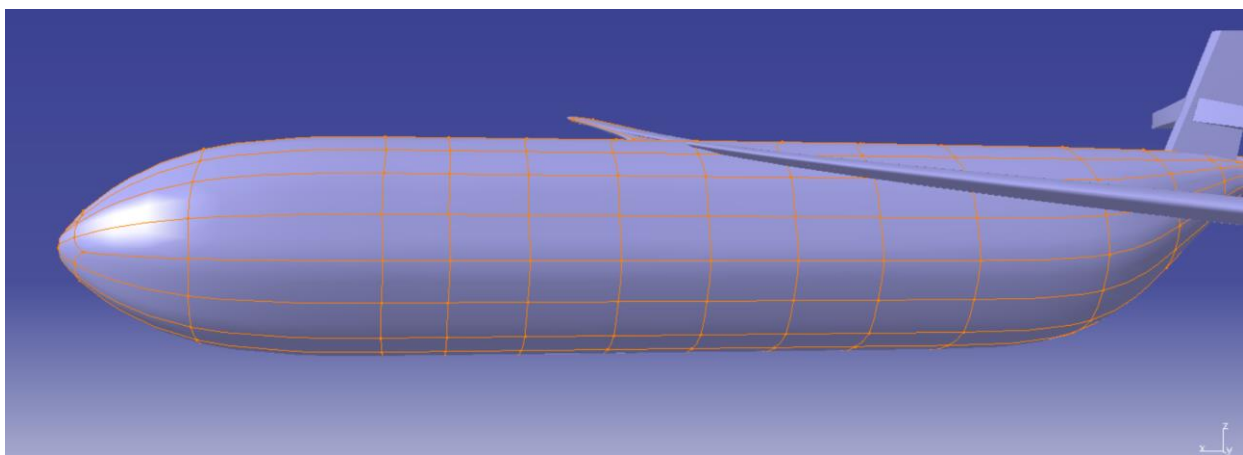


Figura 4-4. Mallado del fuselaje.

Las alas del CERT-1 serán como se ha comentado con anterioridad, de una gran envergadura y más estrechas de lo habitual. Para diseñarlas, se ha hecho uso del mallado, seleccionando un par de las secciones realizadas y extruyéndolas, usando la orden *Extrude*. Después, se jugó con la ventaja de este módulo, y se modelaron las alas alargando la extrusión y dándole forma de perfil alar. Al

terminar el diseño de una de ellas, se usó el comando de *Symmetry* para replicarla al otro lado del avión. Estas se pueden observar en la *Figura 4-5*.

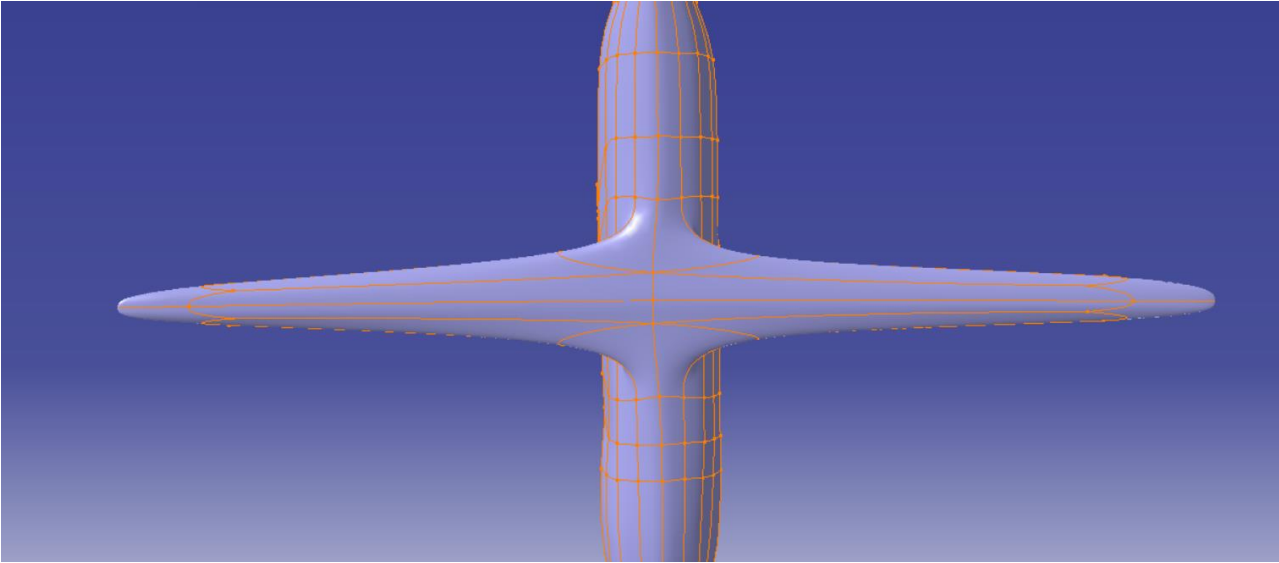


Figura 4-5. Alas del diseño preliminar

Una vez hecho esto, se diseñaron unos estabilizadores verticales y horizontales para que el diseño preliminar del CERT-1 fuera lo más cercano posible a la realidad. Para hacer ambos, se partió de una forma cúbica al igual que en el fuselaje. Al no tener todavía estudiado que tipo de estabilizadores se pondrían y con qué configuración, se decidió modelar unos que resultaban lo suficientemente estéticos para cumplir con el objetivo de este modelado inicial: dar una visión aproximada de como quedarían las modificaciones previamente pensadas. Para ser eficientes en el modelado, se usó de nuevo el comando de *Symmetry* respecto al eje del avión.

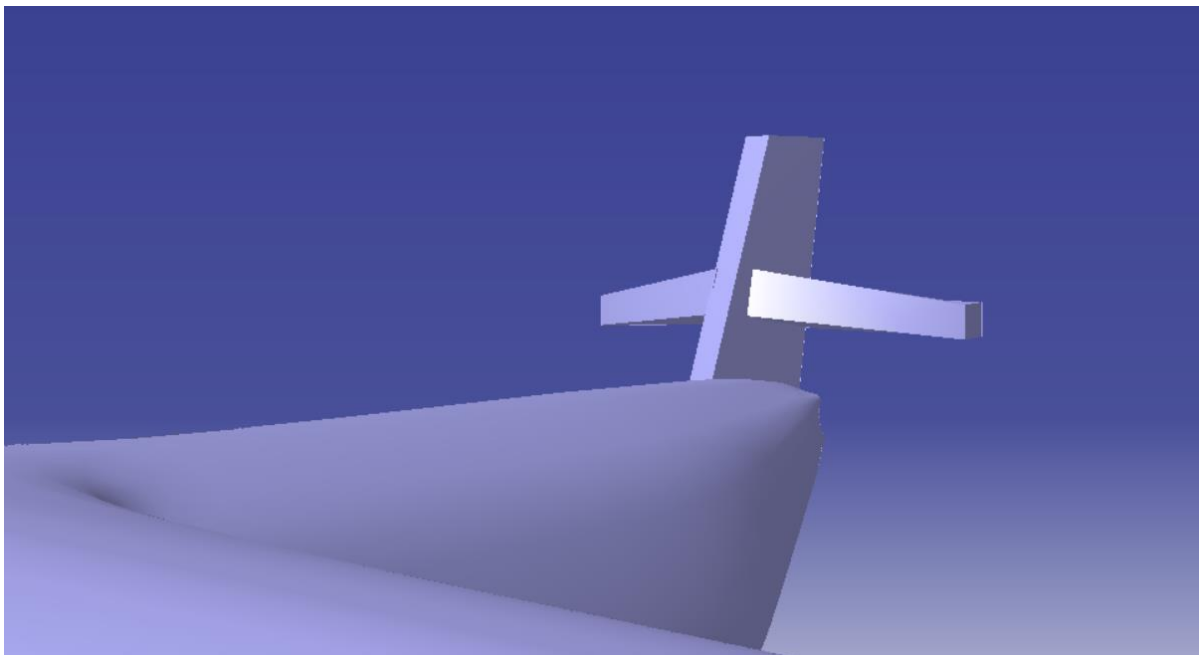


Figura 4-6. Estabilizadores horizontales y vertical

Para terminar, se añadieron las riostras al diseño. Para su modelado, se usó un cilindro como base el cual se alargó y estrechó para darle la forma requerida. Como se ha hecho previamente, se ha usado Symmetry.

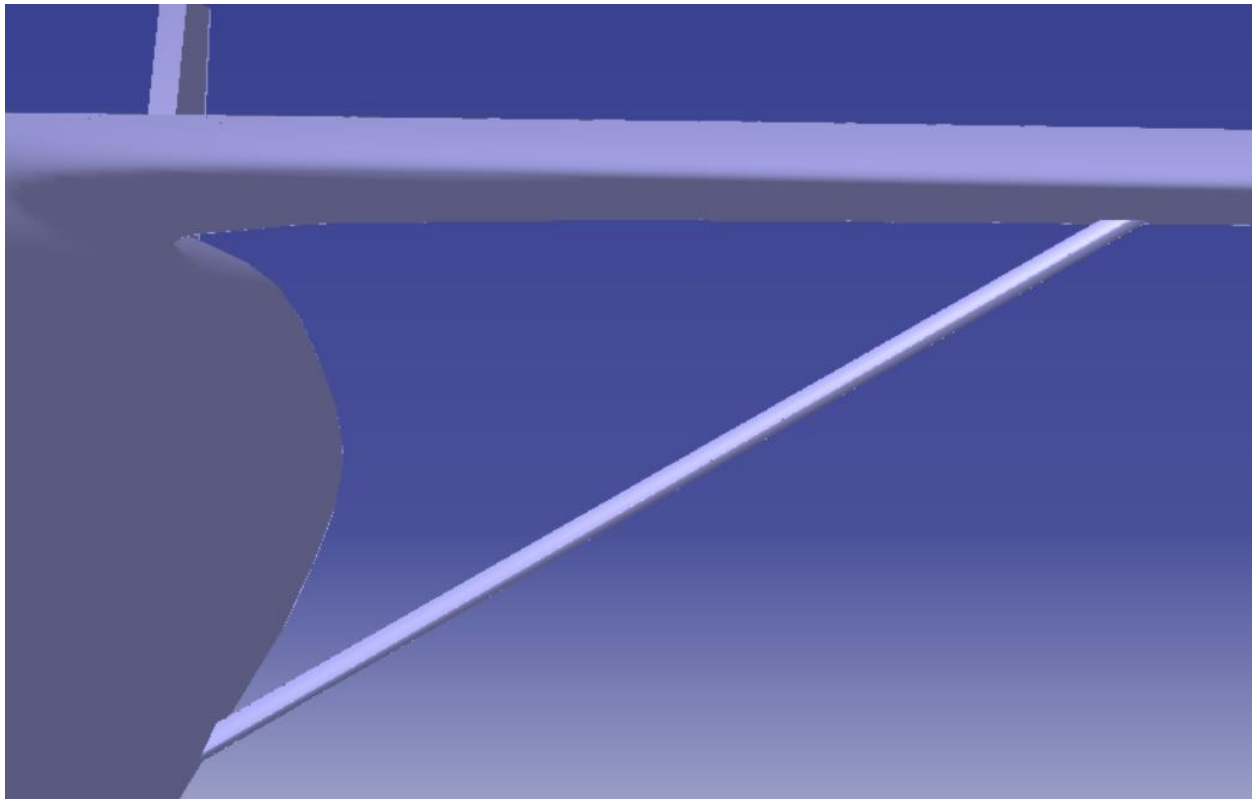


Figura 4-7. Riostras

Viendo el resultado del diseño preliminar, se puede decir con seguridad que el diseño del avión es viable estéticamente. La envergadura de las alas y la presencia de las riostras no disrumpe la visión estética del avión, por lo que se decidió continuar con el proyecto, pero esta vez con un modelado avanzado del CERT-1.

4.2. Fuselaje

Antes de comenzar con el diseño del fuselaje, es necesario explicar cómo se obtuvieron los valores que caracterizarán al avión y el razonamiento que se llevó a cabo en la asignatura de Cálculo de Aeronaves.

Cabe destacar que, debido al parecido con la aeronave ATR-72, en ciertos casos donde no se tenían indicaciones claras o directas acerca de ciertas dimensiones de la aeronave, se ha buscado apoyo en las dimensiones reales del ATR. Así, aunque las medidas coherentemente no coincidan al 100%, se ha podido comprobar que los cálculos se asemejaban a la realidad, lo que ofrece cierta seguridad de que el camino elegido es el correcto. Por otro lado, se ha tomado como prioridad el confort de los pasajeros. Por ello se ha buscado conseguir interiores amplios, sofisticados y cómodos, siempre cumpliendo restricciones de mayor importancia en caso de que fuera necesario.

4.2.1 Diseño previo

Se comenzó barajando las diversas opciones de distribución de asientos que presentaría la aeronave. Basándose en distribuciones de aviones similares, se barajaron varias ideas, prevaleciendo las de 3

asientos por fila y la de 4 asientos por fila. Esto afectaba directamente a la longitud del avión debido al aumento o disminución de filas que significaría.

Para un número de pasajeros típico entre 44-80, se establecen filas de 4 asientos. Esta aeronave pretende transportar a 75 pasajeros, por lo que ya estarían determinados el número de pasillos y el de asientos por fila. Con unas sencillas cuentas se obtiene que el avión tendrá 19 filas de 4 asientos cada fila, pudiendo albergar hasta 76 pasajeros.

Se prosigue con el *Seat Pitch* el cual viene definido en el RFP del cliente (Request For Proposal) de la asignatura, con un valor de 31". Otro valor clave en el diseño, es el diámetro promedio del fuselaje, el cual viene dado por la altura y el ancho. A continuación, se justificará cómo se han obtenido ambos valores. Resulta clave destacar el hecho de la búsqueda del máximo confort para el pasajero, es por ello por lo que, en el caso de existir un intervalo de valores para una medida, se tendrá en cuenta este criterio a la hora de elegir.

	Seat pitch cm (inches)	Seat width cm (inches)	Aisle width cm (inches)
Economy Class	71-81 (28-32)	46-51 (18-20)	43-61 (17-24)
Business Class	84-91.5 (33-36)	53-56 (21-22)	56-63.5 (22-25)

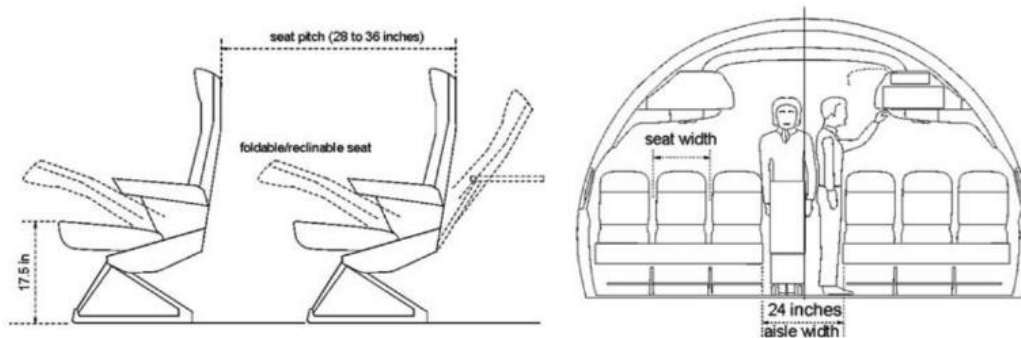


Figura 4-8. Medidas de los asientos según la clase

	2-Abreast (1-1)	3-Abreast (1-2)	4-Abreast (2-2)	5-Abreast (2-3)	6-Abreast (3-3)
Seat width, B (LHS)	19	19	2 × 18	2 × 18	3 × 18
Aisle width, A	17	18	19	20	21
Seat width, B (RHS)	19	2 × 19	2 × 18	3 × 18	3 × 18
Total elbowroom	4 × 1.5	5 × 1.5	6 × 1.5	7 × 2	8 × 2
Gap between wall & seat, G	2 × 1.5	2 × 1	2 × 1	2 × 0.5	2 × 0.5
Total cabin width, W_{cabin}	64	85	102	126	141
Total wall thickness, T	2 × 2.5	2 × 4	2 × 4.5	2 × 5	2 × 5.5
Total fuselage width, $W_{fuselage}$	69	93	111	136	151
Cabin height, H_{cabin}	60	72*	75	82	84
Typical fuselage height, H_{fus}	70	85	114	136	151

* Recessed floor.

Figura 4-9. Distribución en cabina según la configuración de los asientos

Como se observa, para la clase turista los valores pueden variar entre 18-20 pulgadas para el ancho del asiento y 19-24 pulgadas para el ancho del pasillo, 1 pulgada para el hueco entre la pared y el primer reposabrazos y un ancho de reposabrazos de 1,5 pulgadas. Los valores de la cabina de nuestro avión serán:

- Ancho asiento: 0,51 m.
- Ancho cabina: 2,92 m.
- Ancho asiento-pared: 0.0254 m.
- Espesor fuselaje: 0.15 m.
- Ancho reposabrazos: 0.0381 m.

Todo esto sumado (teniendo en cuenta 3 reposabrazos por lado de asientos, dos asientos por lado, un hueco entre pared y reposabrazos por cada lado y un único ancho de pasillo) da un ancho total de 115 pulgadas que, pasadas a centímetros, da lugar a 292 cm. Así, sumando el espesor del fuselaje se llega a la conclusión de que el ancho máximo es 322 cm.

La altura de la cabina del ATR 72 son aproximadamente 191 cm y esto sumado a una altura de bodega de aproximadamente 100 cm (tomando como referencia datos e imágenes de bodegas de aviones similares) lo cual da una altura del fuselaje de 291 cm y, teniendo en cuenta el espesor de 15 del fuselaje, resulta en una altura de 321 cm.

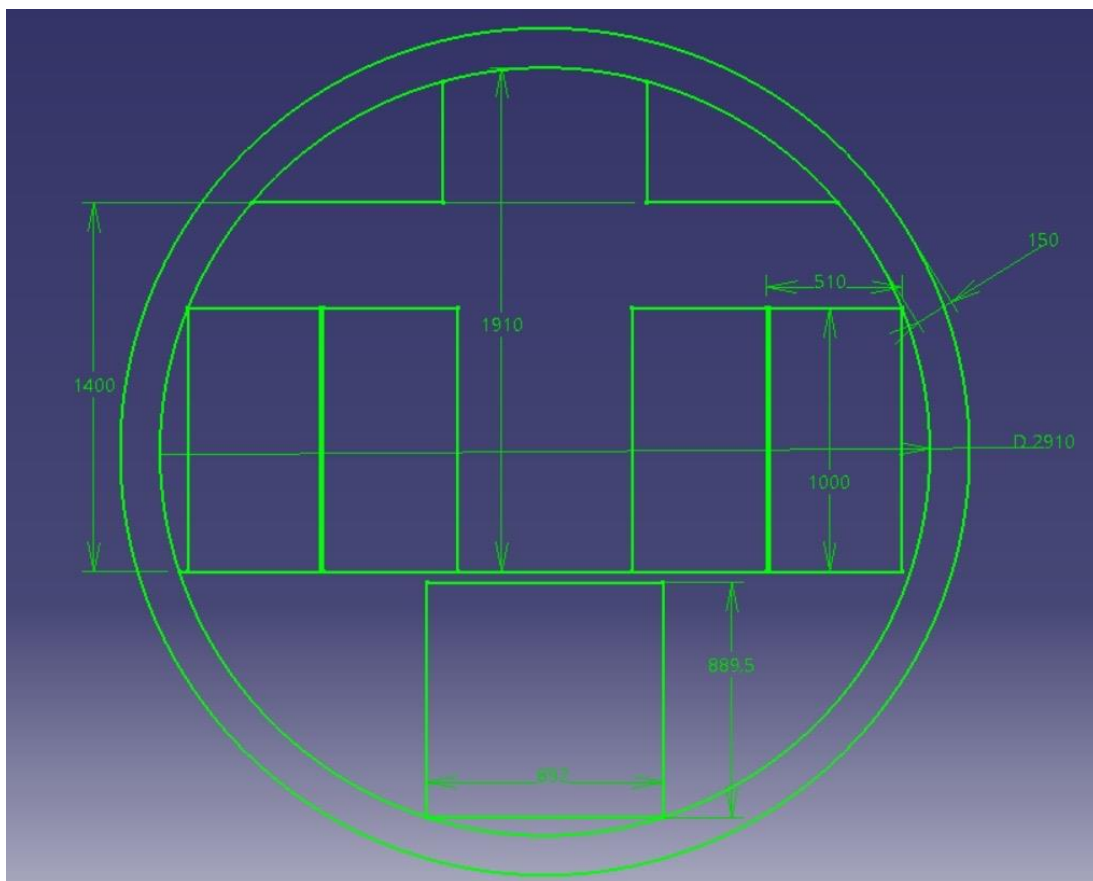


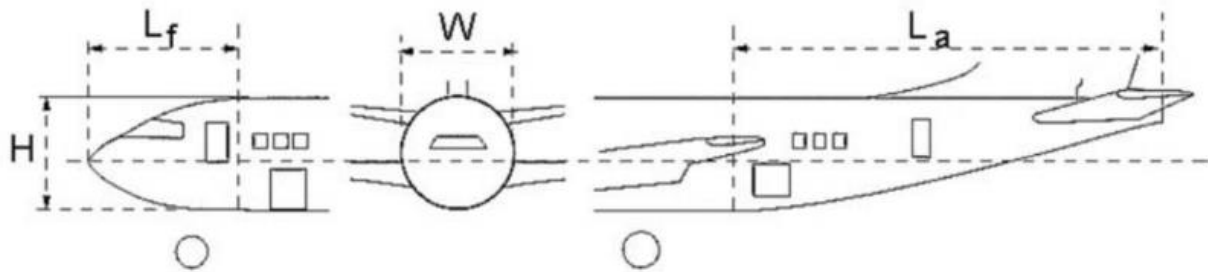
Figura 4-10. Distribución interna

Puesto que tanto la altura como el ancho de fuselaje son prácticamente iguales y, primando la comodidad del pasajero, se decidió que el fuselaje sea circular, con un diámetro externo de 322 cm e interno de 292 cm.

Teniendo todo el interior del avión configurado, se calculan a continuación las longitudes de la estructura del fuselaje.

Puesto que se tiene definido el valor del *Seat Pitch* y se sabe el número de filas, se puede obtener fácilmente la longitud de la parte central del fuselaje. Sin embargo, para acortar dicha longitud y así conseguir una disminución de la superficie, se ha decidido introducir las dos últimas filas de asientos en el cono de cola. Esto hace que la longitud se obtenga mediante ($17 \times 31'' = 527'' \approx 13.39 \text{ m}$). Luego, se obtiene la longitud de la cabina y la del cono de cola. Para ello usamos las expresiones e intervalos que aparecen en la Figura 4.11:

- average diameter, $D_{ave} = (H + W)/2$
- front-fuselage closure ratio, $F_{cf} = L_f/D_{ave}$
- aft-fuselage closure ratio, $F_{ca} = L_a/D_{ave}$



Seating abreast	Front-fuselage closure ratio, F_{cf}	Aft-fuselage closure ratio, F_{ca}	Aft-closure angle (deg)
≤ 3	≈ 1.7 to 2	≈ 2.6 to 3.5	≈ 5 to 10
4 to 6	≈ 1.5 to 1.75	≈ 2.5 to 3.75	≈ 8 to 14
≥ 7	≈ 1.5	≈ 2.5 to 3.75	≈ 10 to 15

Figura 4-11. Intervalos de medidas del fuselaje

El criterio seguido para elegir los valores de F_{cf} y F_{ca} el mismo por el cual se decide introducir 2 filas de asientos en el cono de cola, acortar al máximo la longitud de la aeronave y que se aproxime a la longitud del ATR. Con esto en mente se toman como valores $F_{cf} = 1.75$ y $F_{ca} = 2.5$, dando lugar a una longitud de cabina de 5,635 m y una longitud de cono de cola de 8,05 m. Esto sumado a la longitud de la parte central del fuselaje da una longitud total de 27,075 m.

Como se indicó en el punto 4, se ha decidido que las maletas se situarán debajo de la cabina de pasajeros. No obstante, a diferencia de los aviones de mayor tamaño, la bodega de tendrá un tamaño demasiado reducido como para permitir a un operario trabajar dentro de ella de forma ergonómica. Por lo tanto, habrá un sistema de “automatizado” de almacenamiento de maletas, consistiendo en una cinta transportadora. Esto permite a un operario ir cargando las maletas en contenedores estándar, y, desde la cola del avión, estos contenedores irán “solos” adentrándose en la misma asegurándose en su debida posición. Este compartimento de maletas tendrá las dimensiones que se pueden apreciar en la Figura 4-10, y tendrá una longitud de 15.5 metros.

Además, se ha estudiado la posición de las puertas de emergencia, al ser vitales para la seguridad en

una aeronave. Para ello, se consultó la normativa FAR 25.807. Puertas de emergencia y se sacaron una serie de conclusiones. Debido al número de pasajeros, se limitaba el tipo de salida de emergencias, descartando el tipo A y B. Además, se obliga a la existencia de dos salidas por lado, con el añadido de que al menos una de ellas sea de tipo 1 o mayor (tipo C en este caso). Con esto en mente, se decide instalar la salida tipo C puesto que es la de mayor tamaño, y, por ende, la que asegurará mejor desaloje de pasajeros en caso de emergencia.

Tipo	anchura mínima	altura mínima	radio máx. de las esquinas	altura máx. sobre el piso	altura máx. sobre el ala	asientos de pasajeros*
A	42 in	72 in	7 in	0	-	110
B	32 in	72 in	6 in	0	-	75
C	30 in	48 in	10 in	0	-	55
I	24 in	48 in	8 in	0	-	45
II	sobre el ala	20 in	44 in	7 in	0	40
					10 in	
III	sobre el ala	20 in	36 in	7 in	20 in	-
						27 in
IV	19 in	26 in	6.3 in	29 in	36 in	9

* nº máximo de asientos de pasajeros permitido al instalar una salida del tipo en cada lado del fuselaje

Figura 4-13. FAR 25.807. Puertas de emergencia

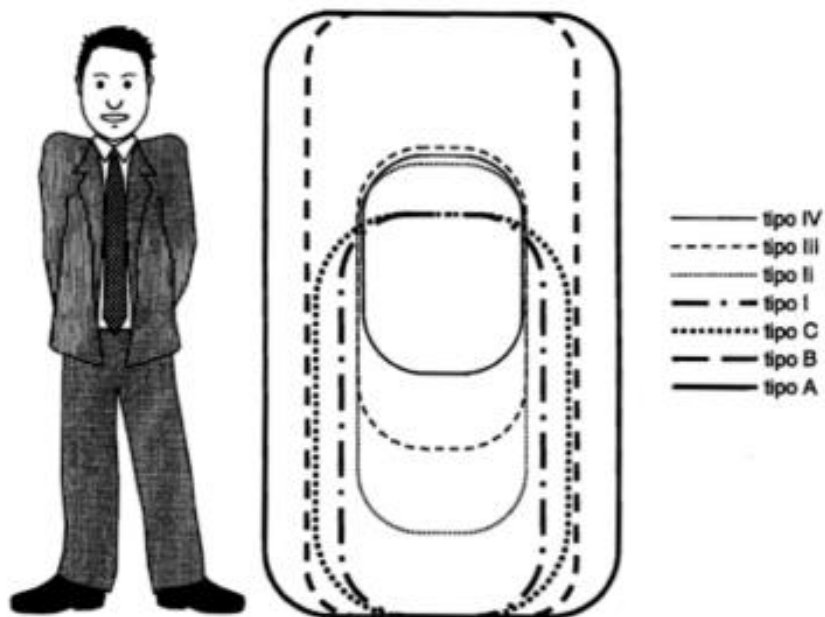


Figura 4-12. Imagen visual puertas de emergencia

En cuanto a la organización interna del avión, se ha decidió instalar los siguientes elementos según la cantidad de pasajeros y la duración de los vuelos para ofrecer un vuelo lo más cómodo posible. En el morro del avión, habrá un baño para hombres y otro para mujeres y dos puertas de emergencia (una a cada lado) y, en el cono de cola, un *galley*, una zona de asientos para la tripulación de cabina y un par de puertas de emergencia una a cada lado. En el cono de cola, también se situará la APU.

Para obtener las medidas de los baños y el *galley*, se han usado unas medidas estándar de aviones con características similares. Los baños tendrán un ancho y una profundidad de 36 pulgadas (0.9144 m) mientras que el *galley* medirá 30 pulgadas (0.762 m) de ancho y 36 pulgadas de profundidad.

Typical Layouts

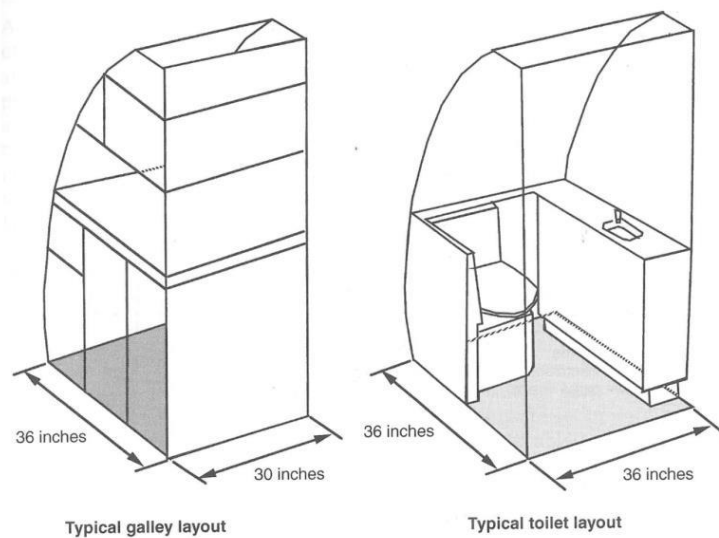


Figura 4-14. Medidas de los baños y los *galleys*

4.2.2 Modelado del exterior

Comenzamos en el módulo *Wireframe and Surface Design* combinado con *Generative Shape Design*. Ambos son módulos muy útiles para creación de superficies y volúmenes fuselados, y por tanto muy apropiados para hacer el fuselaje.

Para hacer el modelado más sencillo en el caso de que se necesitara realizar algún cambio, se ha parametrizado las medidas básicas del fuselaje, como son el radio de este, la longitud de la parte media, la longitud de la parte media más el morro del avión y las longitudes del cono de cola. Esto ha hecho el modelado eficiente, ya que al ser un avión original las medidas iban fluctuando conforme se iba avanzando en su creación.

Para ello, se ha usado el comando *Formula* para crear el parámetro y en las medidas, seleccionando *Edit formula*, se asocia el parámetro con la medida. Podemos verlo en la Figura 4-15.



Figura 4-15. Parámetros usados.

Se decidió que el fuselaje entero (con sus espacios interiores incluidos) se haría en un solo *CATPart*, para después montar el avión entero en *Assembly Design*. Para todo el fuselaje se usarán los módulos *Generative Shape Design* y *Wireframe and Surface Design*, cuyas acciones se verán de color morado y amarillo, respectivamente. Usando *Extrude*, se definió el volumen de esta parte central. Posteriormente, se utilizó *Shell* para que fuese un objeto hueco por dentro, pero con el espesor de 15 cm estipulado en apartados previos.

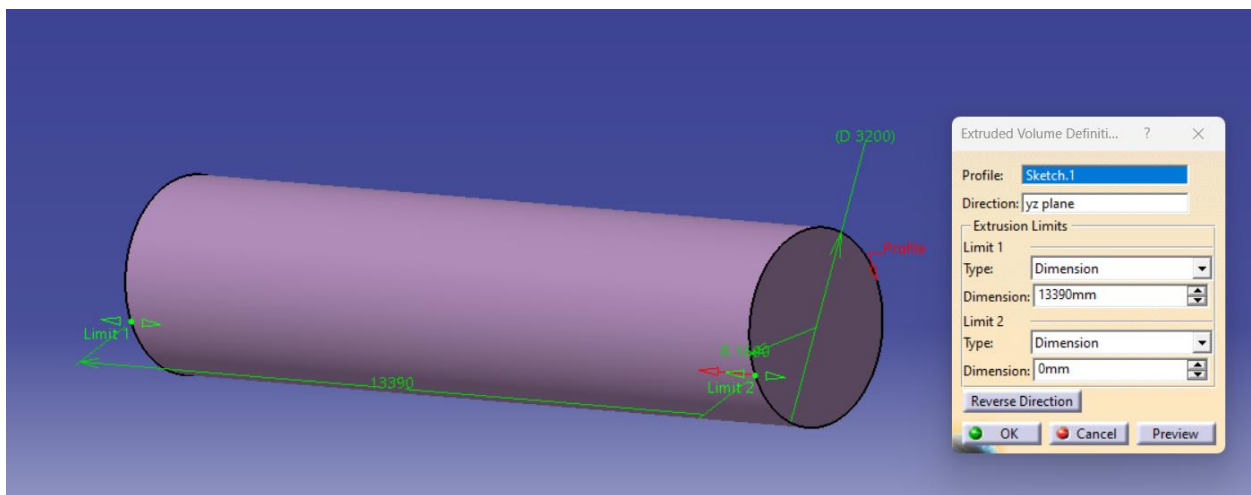


Figura 4-16. Extrude

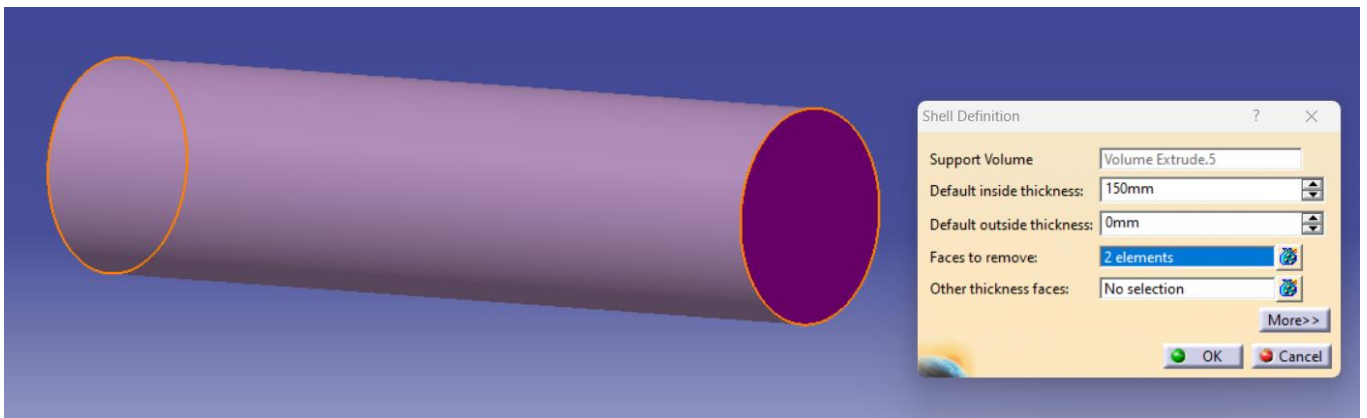


Figura 4-18. Shell

Para hacer el morro del CERT-1, primero se usó la herramienta de *Revolute* a partir de un *Sketch*. Para realizar las puertas de emergencia, se extruyó la forma de ambas puertas de forma que cortasen con la superficie anterior con *Extrude* y se realizó un corte con *Split*. Para tener el espesor característico del fuselaje, se usó *Thick Surface* para dárselo. Después, se realizó el cristal de la cabina de los pilotos, se utilizó un *Extrude* para tener la superficie con la que cortar nuestro objeto, y después, con *Split*, hicimos dicho corte obteniendo el cristal.

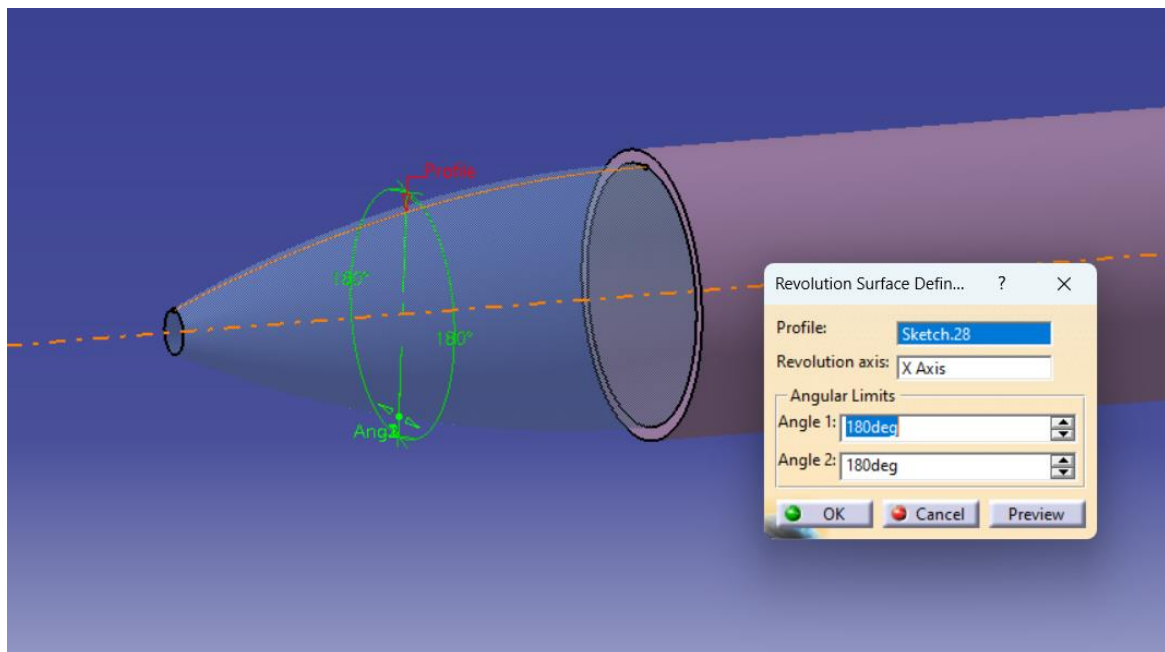


Figura 4-17. Revolute

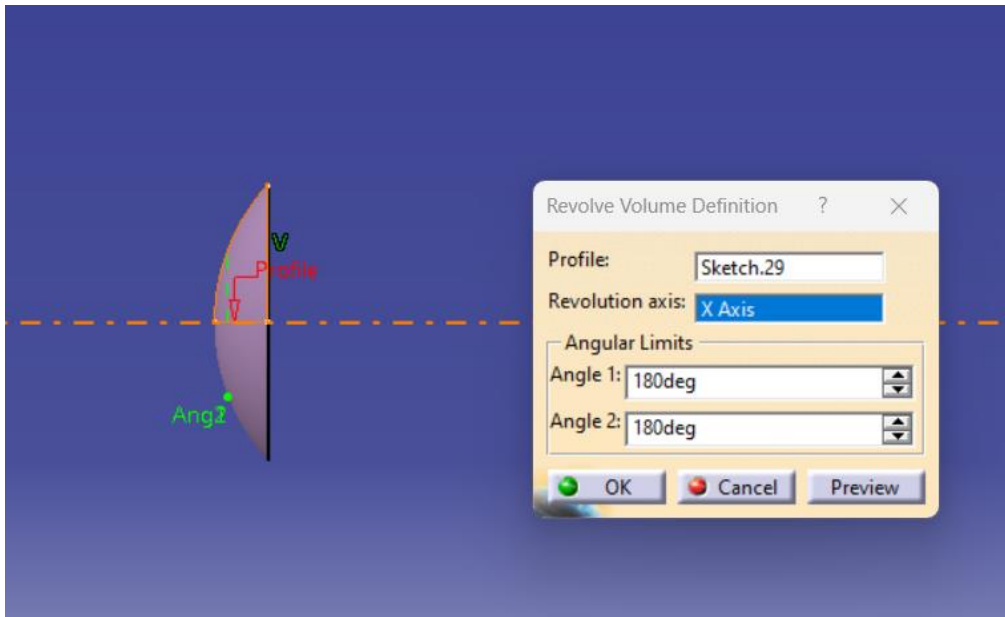


Figura 4-19. *Revolve Volume*

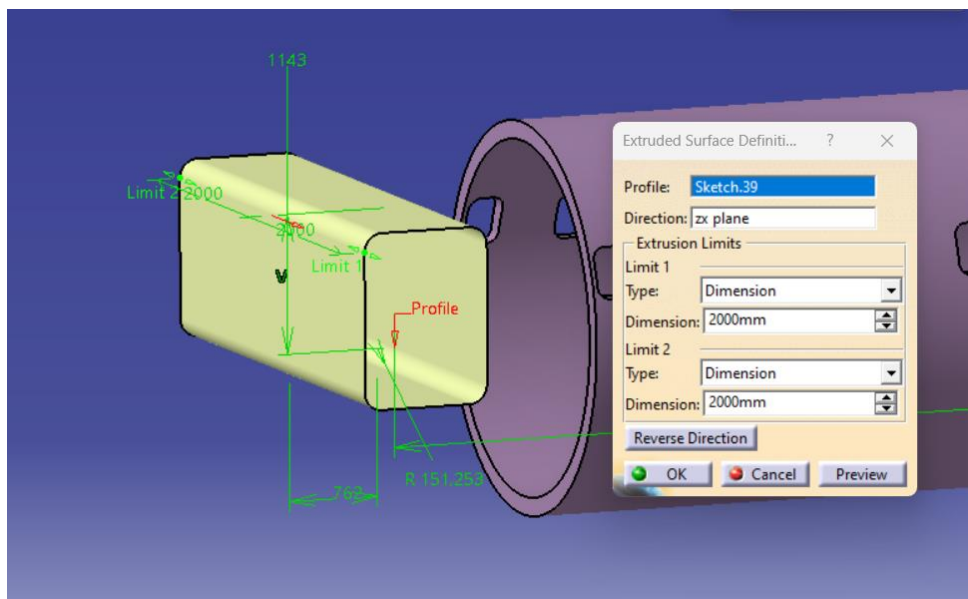


Figura 4-21. *Extrude puertas*

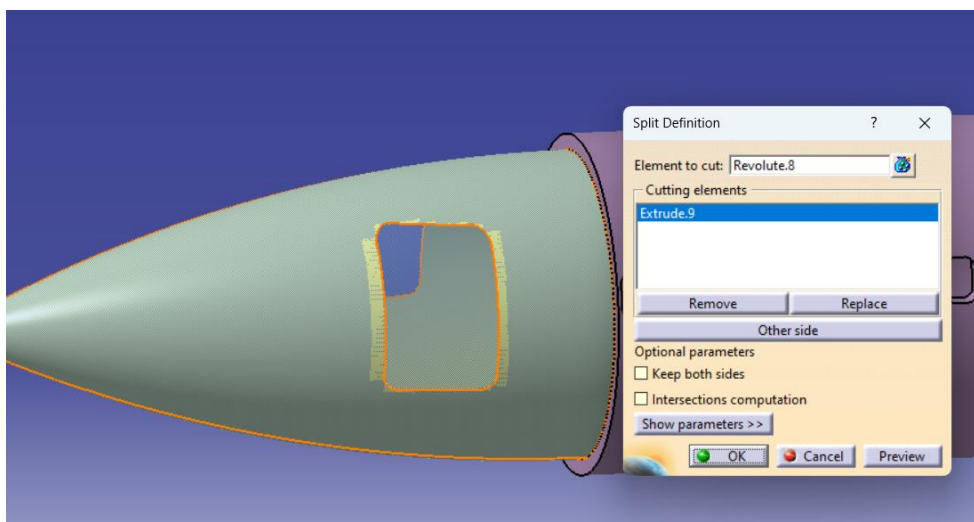


Figura 4-20. *Split*

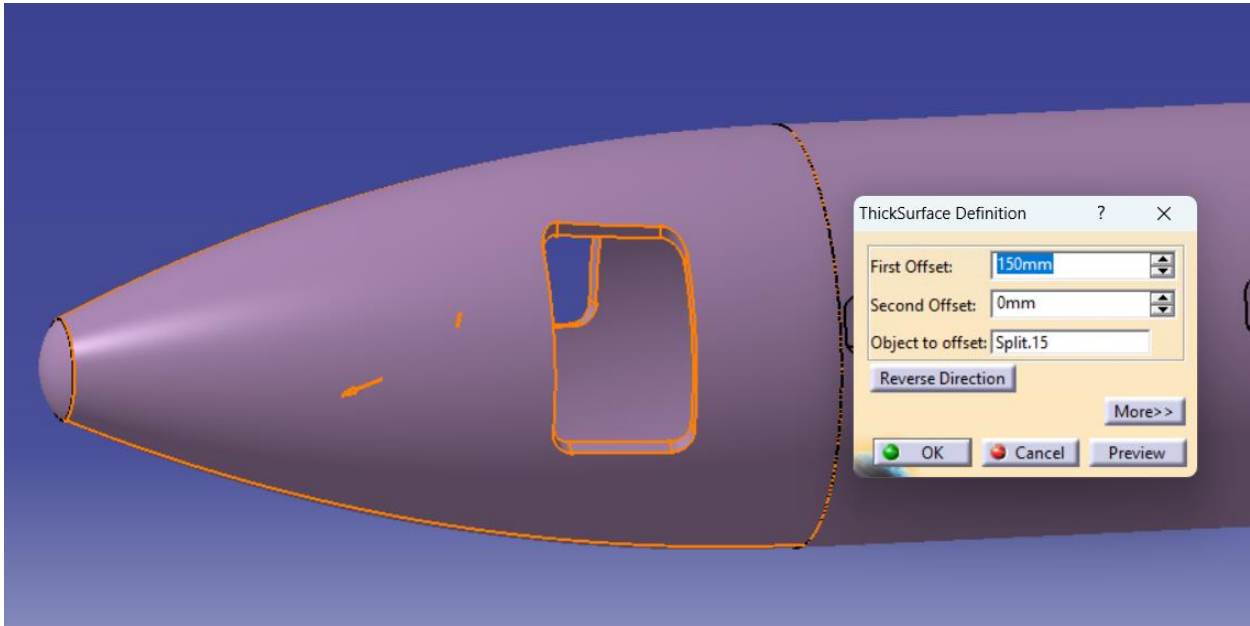


Figura 4-23. Thick Surface

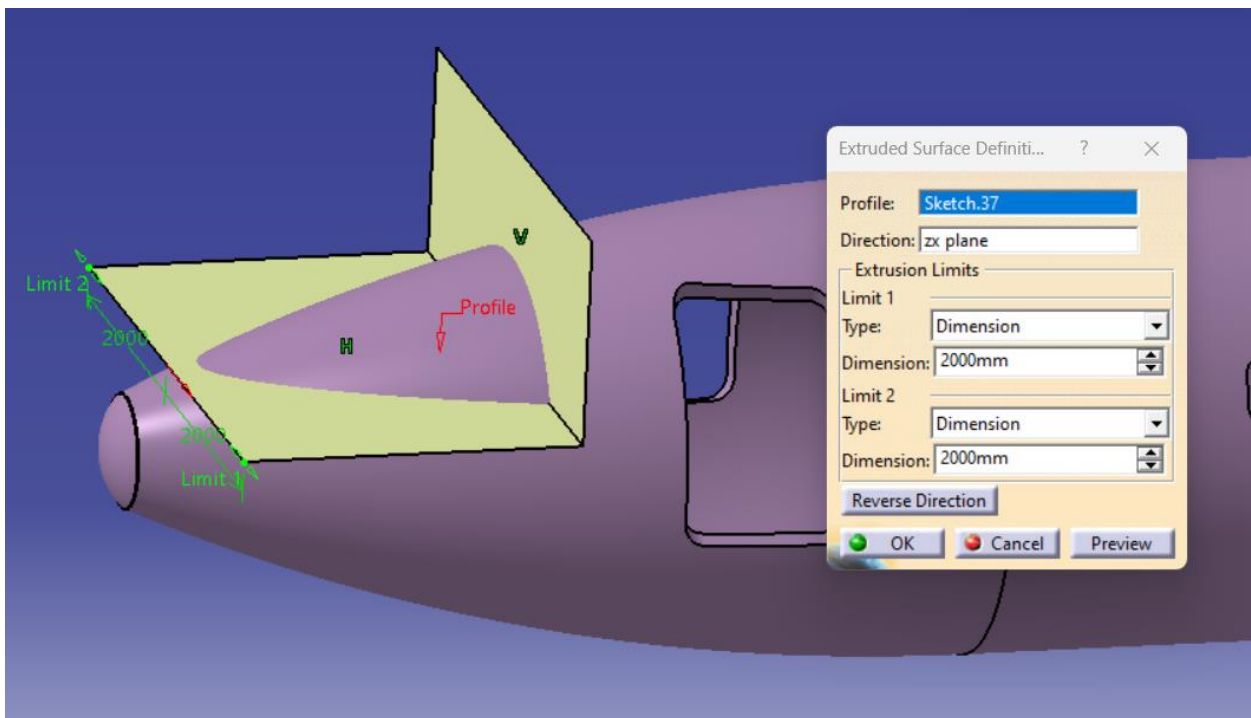


Figura 4-22. Extrude

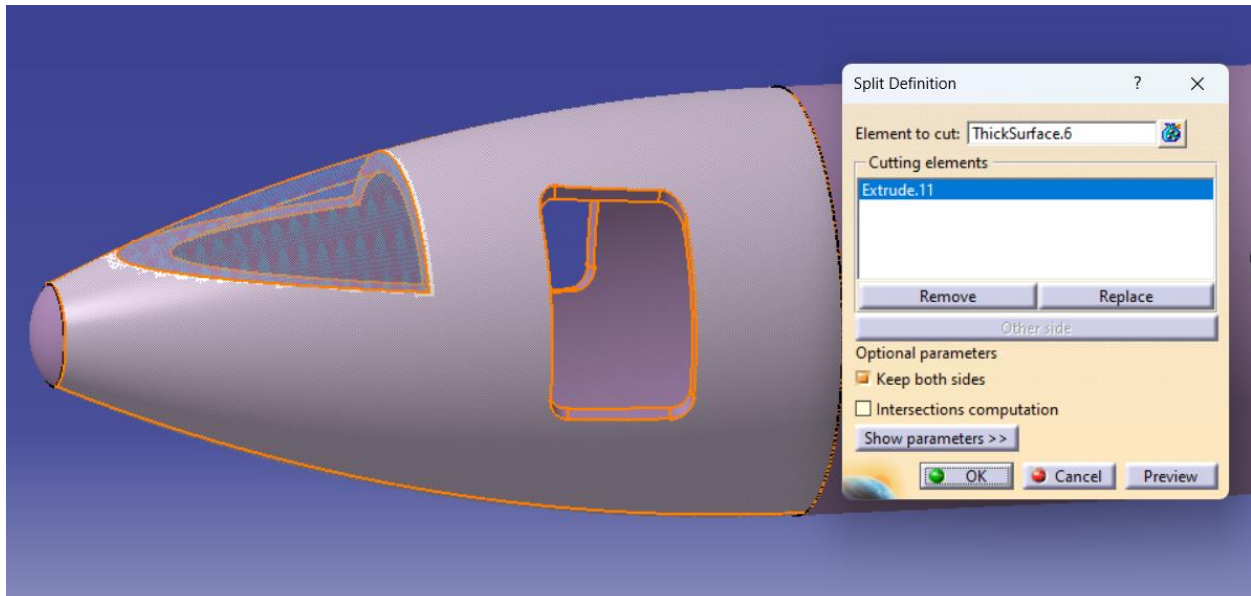


Figura 4-24. Split

Por último, habría que hacer el cono de cola. Se introduce una nueva herramienta *Multi-Sections Volume*. Esta une dos *Sketches* para formar un volumen compacto.

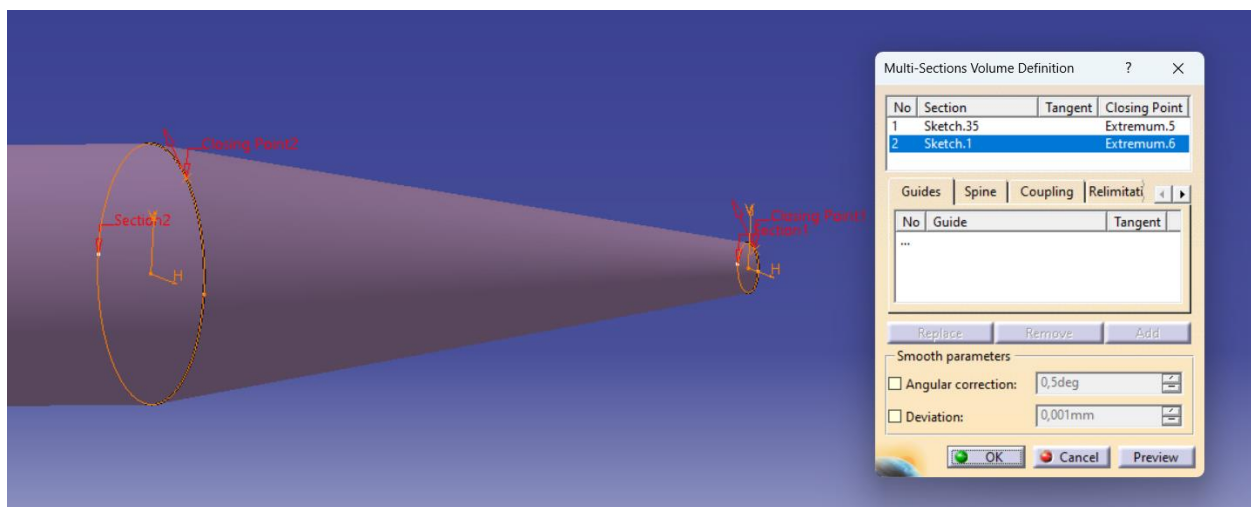


Figura 4-25. Multi-Sections Volume

Al necesitar el objeto hueco, usamos *Shell* para darle el espesor estipulado al fuselaje. Además, para que el final del cono no quede plano, se le hace una punta redondeada con *Volume Revolute* como en el cono del morro. En la parte trasera también se tienen un par de puertas de emergencia, por lo que repetiremos el proceso de las puertas de emergencia de la parte delantera para esta parte, usando *Extrude* y *Split*.

Tanto el cono de cola como el cono delantero tienen puertas de emergencia. Sin embargo, solo se han realizado los huecos de dichas puertas. Para que el avión sea lo más cercano posible a la realidad, necesitaría tener una superficie que cubra ese hueco. Por lo tanto, usaremos la herramienta *Fill*, que rellenará el agujero escogiendo todos los bordes de este hueco.

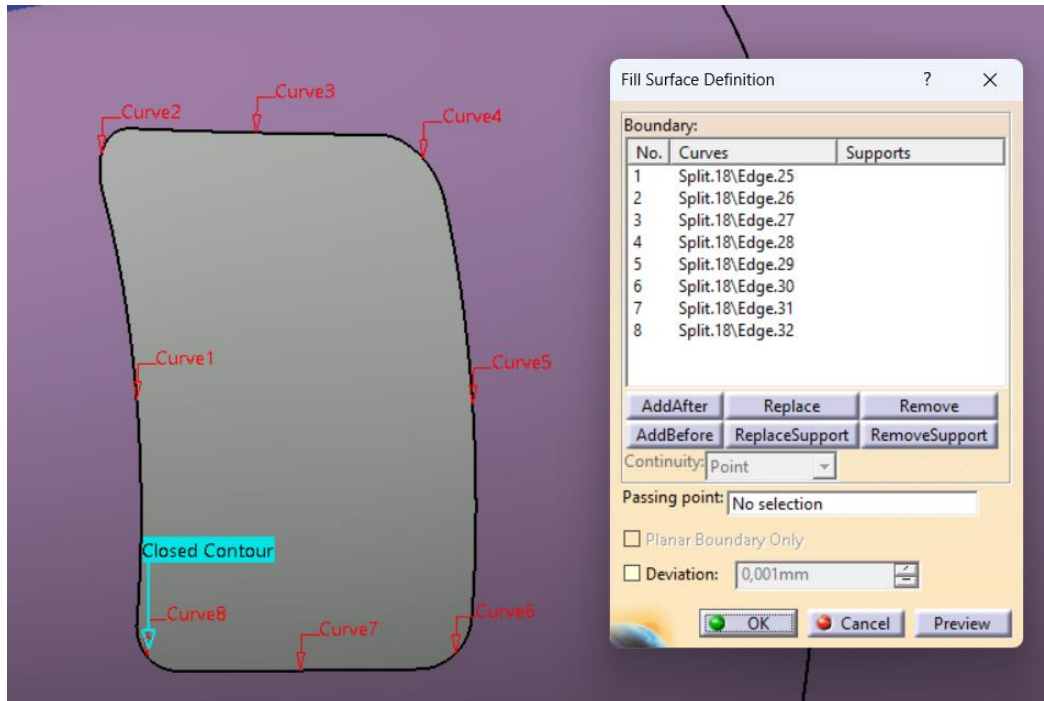


Figura 4-26. *Fill*

Además, para detallar la unión de la puerta con el fuselaje, se hará un borde visible que rebordeará a la puerta. Este se realizará con *Extrude* y *Split*, manteniendo la intersección.

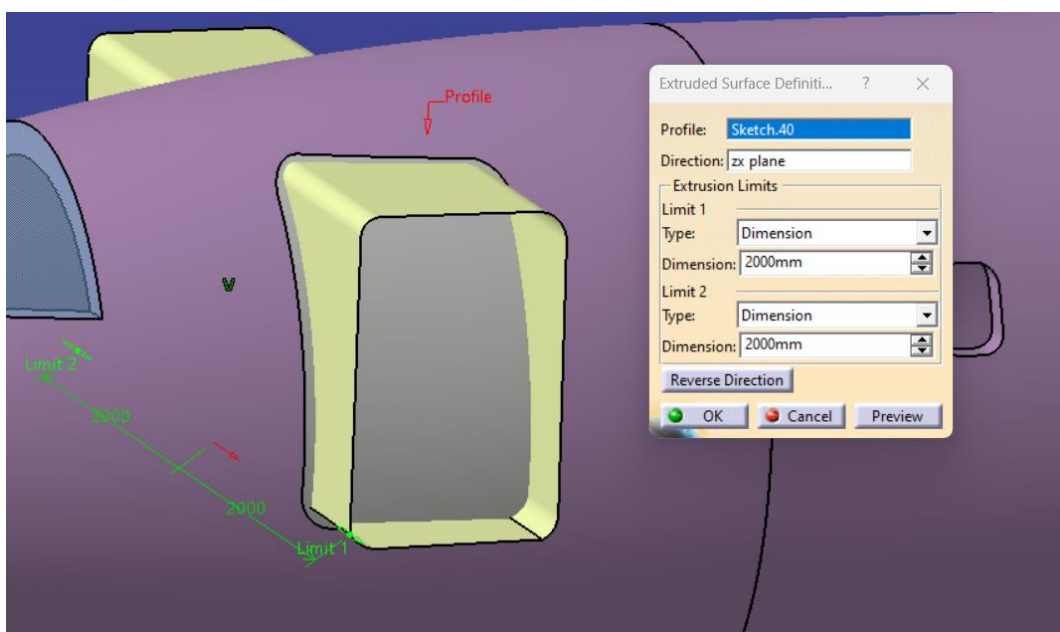


Figura 4-27. *Extrude*

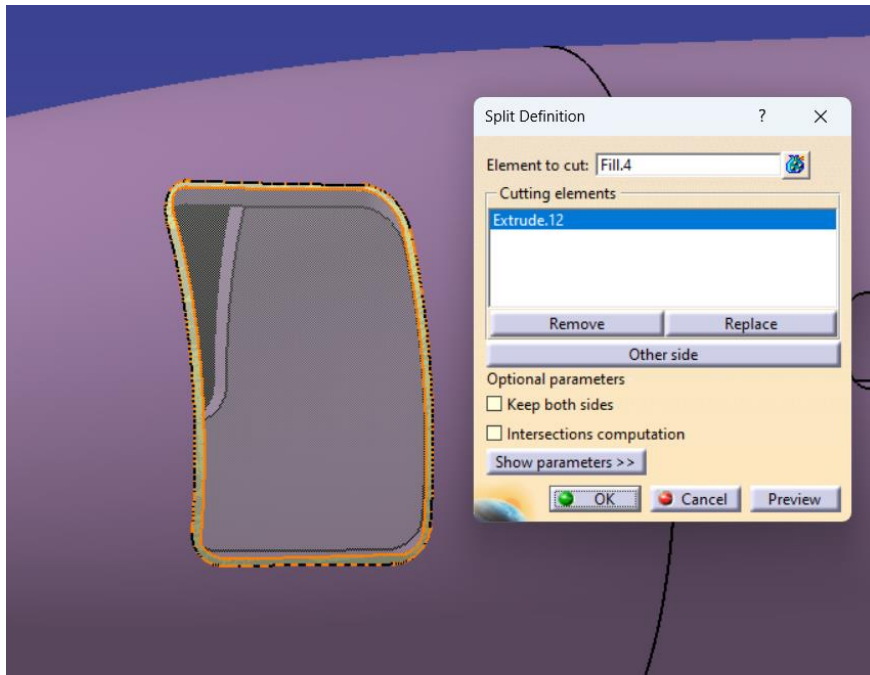


Figura 4-29. Split

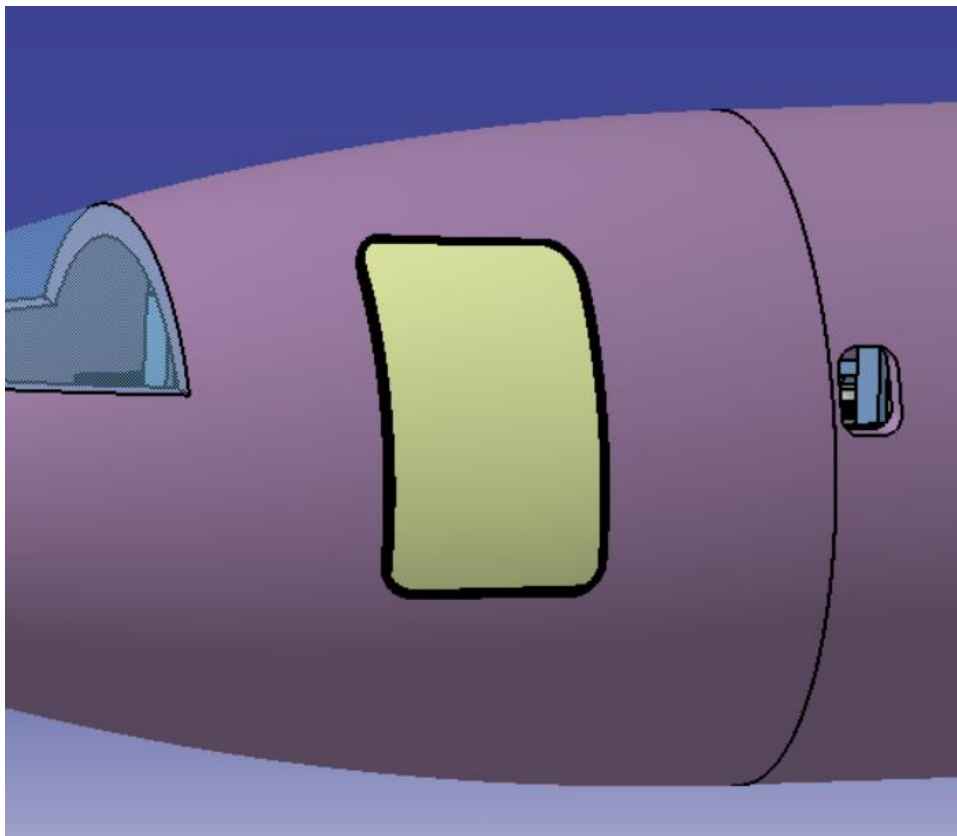


Figura 4-28. Modelado de la puerta

Al tener ya la estructura del fuselaje por completo, se decidió hacer las ventanillas de los pasajeros. Están estarán en todo el fuselaje central y solo dos filas de ellas estarán en el cono trasero del avión.

Para hacer las ventanillas, se usa la misma metodología de las puertas. Sin embargo, tenemos que repetir las ventanillas 19 veces, por lo tanto, se hace uso de la herramienta *Translate*, que nos transporta el objeto que queremos en la dirección elegida el número de veces que se desee. Esto hace este arduo trabajo de repetición mucho más sencillo y eficaz. Una vez hecha la extrusión de una de ellas (herramienta *Extrude*), se repetiría 19 veces a lo largo del fuselaje.

Sin embargo, al ser dos partes diferentes del fuselaje, los *Splits* necesarios hay que hacerlos por separado. Primero las filas de ventanas del fuselaje medio y, por otro lado, las dos filas de ventanillas del cono trasero.

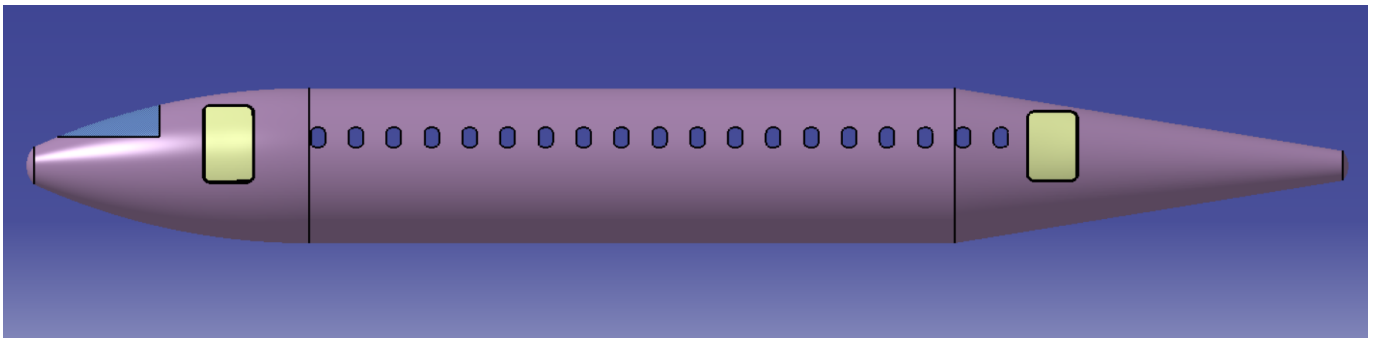


Figura 4-31. *Split* de ambas partes

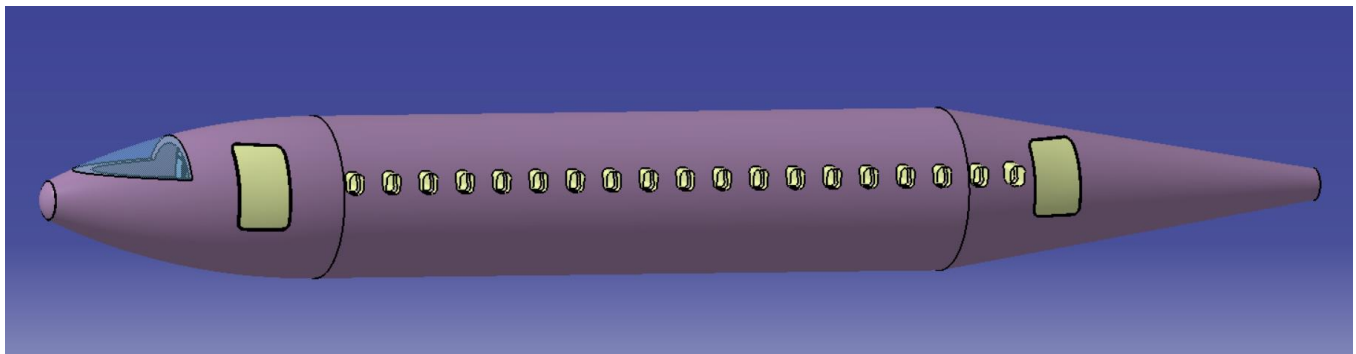


Figura 4-30. *Extrude* ventanillas

Al finalizar la estructura del avión, la estética de este fue la siguiente prioridad. Se decidió que la forma más adecuada de darle una visión realista al CERT-1, era aplicar materiales reales al modelado. En CATIA V5, hay todo un catálogo de muchos tipos de materiales, desde pintura básica hasta textura de agua.

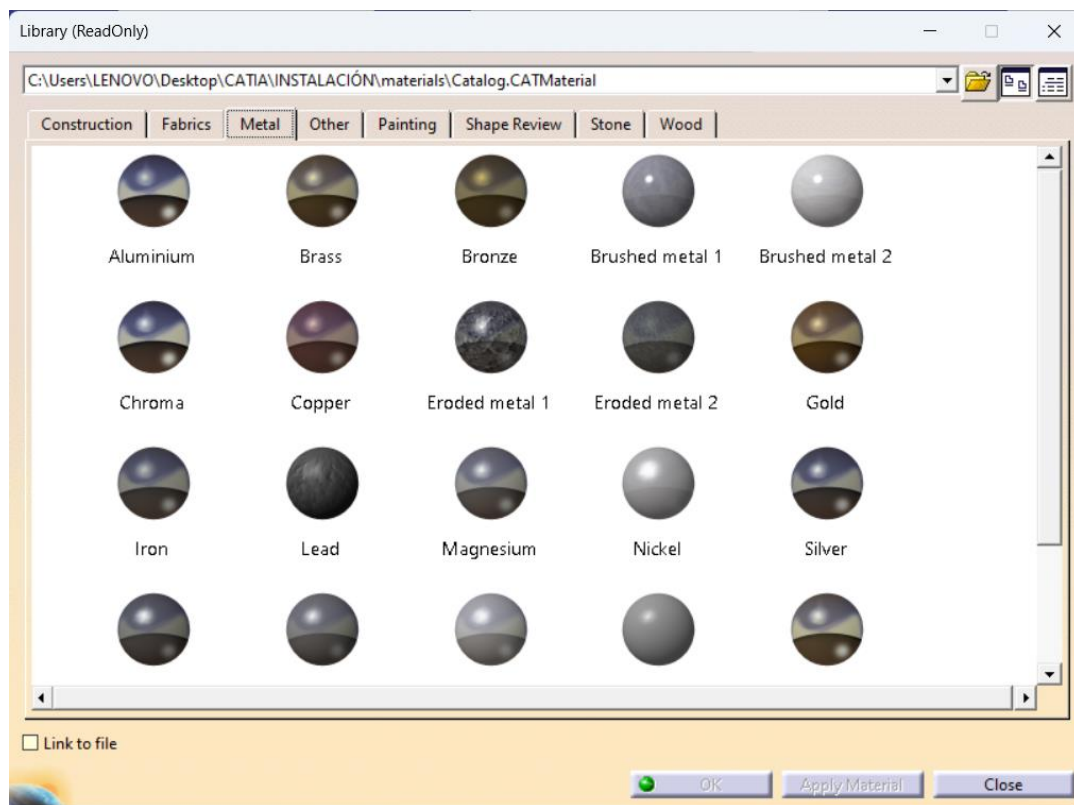


Figura 4-32. Catálogo de materiales

En las siguientes figuras, se podrá observar el fuselaje totalmente estilizado.



Figura 4-33. Perfil del fuselaje



Figura 4-34. Planta del fuselaje



Figura 4-35. Vista frontal del fuselaje

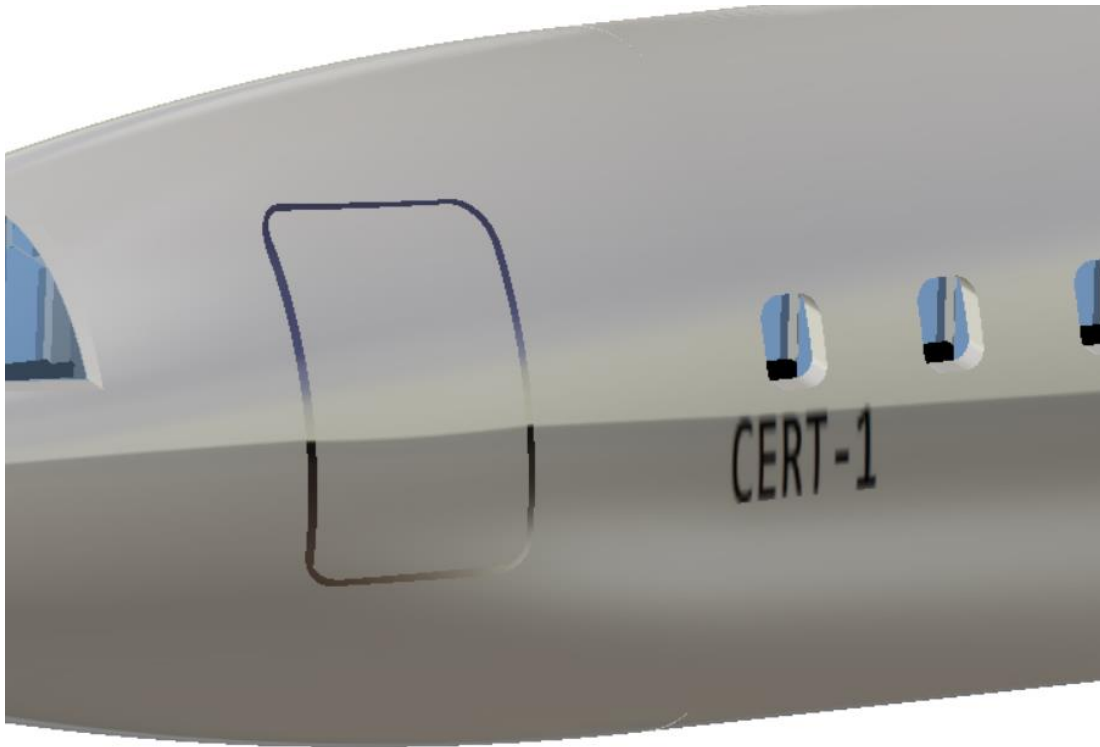


Figura 4-36. Detalle de puerta de emergencia

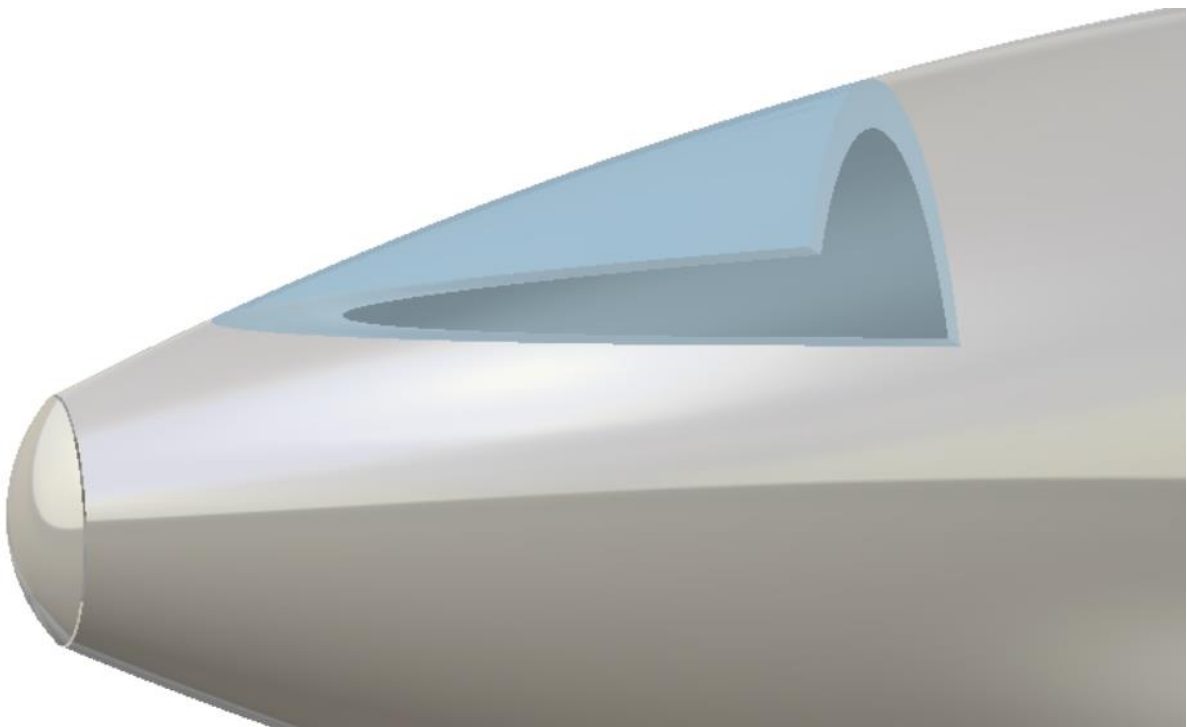


Figura 4-37. Detalle cristal cabina de los pilotos



Figura 4-38. Detalle nombre del avión grabado

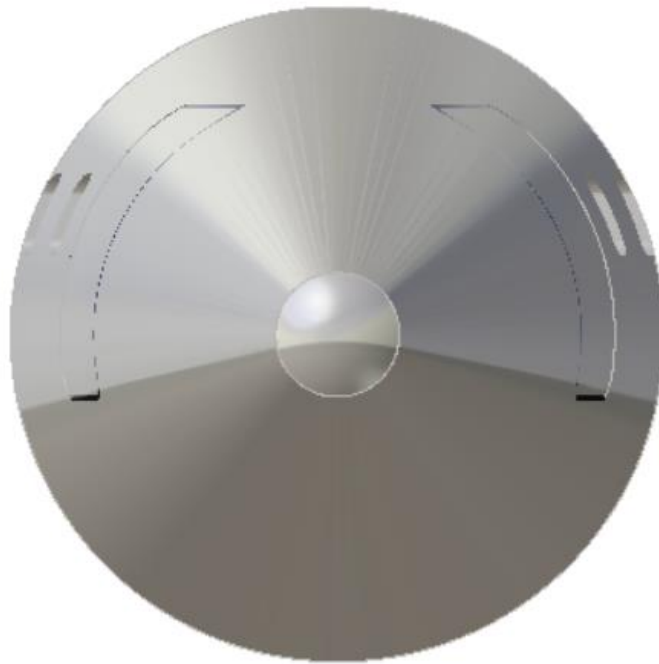


Figura 4-39. Vista trasera del fuselaje

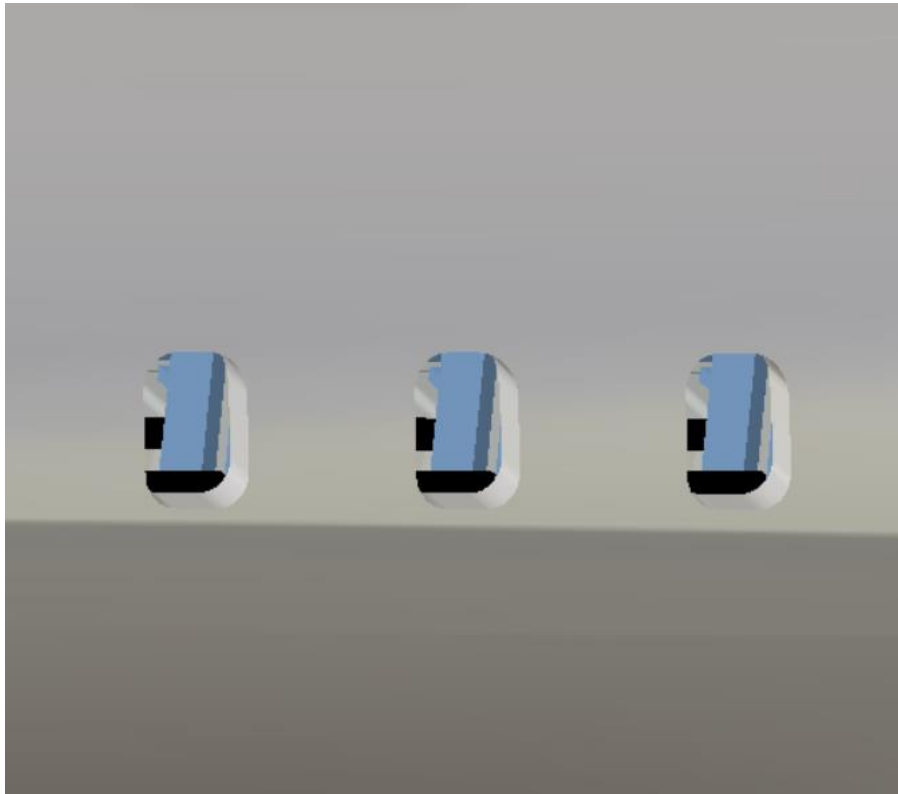


Figura 4-40. Detalle de las ventanas.

4.2.3 Modelado del interior

El modelado interior del CERT-1 se comenzó por los asientos. Estos cumplen las medidas previamente expuestas. Los asientos tendrán reposabrazos, estarán acolchados, y además tendrán espacio para maletas debajo de los asientos. El diseño final de los asientos se puede observar en la Figura 4-41.

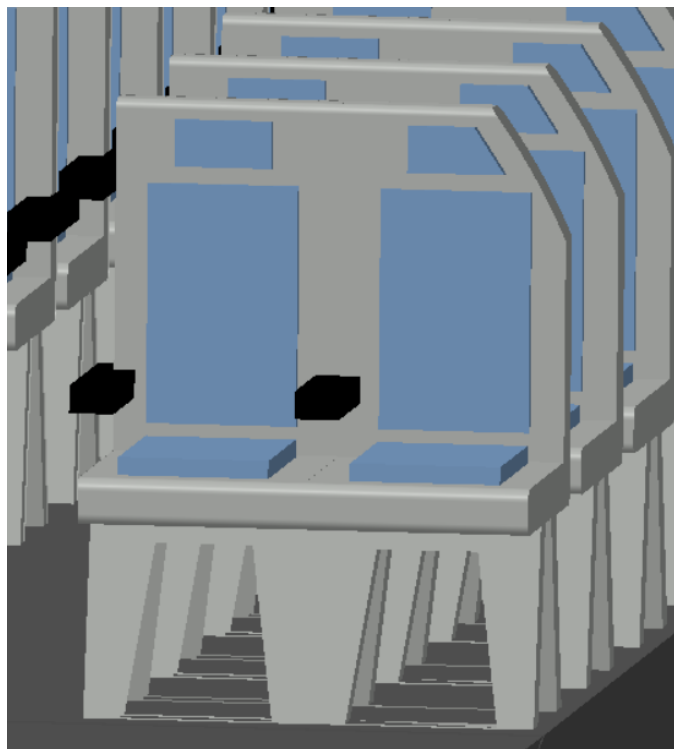


Figura 4-41. Detalle de los asientos

Lo primero que se hace es realizar la estructura del asiento con *Extrude*.

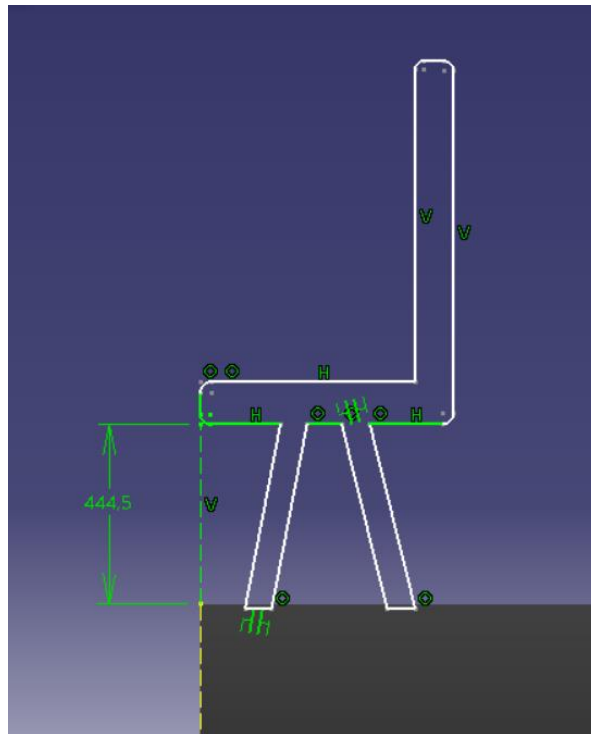


Figura 4-43. *Sketch* del asiento

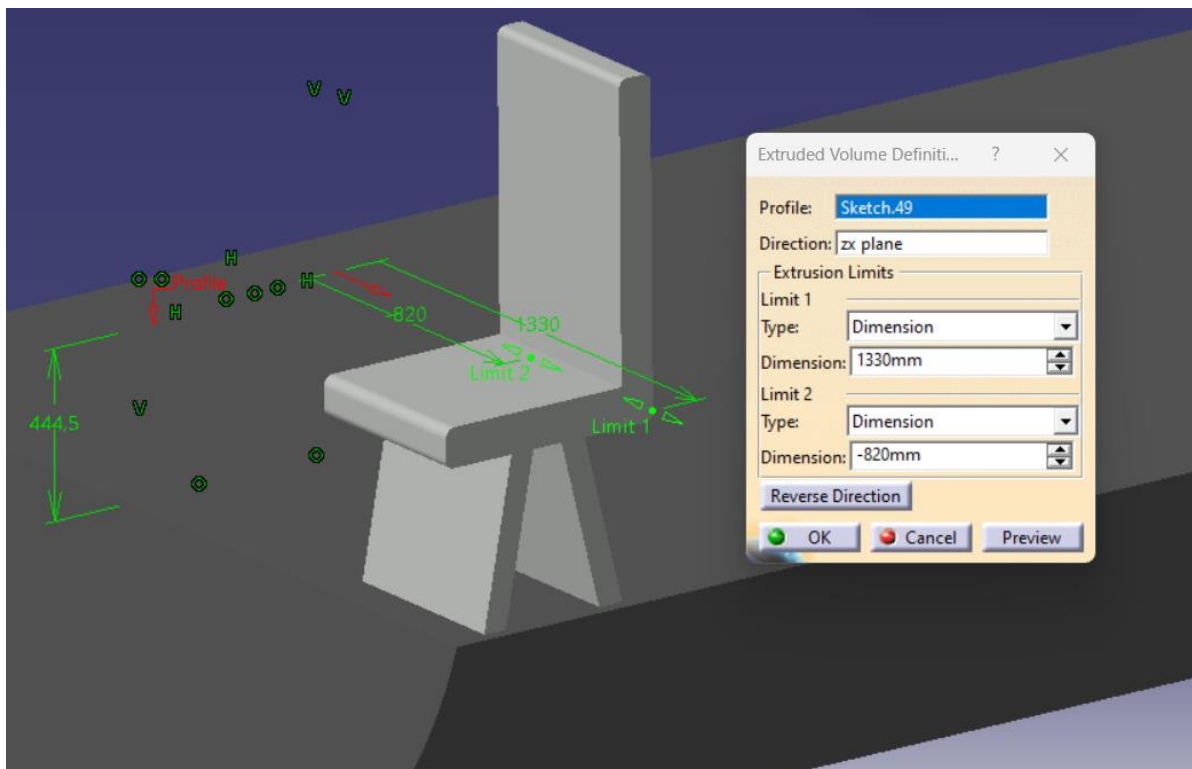


Figura 4-42. *Extrude* asiento

A continuación, se modela el reposabrazos de la misma forma.

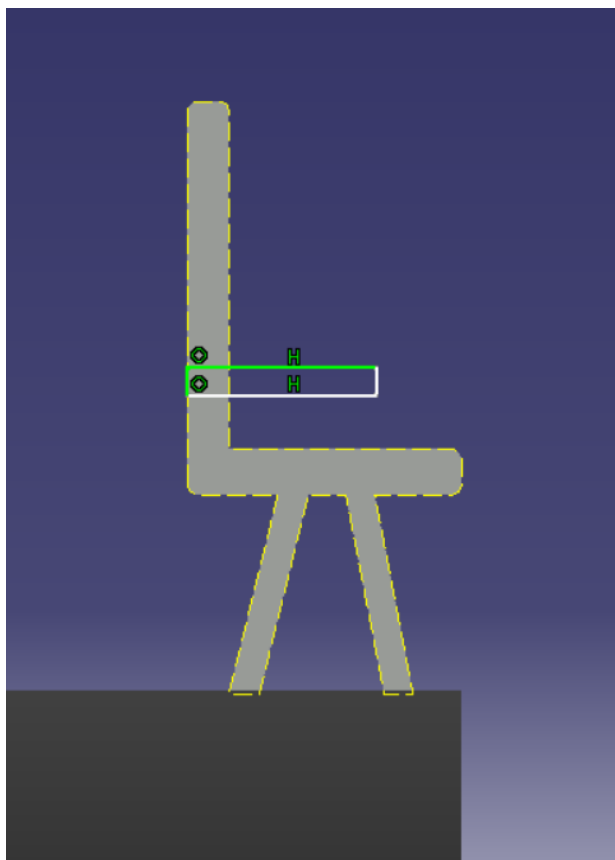


Figura 4-44. *Sketch* reposabrazos

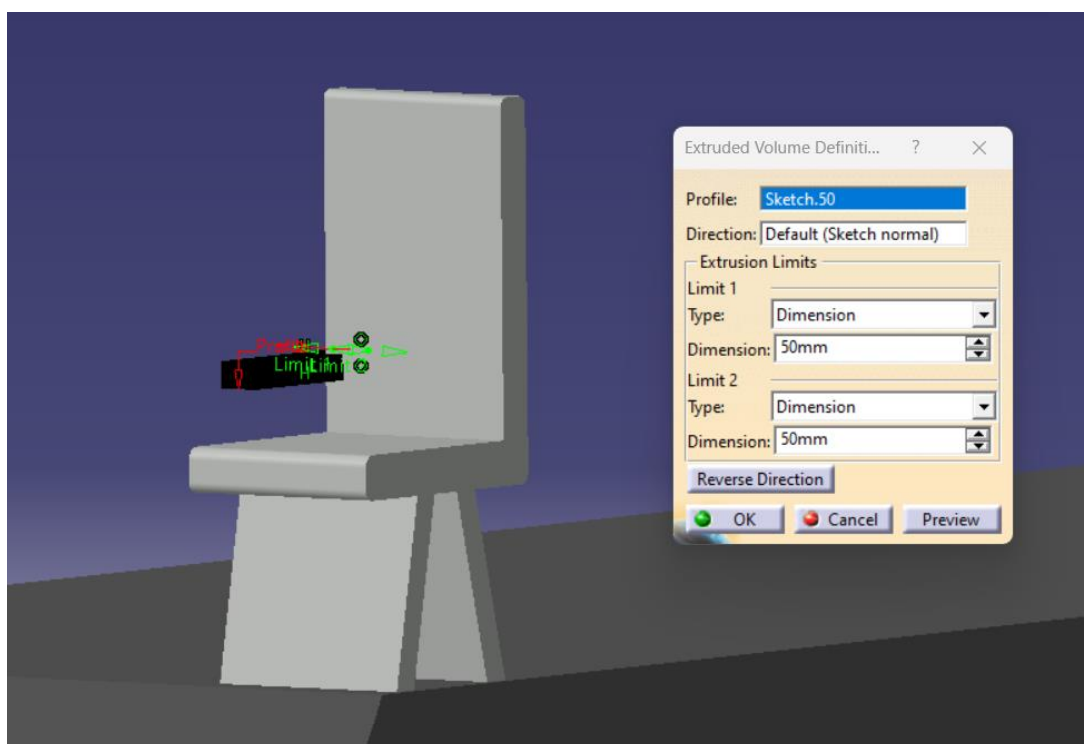


Figura 4-45. *Extrude* reposabrazos

Al tener ya la estructura del asiento y un reposabrazos, se usa la herramienta *Translate* para crear la primera fila sin tener que repetirlo a mano de nuevo.

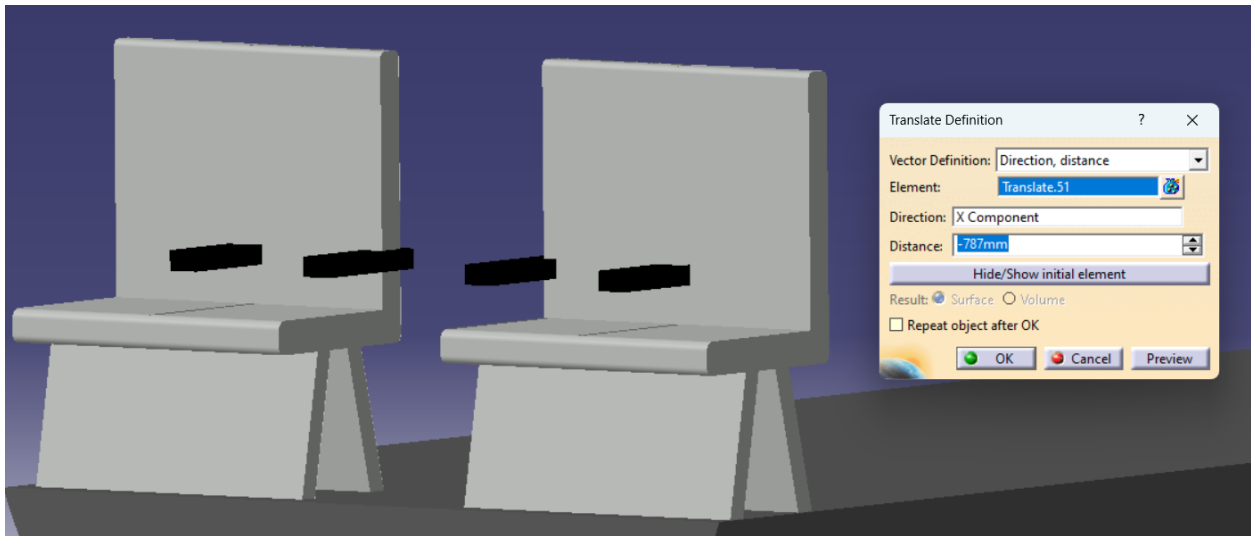


Figura 4-46. Ejemplo de *Translate*

Al estar dentro de un cilindro, los asientos no tendrán esquinas si no que estarán redondeados. Para ello, usamos un *Split* entre el asiento y el interior del fuselaje.

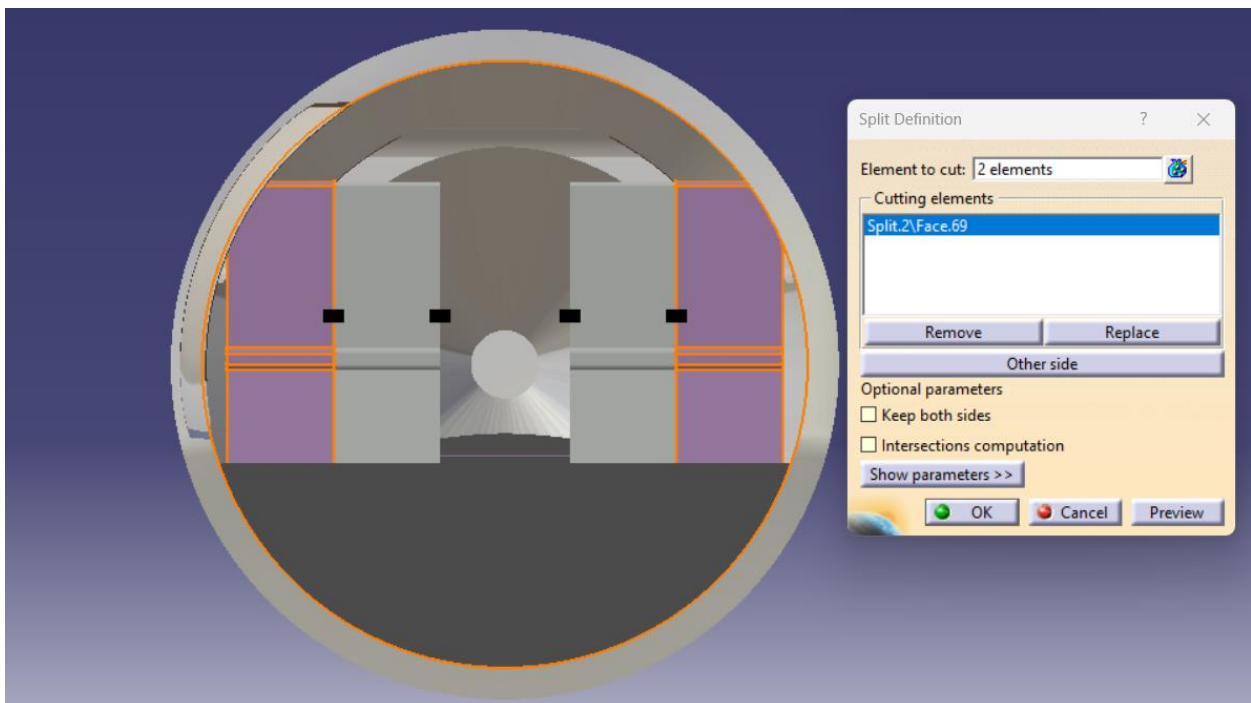


Figura 4-47. *Split* para redondear los asientos

Además, para crear todas las hileras de los asientos se usa *Transalate*, seleccionando todos los elementos que se quiere trasladar para hacer de una sola vez. Después, seleccionando *Repeat object after OK* se hacen las repeticiones que se necesiten.

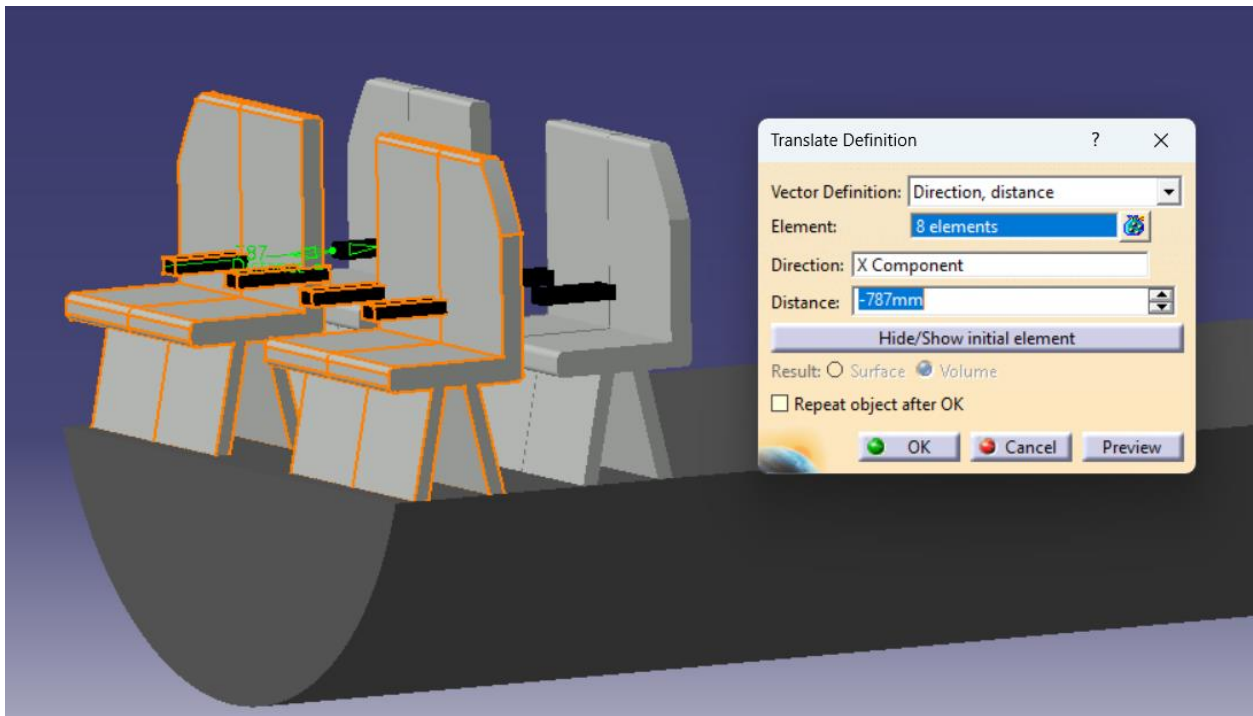


Figura 4-48. Ejemplo den *Translate* de la 1ª fila

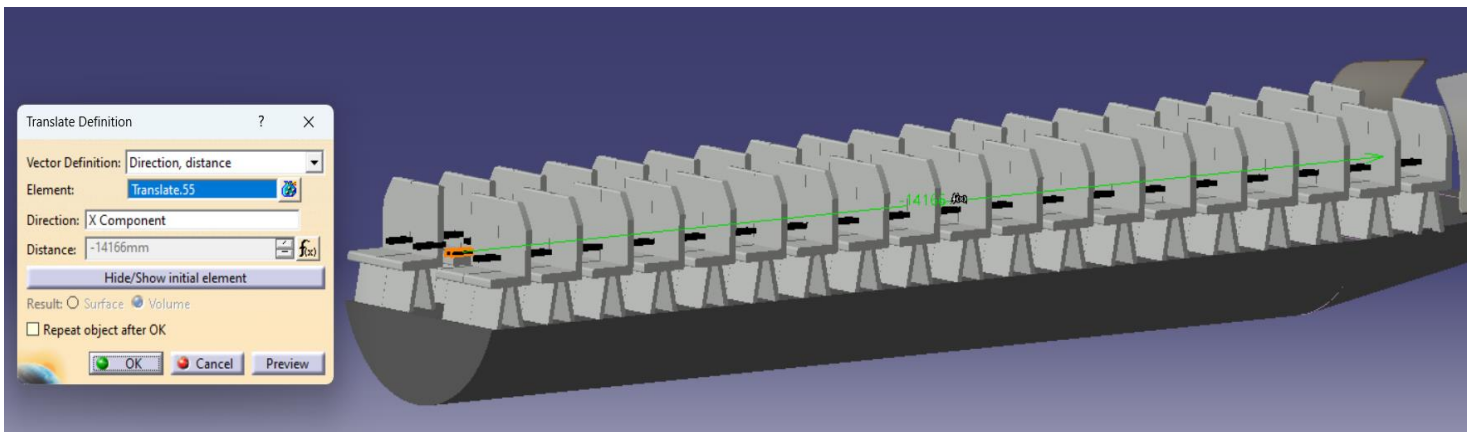


Figura 4-49. Todas las filas trasladadas

Una vez se tienen todas las filas del avión, se empiezan a hacer los cojines de los asientos. Los cojines estarán en la espalda, en la base del asiento y en la zona de la cabeza. El procedimiento será exactamente el mismo que el de los asientos y los reposabrazos. Se usará *Extrude* y *Translate* para hacer el acolchamiento de todas las filas. En las siguientes figuras, se observa el ejemplo de los cojines de la base del asiento, ya que al ser el procedimiento exactamente igual para todos los cojines se ha decidido ejemplificar solo uno.

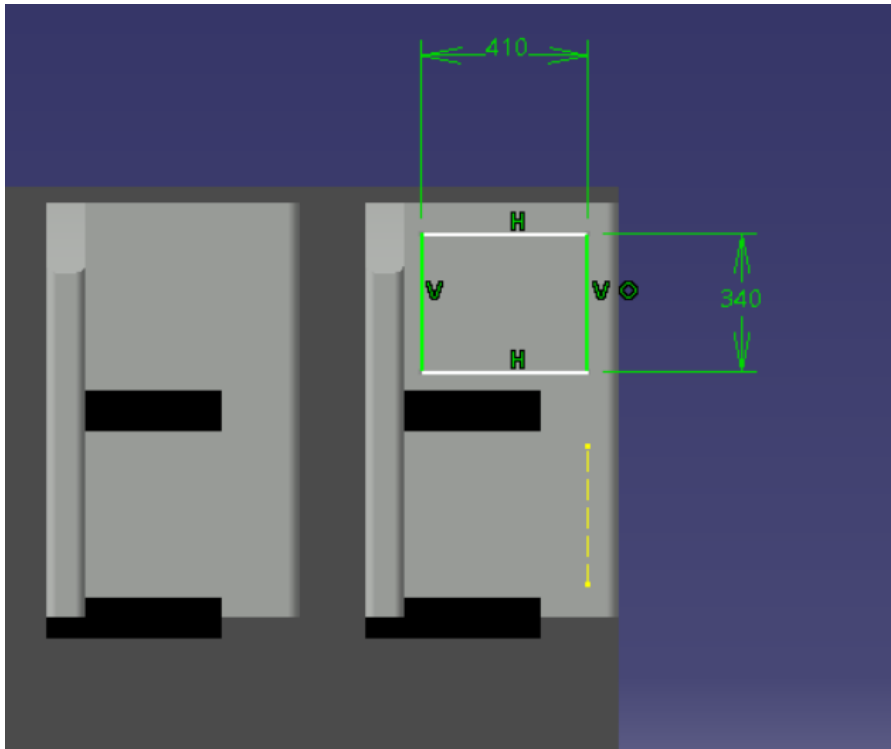


Figura 4-51. *Sketch* cojín de la base

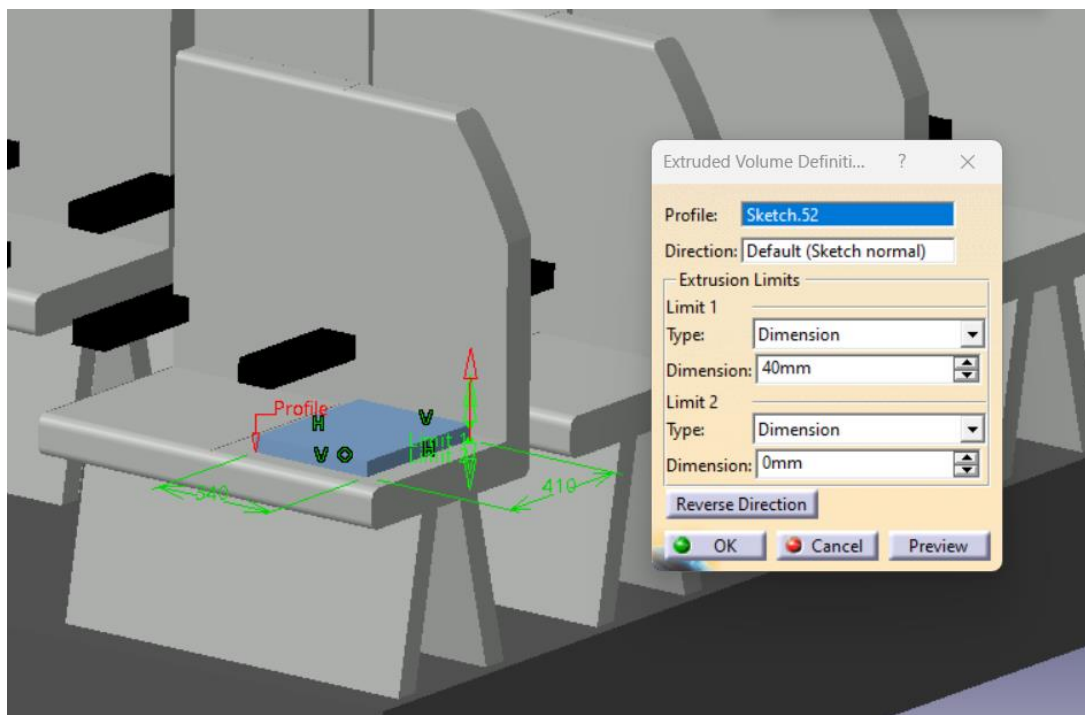


Figura 4-50. *Extrude*

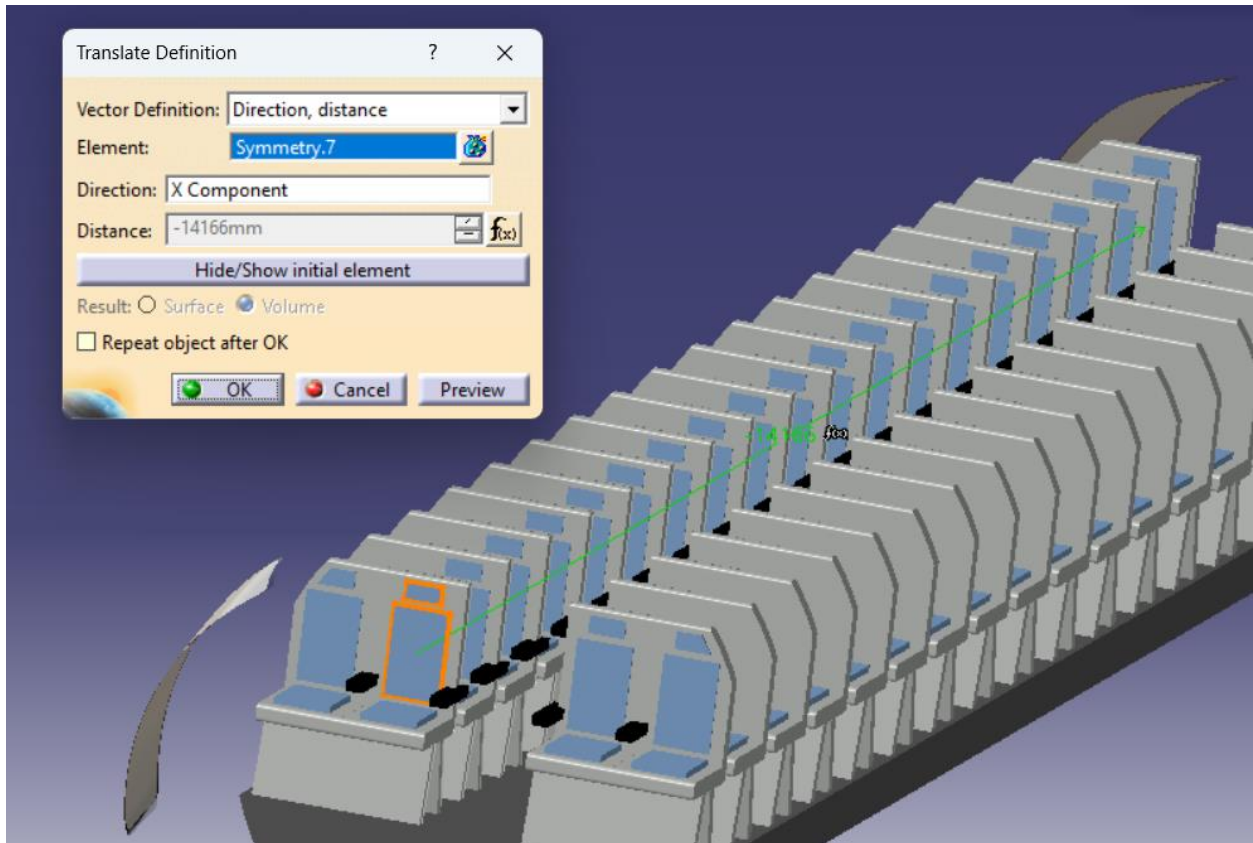


Figura 4-52. *Translate* de toda una hilera de asientos.

El siguiente paso es el diseño de los huecos debajo de los asientos, para lo que se usa *Extrude* debajo de cada asiento, y *Split* para hacer el hueco.

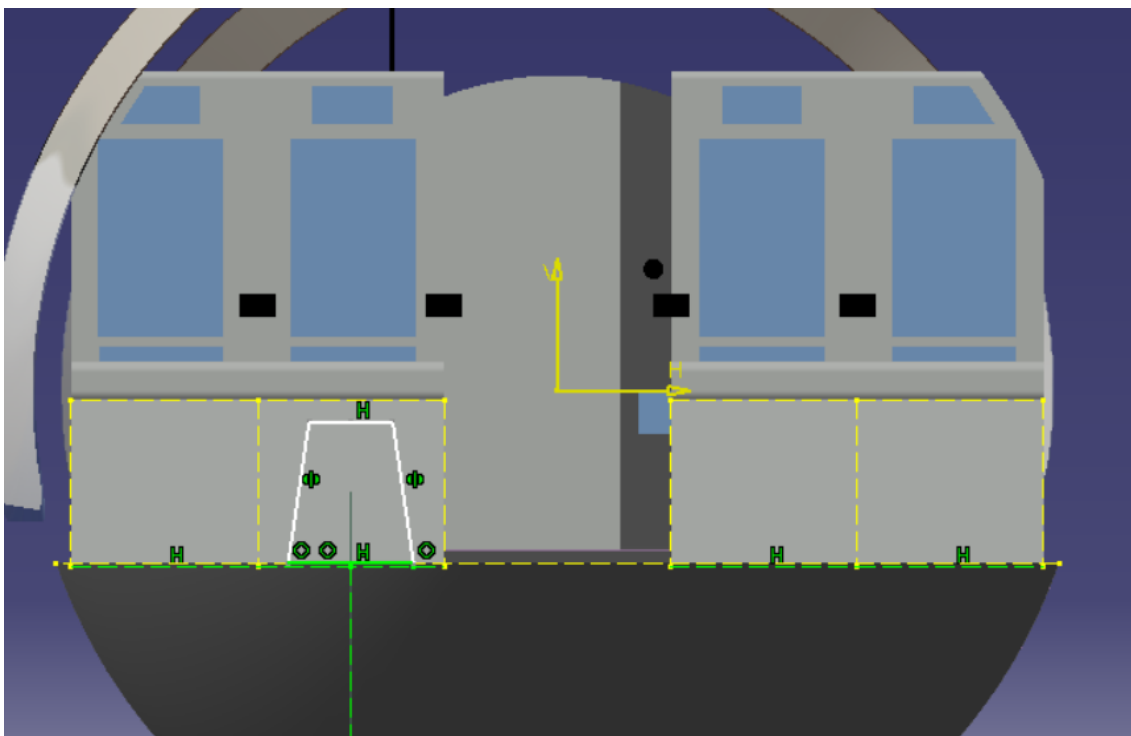
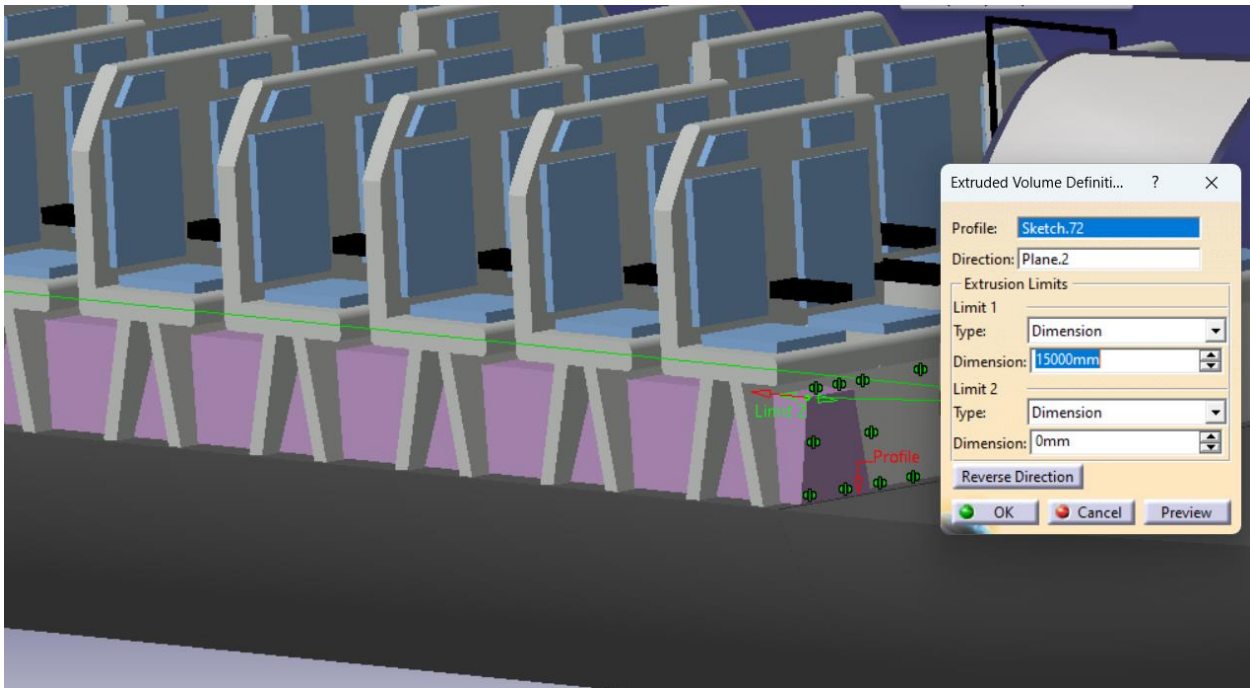
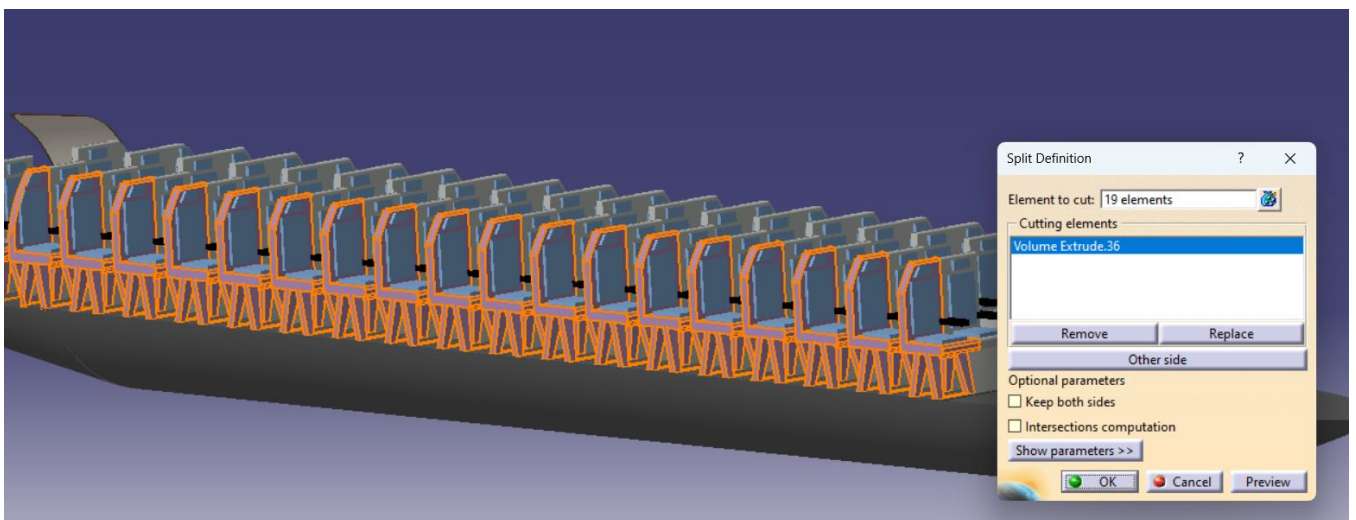


Figura 4-53. Sketch del hueco

Figura 4-54. *Extrude*Figura 4-55. *Split* para hacer el hueco

En una cabina de pasajeros de cualquier avión, siempre hay compartimos superiores para las maletas, Por lo tanto, se decidió hacerlos también el CERT-1.

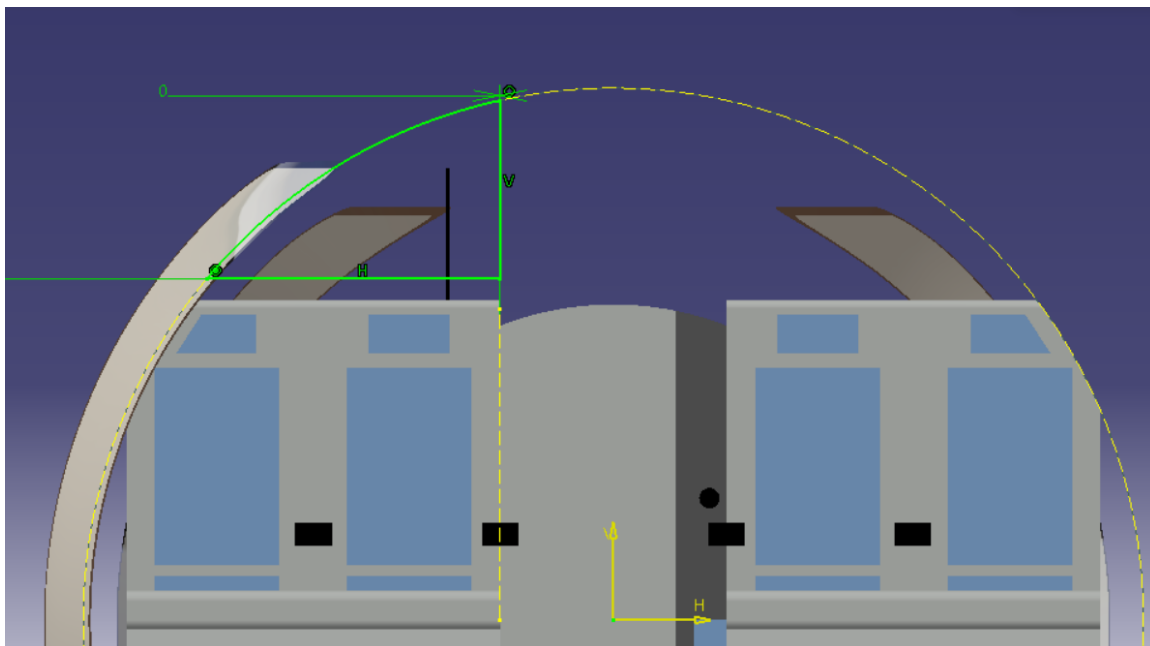


Figura 4-56. *Sketch* compartimento

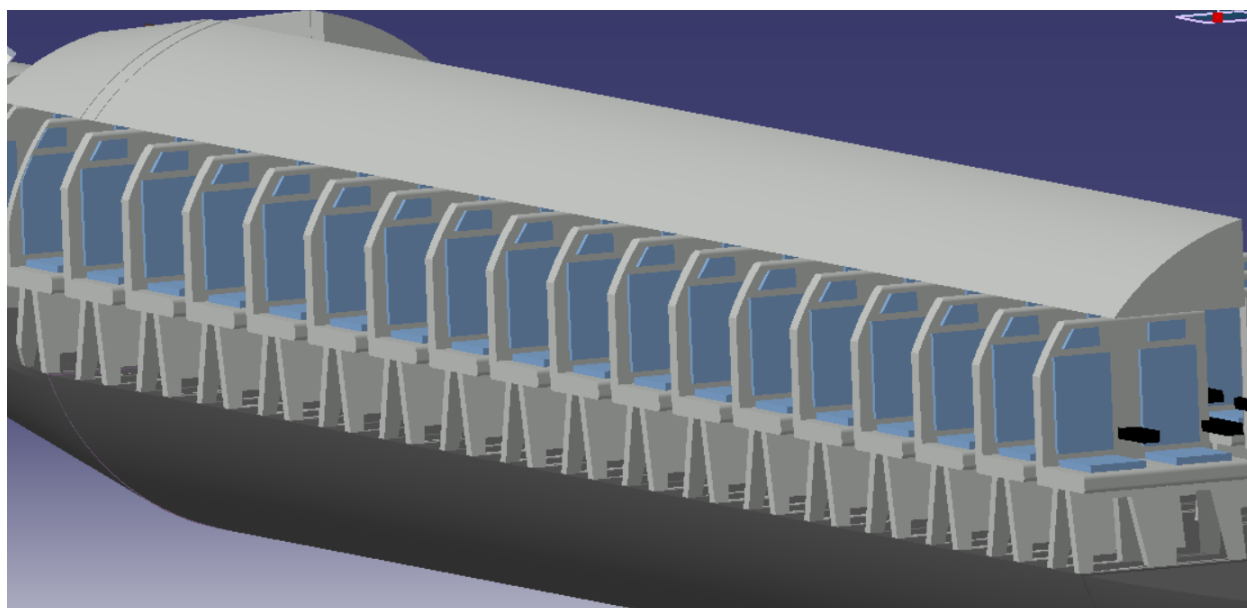


Figura 4-57. Compartimento superior para maletas

Una vez terminado de diseñar todo lo anterior, la cabina quedaría como se puede observar en la Figura 4-58.

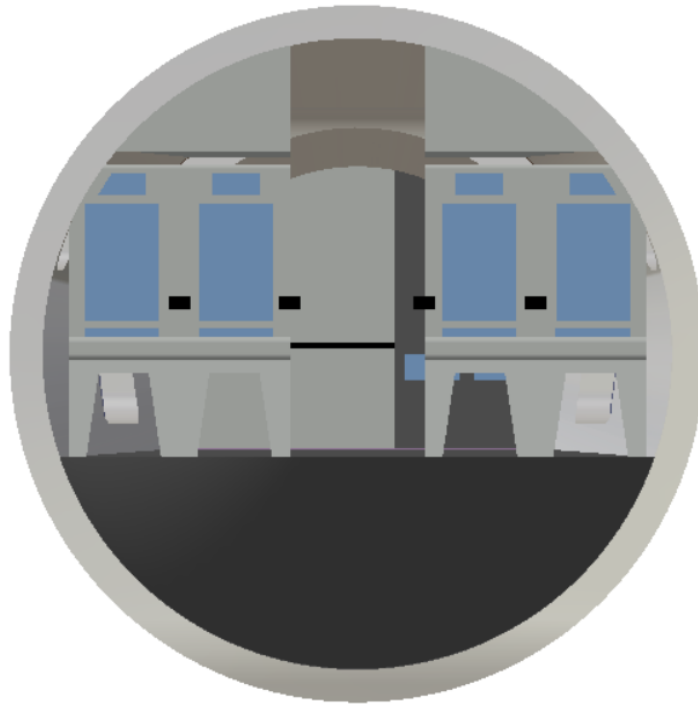


Figura 4-58. Vista frontal de la cabina de los pasajeros

Para la cabina del piloto, simplemente se trasladó dos asientos hacia delante con una separación mayor entre ellos, y se puso una pared con una puerta de entrada entre la zona de la cabina de pasajeros y la de los pilotos. Así, estarían diferenciadas y sería un modelaje más aproximado a la realidad.

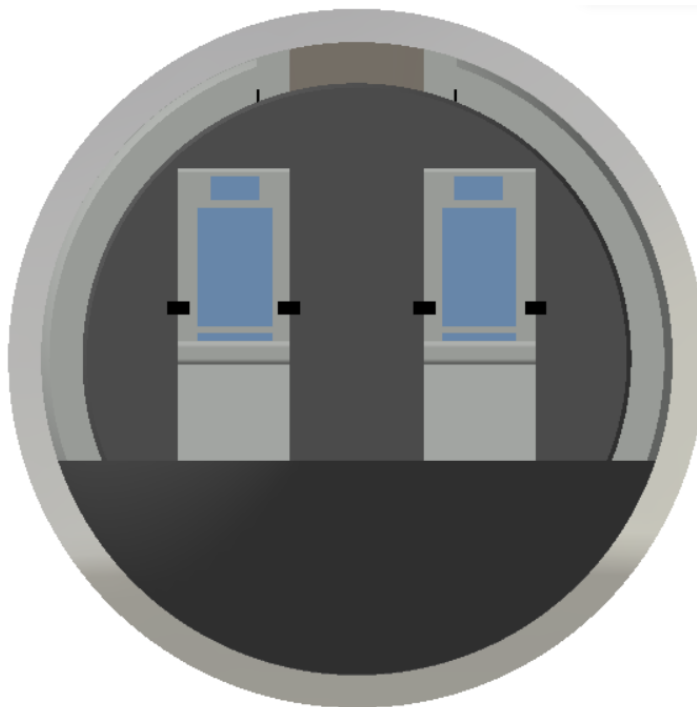


Figura 4-59. Vista frontal de la cabina de los pilotos

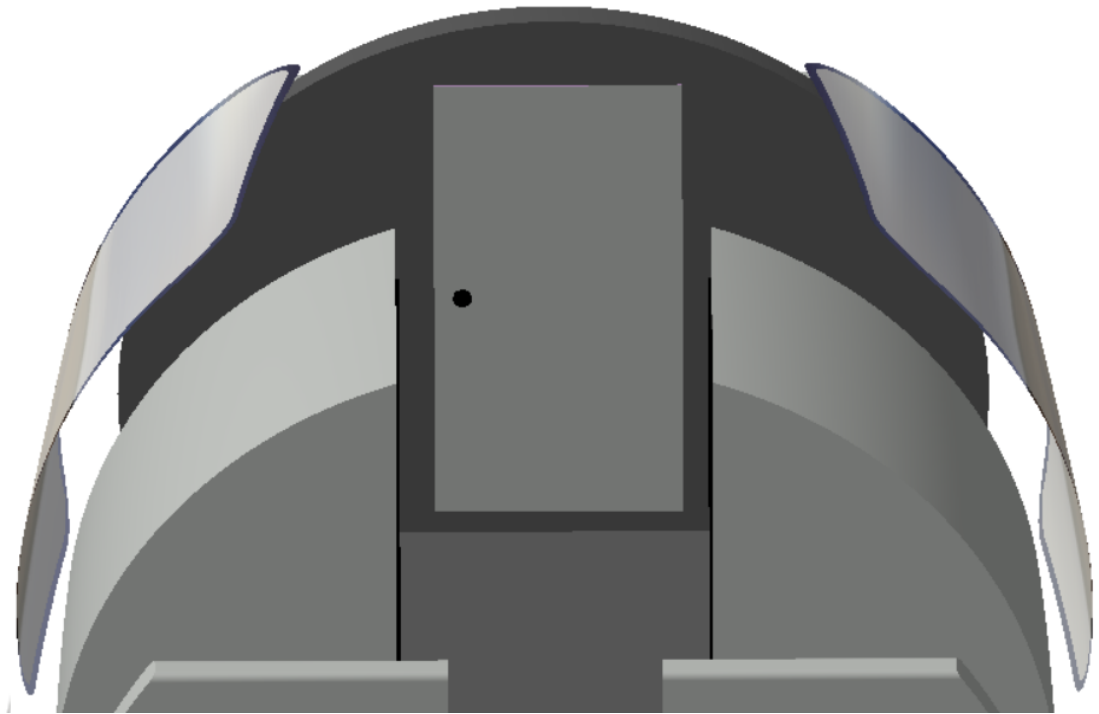


Figura 4-60. Puerta de entrada a la cabina de los pilotos.

Además del modelado de los asientos, se decidió modelar también los baños, un *galley* y los asientos para los auxiliares de vuelo. Estos fueron diseños más simples que el anterior por lo que no se describirán paso a paso. Se usaron las herramientas *Extrude* y *Split* para diseñarlos.

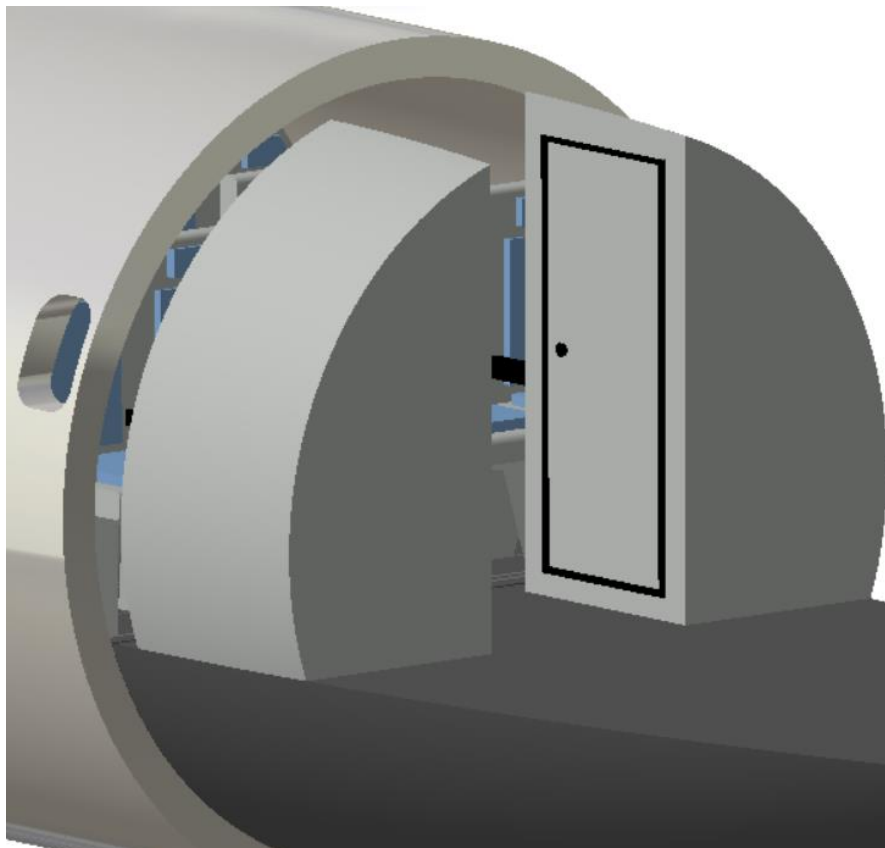


Figura 4-61. Baños

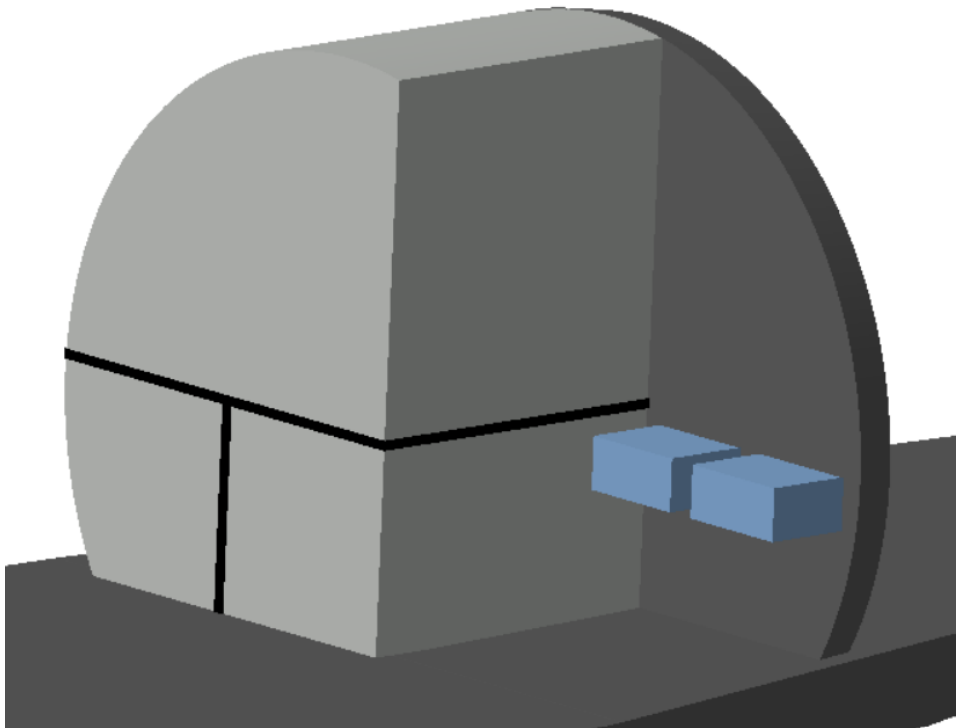


Figura 4-62. *Galley* y asientos de auxiliares de vuelo

El interior del cono de cola y el cono del morro del avión (ambos sin una de las puertas de emergencia para una mejor visualización) se muestran en las siguientes figuras.

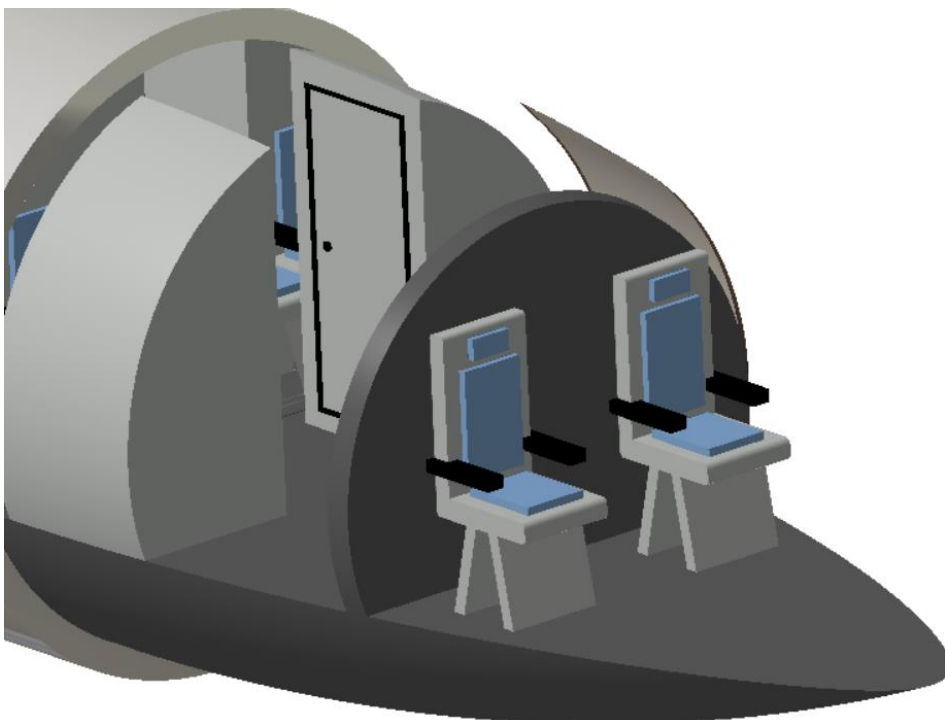


Figura 4-63. Interior del cono delantero

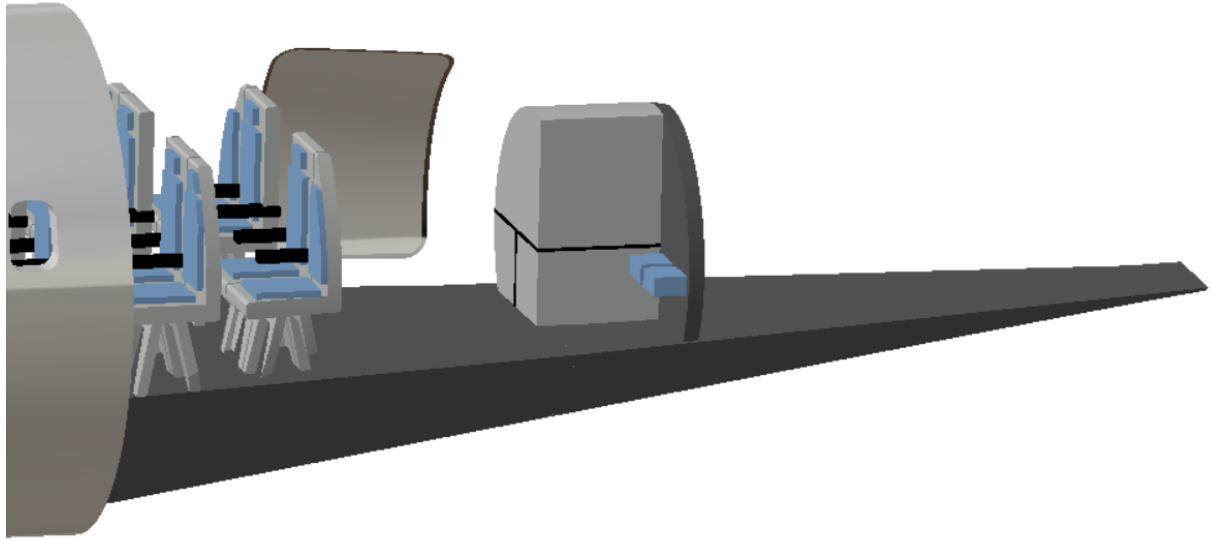


Figura 4-64. Interior del cono de cola

Con esto el interior del CERT-1 estaba finalizado. Por lo tanto, para resumir todo lo diseñado previamente, se decidió hacer un plano y una vista de CAD que reuniese todas las medidas y diseños. Para hacer el plano se usó un nuevo módulo de CATIA V5, *Drafting*. Este módulo nos permite plasmar las vistas del objeto previamente diseñado y acotarlo.

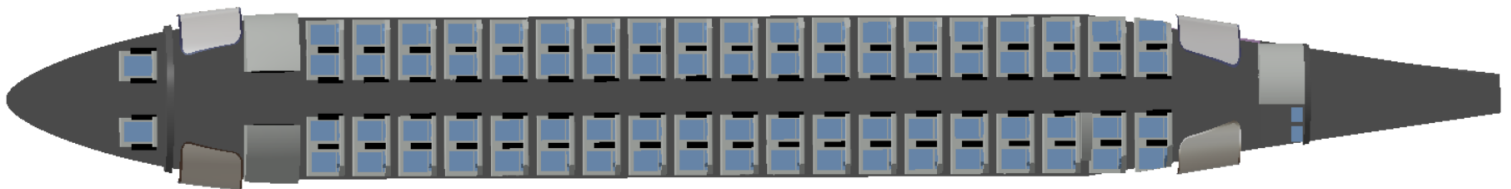


Figura 4-65. Vista CAD de la distribución interna del avión

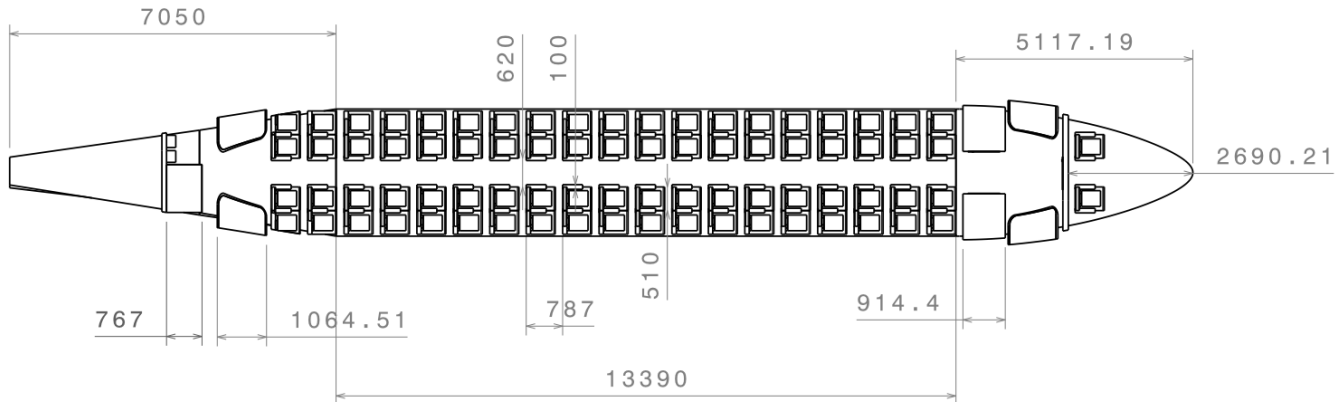


Figura 4-66. Plano de la distribución interna

4.3. Alas

4.3.1. Estudio previo

El estudio previo forma parte del área de trabajo del departamento de Aerodinámica de mi equipo en la asignatura de Cálculo de Aeronaves. Se va a explicar brevemente cómo se ha escogido el perfil de las alas y la planta alar ya que, al ser un trabajo de ingeniería concurrente, esos datos afectan a mi trabajo actual, el cual es definir las medidas del avión y la distribución de las maletas, combustible y otros servicios.

Atendiendo a un análisis estructural y en busca de la mayor eficiencia aerodinámica posible, la envergadura del ala es de 37,05, mayor que lo habitual. Sabiendo esto, para diseñar las alas, primero tenemos que saber qué tipo de perfil vamos a usar. Para ello, estudiamos las distintas características de los perfiles obteniendo la siguiente tabla comparativa con algunas de sus características, extraídas a raíz del análisis con XFLR5 de los perfiles que cumplen con nuestras características de diseño buscadas.

NACA	$C_{d_{min}}$	C_{m0}	$\alpha_s(^{\circ})$	$\alpha_0(^{\circ})$	$\left(\frac{C_l}{C_d}\right)_{max}$	$C_{l_{\alpha}} \left(\frac{1}{rad}\right)$	Stall Quality	$C_{l_{max}}$	C_{l_0}
654421	0.0036	-0.0826	26	-3.07	104.69	4.72	Sharp	1.440	0.372
634421	0.0048	-0.0769	25	-2.98	108.46	6.53	Moderate	1.446	0.354
633418	0.0044	-0.0805	21	-3.05	145.12	6.58	Moderate	1.853	0.366
23024	0.0068	0.0075	21	-0.16	19.73	4.26	Docile	1.338	0.164
747A315	0.0054	-0.0115	23	-1.36	113.30	6.31	Docile	1.413	0.160
23012	0.0048	-0.0095	20.5	-1.21	154.99	6.59	Docile	1.996	0.139
2421	0.0057	-0.0478	18.75	-2.26	132.93	6.19	Docile	1.748	0.243
23018	0.0068	-0.0032	19.5	-1.19	122.17	6.26	Docile	1.817	0.131

Tabla 4-1. Comparación de los distintos perfiles

Observando la Tabla 4-1, el NACA 23012 es el perfil con mayor eficiencia aerodinámica máxima, mayor $C_{l_{max}}$ y además tiene un buen comportamiento ante la entrada en pérdida. Por tanto, este es el que se ha escogido para el ala.

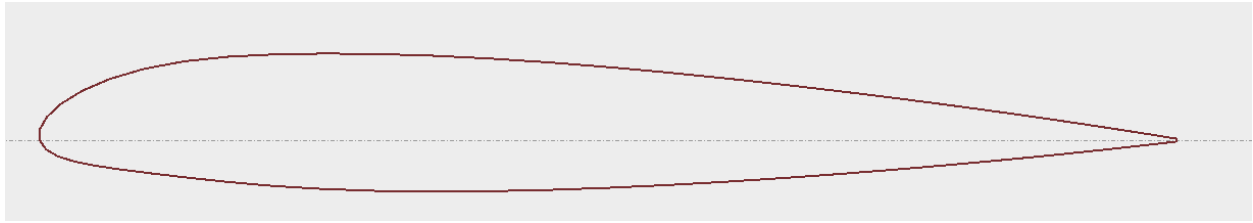


Figura 4-67. NACA 23012

Una vez elegido el perfil óptimo para la aeronave, se debía buscar la configuración en planta del ala, tomando de referencia geometrías de alas de aviones similares. Existen múltiples formas de planta de ala, por lo que se decidió estudiar una gran variedad de geometrías para así tener un estudio amplio del mejor tipo de ala para el CERT-1. Tras el análisis de todas las configuraciones, se muestra una tabla con las características de las alas analizadas:

ALA	$C_{D_{min}}$	C_{M_0}	$\alpha_s(^{\circ})$	$\alpha_0(^{\circ})$	$\left(\frac{C_L}{C_D}\right)_{max}$	$C_{L\alpha} \left(\frac{1}{rad}\right)$	$C_{L_{max}}$	C_{L_0}
Recta	0.0058	-0.011	21.5	-1.072	49.63	5.27	1.964	0.1013
Flecha positiva $\lambda=0.25$	0.0058	-0.014	21	-1.070	51.67	5.43	1.931	0.1038
Flecha positiva $\lambda=0.50$	0.0057	-0.017	21	-1.070	51.60	5.40	2.013	0.1035
Flecha positiva $\lambda=0.75$	0.0056	-0.020	21	-1.071	50.36	5.34	2.033	0.1024
Hexagonal $\lambda=0.30$	0.0058	-0.021	21	-1.069	51.70	5.44	1.979	0.1039
Hexagonal $\lambda=0.40$	0.0058	-0.016	21	-1.069	51.76	5.42	2.020	0.1038
Hexagonal $\lambda=0.60$	0.0058	-0.018	21.5	-1.070	51.31	5.38	2.049	0.1031
Hexagonal $\lambda=0.80$	0.0058	-0.016	21.5	-1.071	50.50	5.32	2.028	0.1022
Flecha negativa $\lambda=0.25$	0.0057	-0.014	21	-1.067	51.44	5.42	1.973	0.1035
Flecha negativa $\lambda=0.50$	0.0058	-0.012	21	-1.069	51.65	5.39	2.055	0.1034
Flecha negativa $\lambda=0.75$	0.0058	-0.011	21.5	-1.070	50.75	5.34	2.033	0.1024
Configuración nueva $\lambda=0.30$	0.0056	-0.016	21	-1.069	51.85	5.47	1.945	0.1044
Configuración nueva $\lambda=0.40$	0.0058	-0.014	21.5	-1.069	51.89	5.44	2.071	0.1042
Configuración nueva $\lambda=0.60$	0.0058	-0.017	21.5	-1.069	51.43	5.40	2.057	0.1035

Tabla 4-2. Características de las formas en planta de las alas estudiadas

Como se puede observar, los resultados obtenidos son similares. Es seguro decir que la elección de la geometría del ala no influirá mucho en el resultado final de nuestra aeronave. Se decidió utilizar la forma en planta de la configuración nueva que se analizó, la cual es mitad ala recta, mitad hexagonal con un $\lambda=0.4$ (estrechamiento), ya que esta es la que mayor eficiencia aerodinámica máxima tiene. La cuerda de la punta del ala será 0.97 m y la cuerda del encastramiento del ala será 2.42 m. Además, cuenta con un buen comportamiento de entrada en pérdida y buen valor de $C_{L\alpha}$.

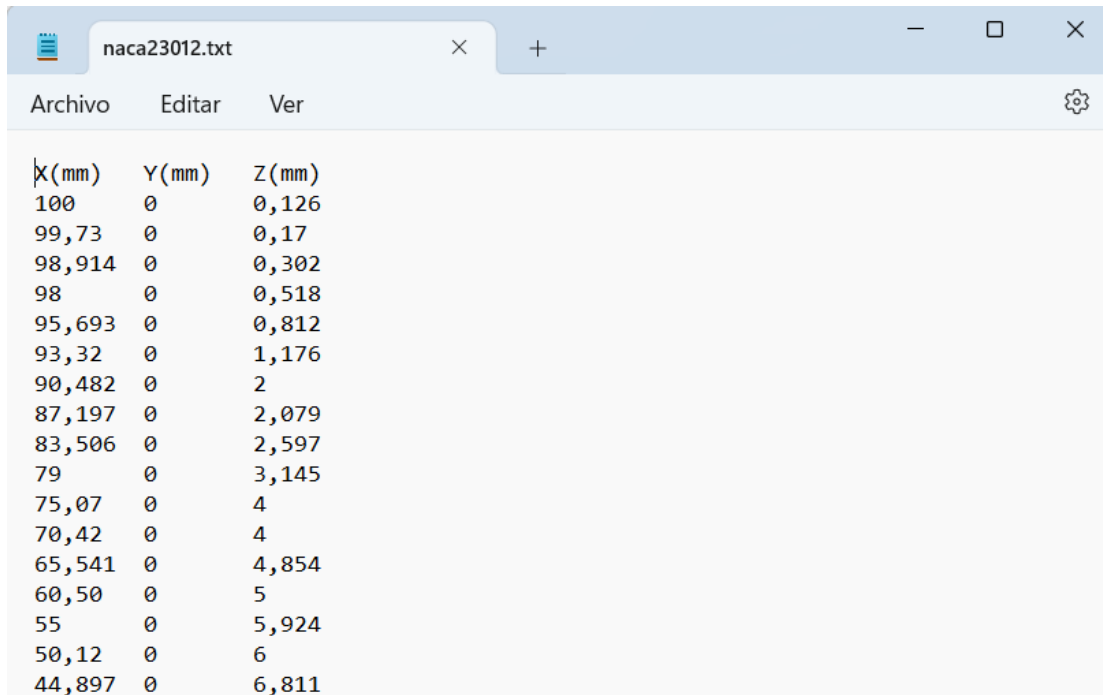
4.3.2. Diseño de las alas

Una vez se sabe el perfil que se va a usar, se puede hacer el diseño de las alas en CATIA V5. Para realizar un diseño fiel a la realidad, tenemos que importar el perfil NACA 23012 en CATIA. Para ello, primero hay que descargarse de la página Airfoil Tools las coordenadas de dicho perfil en Excel, como se ve en la siguiente figura:

	A	B	C	D	E	F
1	Name,NACA 23012 12%					
2	Chord(mm),100					
3	Radius(mm),0					
4	Thickness(%),100					
5	Origin(%),0					
6	Pitch(deg),0					
7	,					
8	Airfoil surface,					
9	X(mm)	Y(mm)	Z(mm)			
10	100	0	0,126			
11	99,73	0	0,17			
12	98,914	0	0,302			
13	98	0	0,518			
14	95,693	0	0,812			
15	93,32	0	1,176			
16	90,482	0	2			
17	87,197	0	2,079			
18	83,506	0	2,597			
19	79	0	3,145			
20	75,07	0	4			
21	70,42	0	4			
22	65,541	0	4,854			
23	60,50	0	5			
24	55	0	5,924			
25	50,12	0	6			

Figura 4-68. Algunas de las coordenadas del perfil elegido

Hay que tener cuidado ya que, a veces, al descargarlo de la página sale desconfigurado, por lo que habría que ponerlo de la forma que se ve en la Figura 4-68. Para poder importarlo a CATIA, tenemos que pasar las coordenadas del perfil a formato txt. Para ello, se copiaron las coordenadas en la aplicación Notas del ordenador (formato txt).



X(mm)	Y(mm)	Z(mm)
100	0	0,126
99,73	0	0,17
98,914	0	0,302
98	0	0,518
95,693	0	0,812
93,32	0	1,176
90,482	0	2
87,197	0	2,079
83,506	0	2,597
79	0	3,145
75,07	0	4
70,42	0	4
65,541	0	4,854
60,50	0	5
55	0	5,924
50,12	0	6
44,897	0	6,811

Figura 4-69. Algunas coordenadas en txt

Para importar el perfil, se usará un nuevo módulo llamado *Digitized Shape Editor* en el cual hay una herramienta llamada *Import*, que importa coordenadas de documentos como el que tenemos en la Figura 4-69 al programa. Una vez tenemos las coordenadas en CATIA, volvemos al módulo *Generative Shape Design* y se empiezan a modelar las alas.

Al tener únicamente las coordenadas, creamos el perfil con un *Sketch* y la herramienta *Spline*.

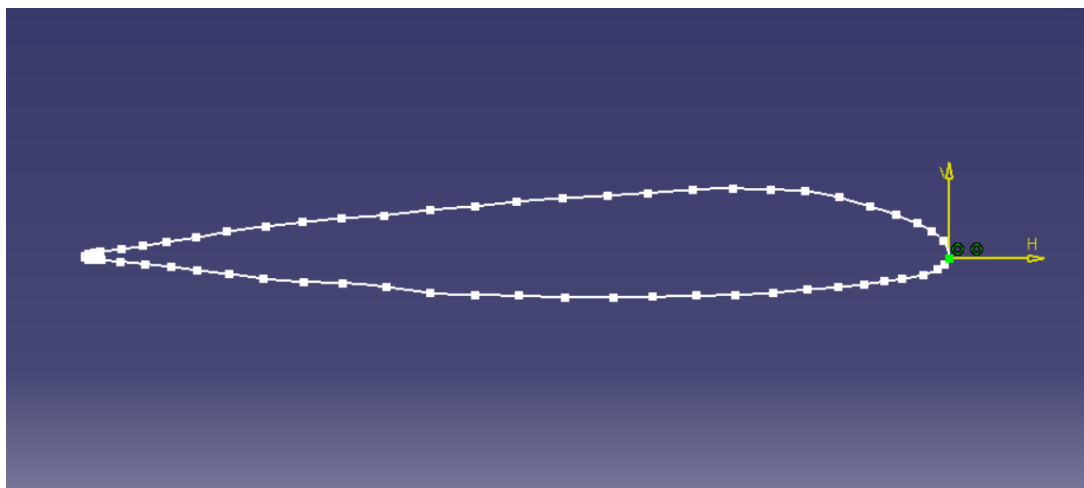


Figura 4-70. *Sketch* del perfil

Una vez se tiene el perfil, lo adaptamos a las medidas de las alas del CERT-1, siendo la longitud de la cuerda del encastre 2,42 m y la de la punta del ala 0.97 m. En la Figura 4-68, se ve que la cuerda del perfil importado es de 100 mm, por lo tanto, usaremos la herramienta *Scaling* para adaptarlo a nuestras medidas, y la herramienta *Translate* para poner los distintos perfiles en las posiciones que se necesitan. Los perfiles las alas quedarían de la siguiente forma:



Figura 4-71. Perfiles de las alas

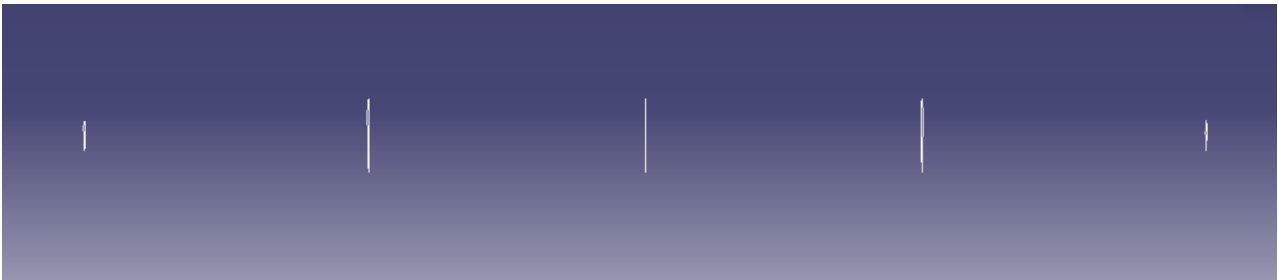


Figura 4-72. Vista en planta de los perfiles

Teniendo todos los perfiles colocados en sus posiciones y con las medidas correspondientes, se usará la herramienta *Multi-Sections Volume* para crear el ala. Los perfiles se irán seleccionando de dos en dos para crear el volumen haciendo así un volumen más preciso. Se puede observar este proceso en la Figura 4-74.

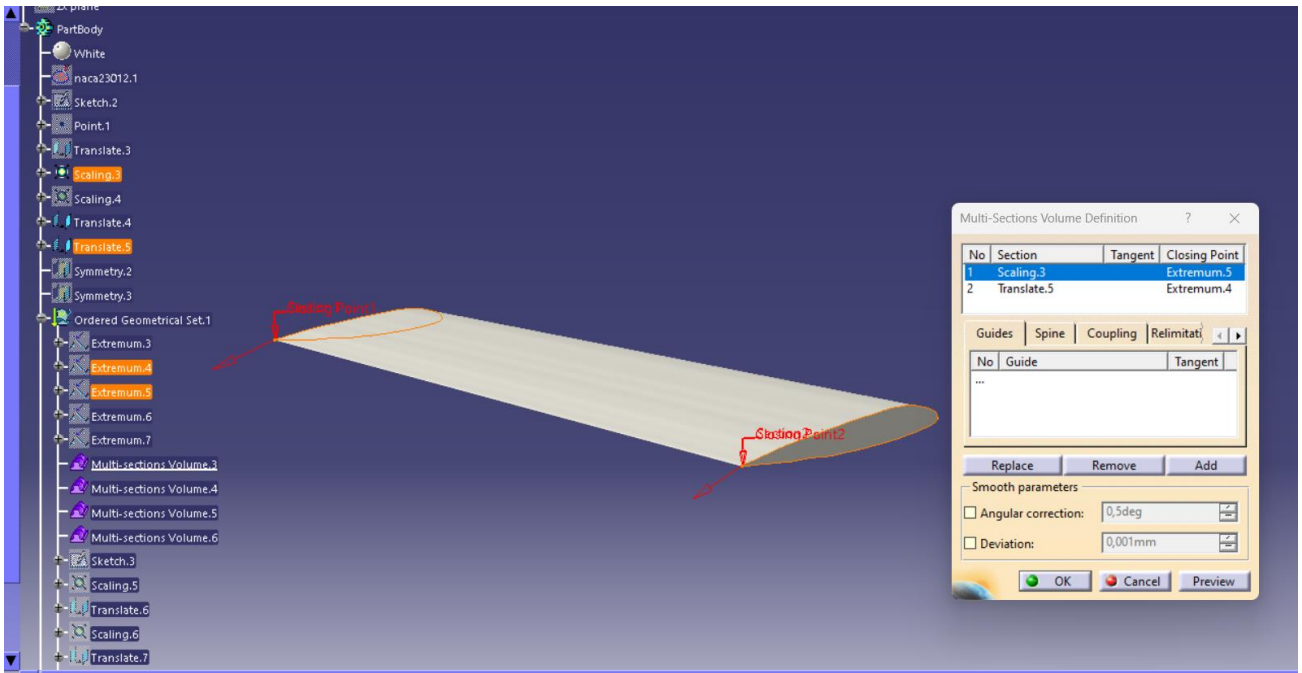


Figura 4-74. *Multi-Sections Volume* del ala

Realizando este proceso las veces que sean necesarias ya se tendría nuestra ala con el perfil seleccionado previamente.

Figura 4-73. Vista frontal del ala



Figura 4-75. Planta del ala



Figura 4-76. Detalle del perfil del ala

Cuando se tuvo el ala modelada, surgió la cuestión de la distribución del combustible en el avión. Se decidió que la opción más inteligente sería almacenar el combustible en las alas. Por lo tanto, este ocupará el 50% del área del perfil a lo largo de 17.5 m en ambas alas.



Figura 4-77. Ocupación del 50% del perfil alar

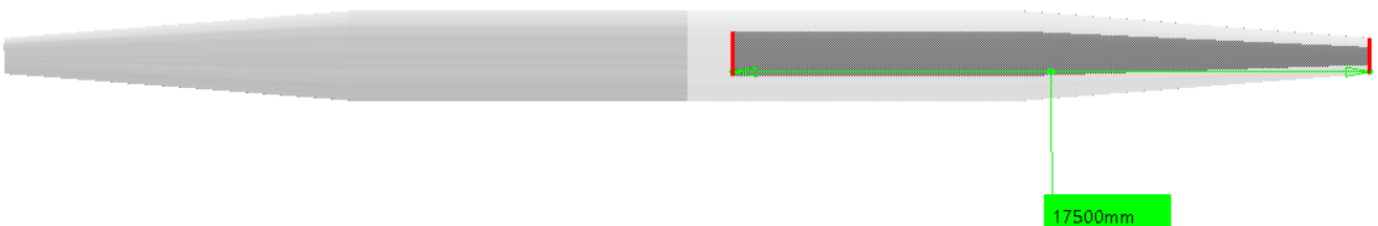


Figura 4-78. Dimensiones del tanque de combustible

4.4. Estabilizadores horizontal y vertical

4.4.1. Estudio previo

Al igual que las alas, los estabilizadores también necesitan un estudio para saber qué tipo de perfil se usará. Para los estabilizadores, como ya se sabía, se utilizan perfiles simétricos. Habiendo estudiado los perfiles de estabilizadores en aviones parecidos, se decidió analizar los siguientes perfiles en XFLR5, obteniéndose los siguientes resultados:

NACA	$C_{d_{min}}$	$\alpha_s(^{\circ})$	$(\frac{Cl}{Cd})_{max}$	$Cl_{\alpha} (\frac{1}{rad})$	Cl_{max}
0008	0.0036	19	127.14	6.328	1.8332
0010	0.0048	20.5	132.51	6.378	1.9055
0012	0.0044	21	134.98	6.433	1.9478
0014	0.0068	21.5	135.41	6.391	1.9332

Tabla 4-3. Características de los perfiles simétricos

Por lo indicado en la tabla 4-3, podemos observar que el perfil con el mejor $C_{d_{min}}$ es el NACA 0008, el que tiene el mayor α_s es el NACA 0014, el que presenta el mayor $(C_l/C_d)_{max}$ el NACA 0014, el que posee el mayor Cl_{α} es el NACA 0012 y después el 0014.

Con esto, debido a que la configuración de timón de cola utilizado es la cola en T, se elige el NACA 0014 para el estabilizador vertical, y el NACA 0012 para el estabilizador horizontal. Se establece el de mayor espesor al estabilizador vertical ya que este debe soportar mayores cargas laterales y, además, tiene que proporcionar una buena rigidez estructural.

La forma en planta de los estabilizadores está proporcionada por el departamento de Estabilidad, cuyos cálculos no entran en la competencia de este proyecto. Los datos de la geometría del estabilizador horizontal son los siguientes:

- Superficie: $S_{Ht} = 14 \text{ m}^2$
- Alargamiento: $AR_{Ht} = 2.57$
- Envergadura: $b_{Ht} = 6 \text{ m}$
- Estrechamiento: $\lambda Ht = 0.5$
- Cuerdas:
 - Cuerda en la raíz: $c_{rHt} = 2.96 \text{ m}$
 - Cuerda en la punta: $c_{tHt} = 1.48 \text{ m}$
- Flecha en el borde de ataque: $\Lambda_{Ht,ba} = 25.64^{\circ}$
- Flecha en el borde de salida: $\Lambda_{Ht,bs} = -6.39^{\circ}$
- Diedro del estabilizador: $\Gamma = 10^{\circ}$

Los datos de la geometría del estabilizador vertical son los siguientes:

- Superficie: $S_{Ht} = 15 \text{ m}^2$
- Alargamiento: $AR_{Ht} = 1.944$

- Envergadura: $b_{Ht} = 5.4$ m
- Estrechamiento: $\lambda_{Ht} = 0.5$
- Cuerdas:
 - Cuerda en la raíz: $c_{rHt} = 3.73$ m
 - Cuerda en la punta: $c_{tHt} = 1.87$ m
- Flecha en el borde de ataque: $\Lambda_{Ht,ba} = 22.44^\circ$
- Flecha en el borde de salida: $\Lambda_{Ht,bs} = 3.92^\circ$

4.4.2. Modelado del estabilizador horizontal

Como se ha explicado previamente, el estabilizador horizontal tendrá el perfil NACA 0012. Para realizar el modelado con este perfil se seguirá el mismo procedimiento que en las alas para importar las coordenadas del perfil.

Una vez se tenga el perfil en un *Sketch* de CATIA, se usarán las herramientas de *Translate*, *Rotate* y *Scaling* para colocar los perfiles en las posiciones necesarias siendo fiel a las cuerdas estipuladas en el apartado anterior. En este caso, habrá que tener en cuenta el diedro que tiene el estabilizador al colocar los perfiles ya que tiene que formar un ángulo de 10° ente la punta y el encastre.



Figura 4-79. Vista frontal de los perfiles de un lado del estabilizador horizontal



Figura 4-80. Vista en planta de los perfiles de la mitad del estabilizador

A continuación, se usa la herramienta *Multi-Sections volume* para hacer una parte del estabilizador y se utilizará *Symmetry* de ese volumen para la otra.

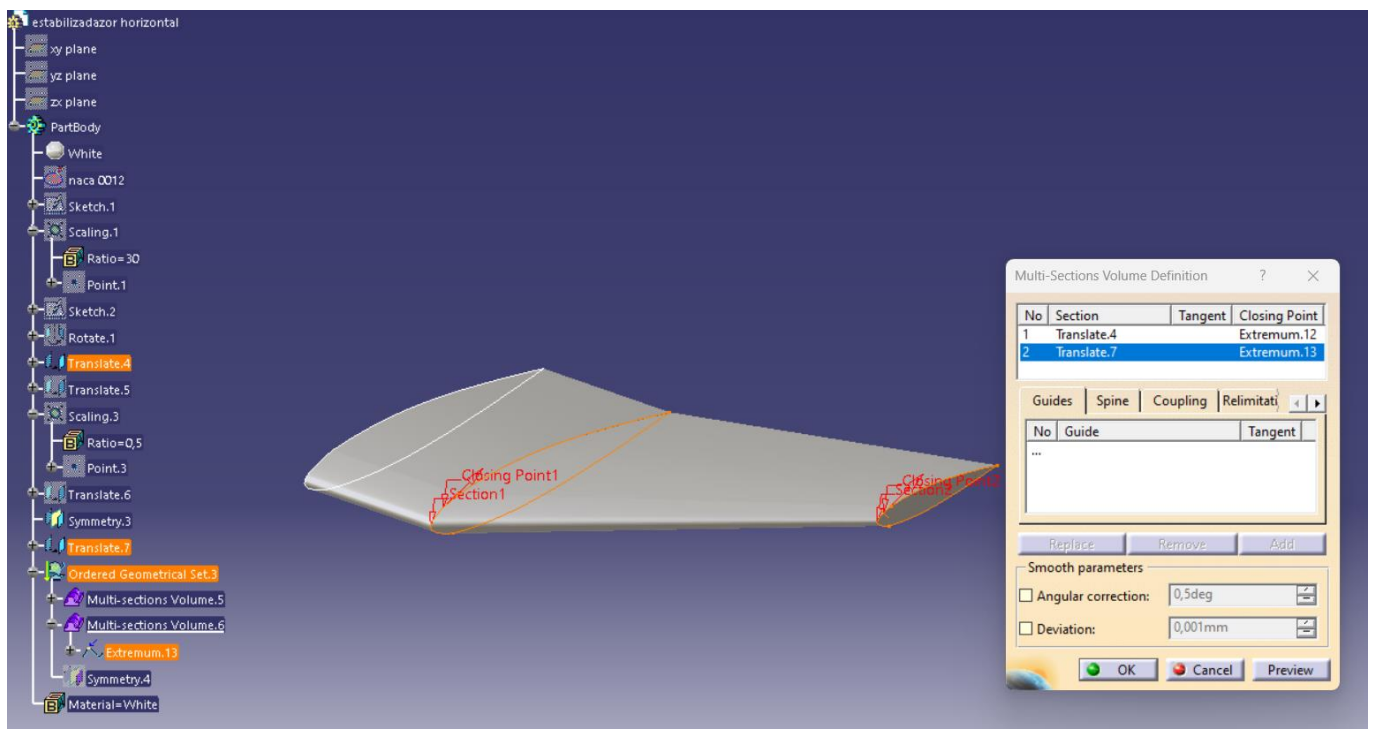


Figura 4-81. *Multi-Sections Volume*

El estabilizador horizontal quedaría de la siguiente forma:

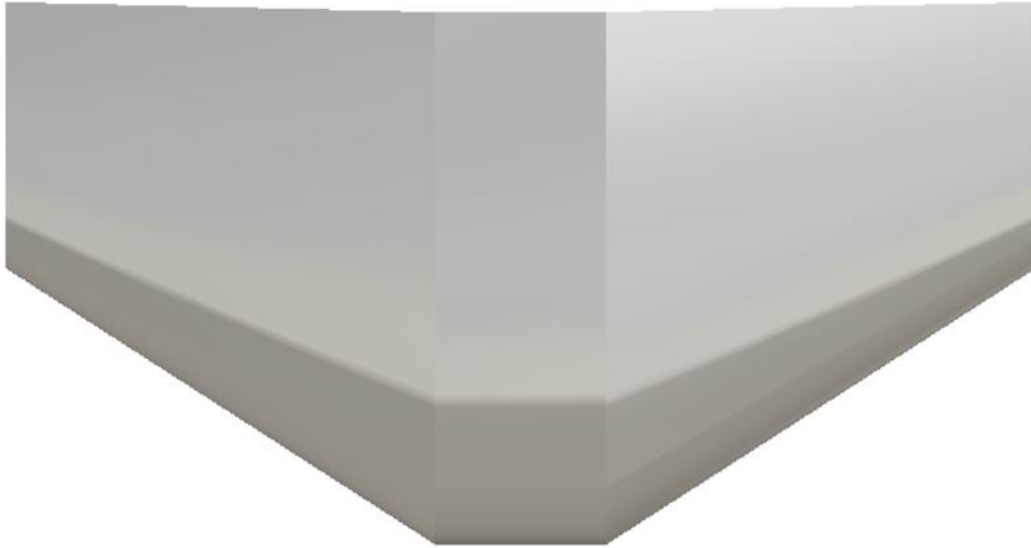


Figura 4-82. Vista en planta del estabilizador horizontal



Figura 4-83. Vista frontal del estabilizador horizontal



Figura 4-84. Detalle del perfil NACA 0012

4.4.3. Modelado del estabilizador vertical

El perfil del estabilizador vertical será un NACA 0014, como se ha especificado previamente. Se seguirá el mismo proceso que para el estabilizador horizontal. Se importará el perfil en CATIA V5 y, después, se usará la herramienta *Multi-Sections Volume* para crear el estabilizador. Este proceso se puede ver en las siguientes figuras:



Figura 4-85. Disposición de los perfiles

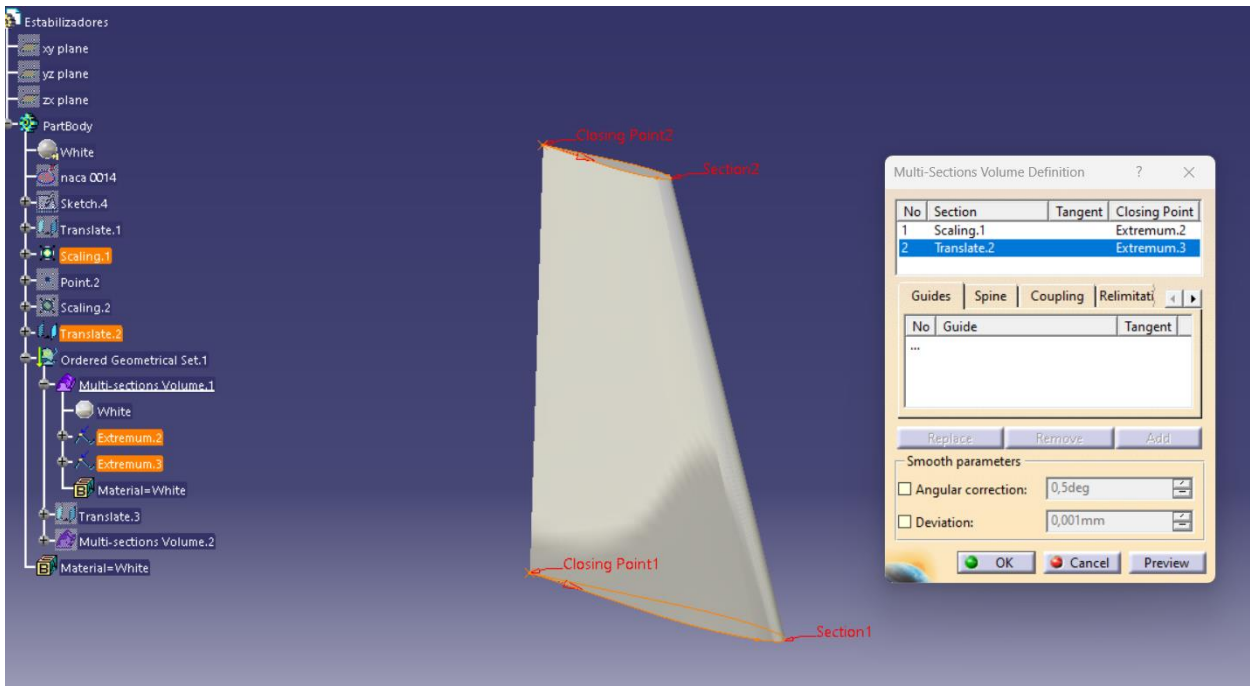


Figura 4-86. Multi-Sections Volume

Al estabilizador vertical se le añadirá un volumen auxiliar para facilitar el proceso final de montaje. Así, cuando se realice el montaje, no se perderá altura del estabilizador vertical.

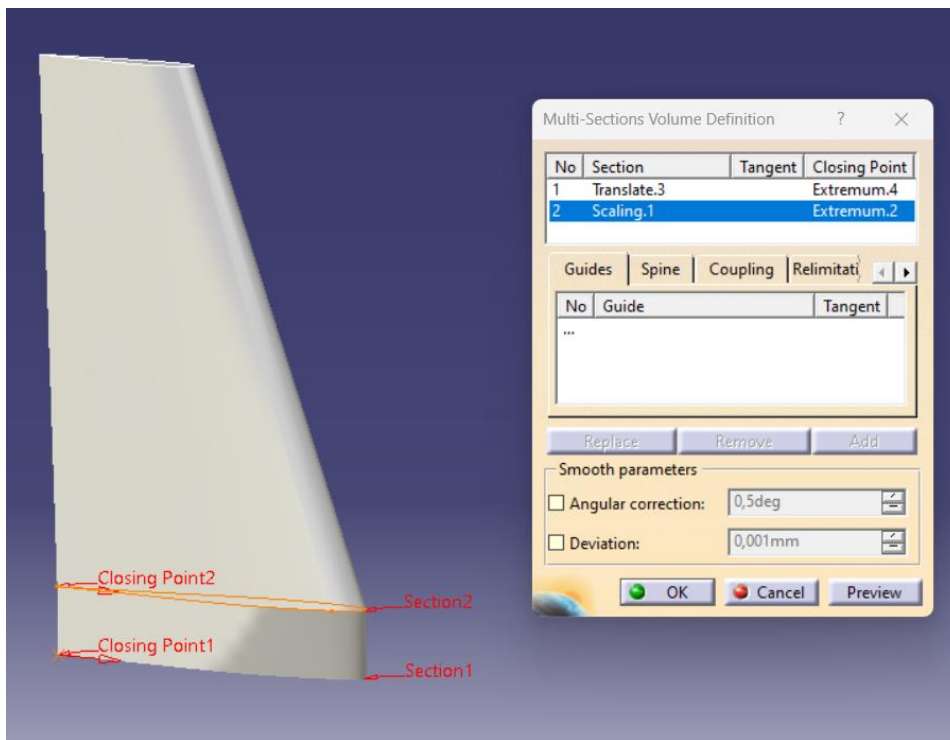


Figura 4-87. Soporte del estabilizador vertical

El diseño final del estabilizador vertical se puede ver en las siguientes figuras:



Figura 4-88. Estabilizador vertical

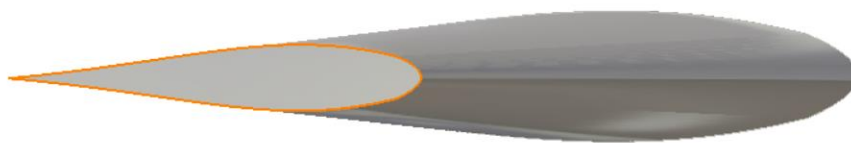


Figura 4-89. Perfil 0014 detallado

4.5. Motores turbohélices

4.5.1. Elección planta motora

En cuanto a los motores de la aeronave es necesario escoger varias cosas: El número de motores, la distribución a lo largo del ala y el tipo de motor. Hay que tener en cuenta que la potencia necesaria para el CERT-1 será entre unos 10.000-12.000 hp.

Recordemos que el CERT 1 se caracteriza por su gran alargamiento, lo que lo convierte en una aeronave enormemente eficiente. Sin embargo, el gran alargamiento lleva asociado unas cargas estructurales grandes en el ala, tanto que se hizo necesario añadirle riostras. Obviamente, el peso de los motores ha de ser tenido en cuenta a fin de intentar aligerar las cargas que sufre el ala siendo recomendable distribuir el peso a lo largo de la misma lo máximo posible, en lugar de concentrar todo el peso en un solo punto del ala como sucede en un avión bimotor.

Además, un avión bimotor exigiría que cada uno de ellos desarrollara una potencia de unos 8000hp. Por encima de 4000 hp es difícil encontrar motores turbohélice a excepción del motor del A400-M, el TP400-D6, motor que llega a los 11000hp, quedando muy por encima de la necesidad del CERT-1. Todo esto permitió descartar el diseño de un avión bimotor.

Además, la base de nuestro diseño es maximizar eficiencia y confort (dentro de lo que va incluido minimizar ruido) por lo que instalar una hélice al final del fuselaje también fue descartado ya que resultan ruidosas y poco eficientes.

Además, debido al gran alargamiento, el CERT 1 dispone de un ala que tiene una cuerda de unos 2 metros, menor a la de aviones equivalentes con la misma superficie alar. Se debe garantizar que el motor elegido no sea mucho más largo que la cuerda de la propia ala pues eso dificultaría enormemente la integración de la bancada del motor con esta.

Todo lo anteriormente mencionado lleva a explorar dos posibilidades distintas: 4 motores en las alas, cada uno de ellos de unos 3500 hp de potencia o 6 motores en la aeronave; cada uno de unos 2600 hp.

La tendencia de la industria es reducir el número de motores (que suponen un importante desembolso económico durante el ensamblaje del avión y requieren de labores de inspección y mantenimiento frecuentes) por lo que parece atractivo optar por la opción de 4 motores. Por motivos estructurales, en cada ala un motor estará a 1/3 del encastramiento y el otro a 2/3.

Se estudiaron tres opciones posibles:

NOMBRE	FABRICANTE	POTENCIA TOTAL (hp)	LONGITUD DEL MOTOR (cm)	PESO TOTAL (kg)
AE 2100 P	Rolls-Royce	4152	300	738
PW 127XT-M	Pratt&Whitney	2750	213	720
PW 150 A	Pratt&Whitney	5000	240	717

Tabla 4-4. Posibles motores

La primera opción debe ser descartada por la excesiva longitud del motor (excede el 50% de la cuerda) y por su excesivo peso frente al resto. La tercera opción parece muy atractiva, teniendo una relación potencia/peso superior a la del resto. Sin embargo, la potencia dada por este motor es excesiva. La opción de escalar este motor hasta alcanzar el objetivo de potencia de 11.000 CV fue descartada. Aunque es cierto que era una opción, se consideró que existiendo un motor funcional y ya reconocido por la industria con la característica de potencia que se necesita, sería un error asumir que vamos a utilizar otro motor cuyos datos característicos no serían más que una aproximación.

Por lo anteriormente dicho, se decidió coger la segunda opción. El motor del fabricante canadiense Pratt and Wittney PW 127 XT – M cumple justo con los requisitos, tanto de potencia como de longitud con un peso razonable.

4.5.2. Diseño planta motora

La planta motora estará compuesta por dos partes: el motor y la hélice. Se comenzó realizando el modelado del motor. El diseño fue muy simple ya que se hizo un cilindro usando las medidas adecuadas de este motor. Se decidió realizar así debido a que el diseño de un motor con detalle es un diseño dificultoso que abarcaría otro proyecto distinto en su totalidad.

En cuanto a las hélices, su diseño fue un poco más complejo. Se comenzó haciendo el eje donde van las 6 palas de la hélice.

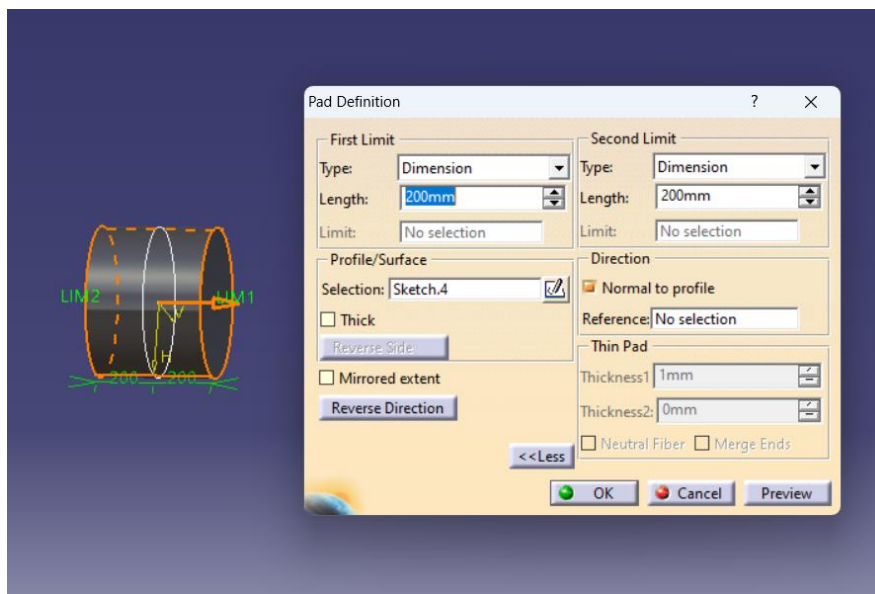


Figura 4-90. Eje de las hélices

Se prosiguió con el diseño de tres *Sketches* que se usaran para hacer la pala con *Multi-Sections Volume*. La forma y la orientación de los perfiles se han hecho para que la pala tenga una forma que se aproxime a la realidad, usando medidas meramente ilustrativas.

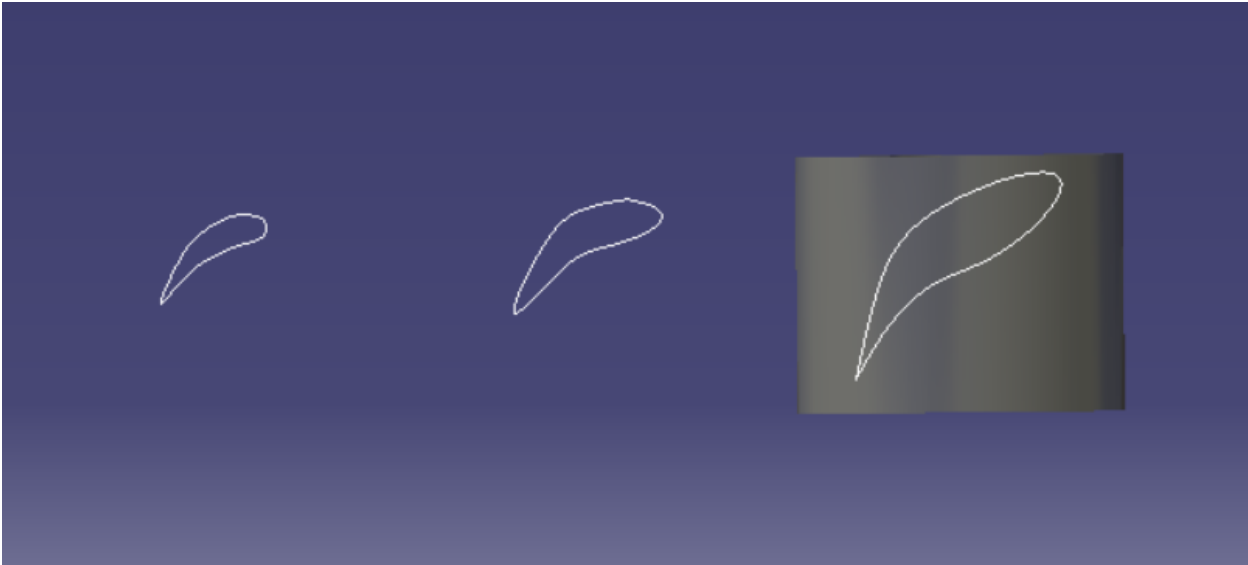


Figura 4-91. Perfiles de la pala

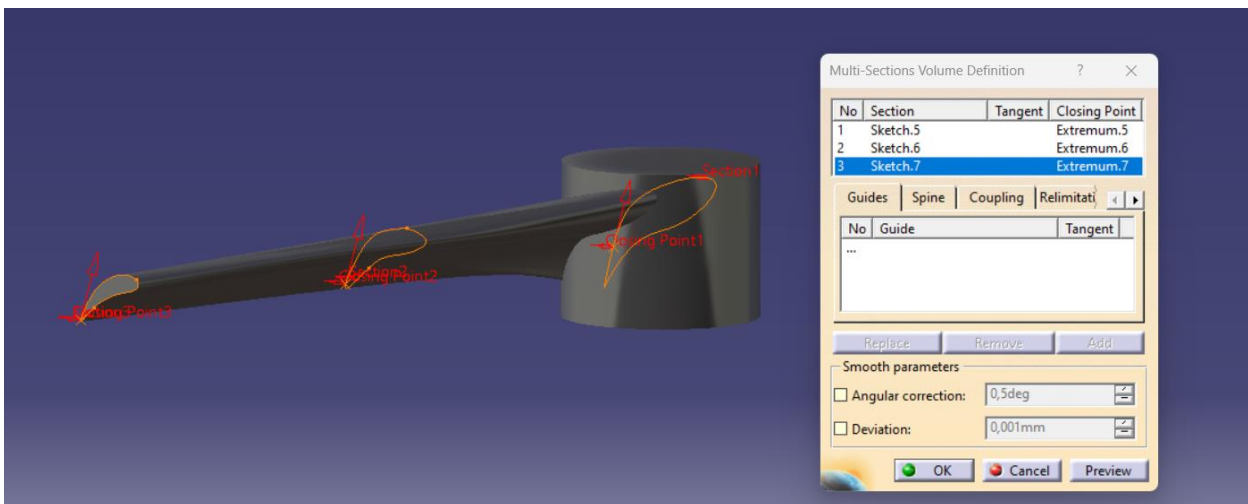


Figura 4-92. *Multi-Sections Volume* de una pala

Para hacer las seis palas de esta hélice, se utiliza la herramienta *Circular Pattern* como se puede ver a continuación.

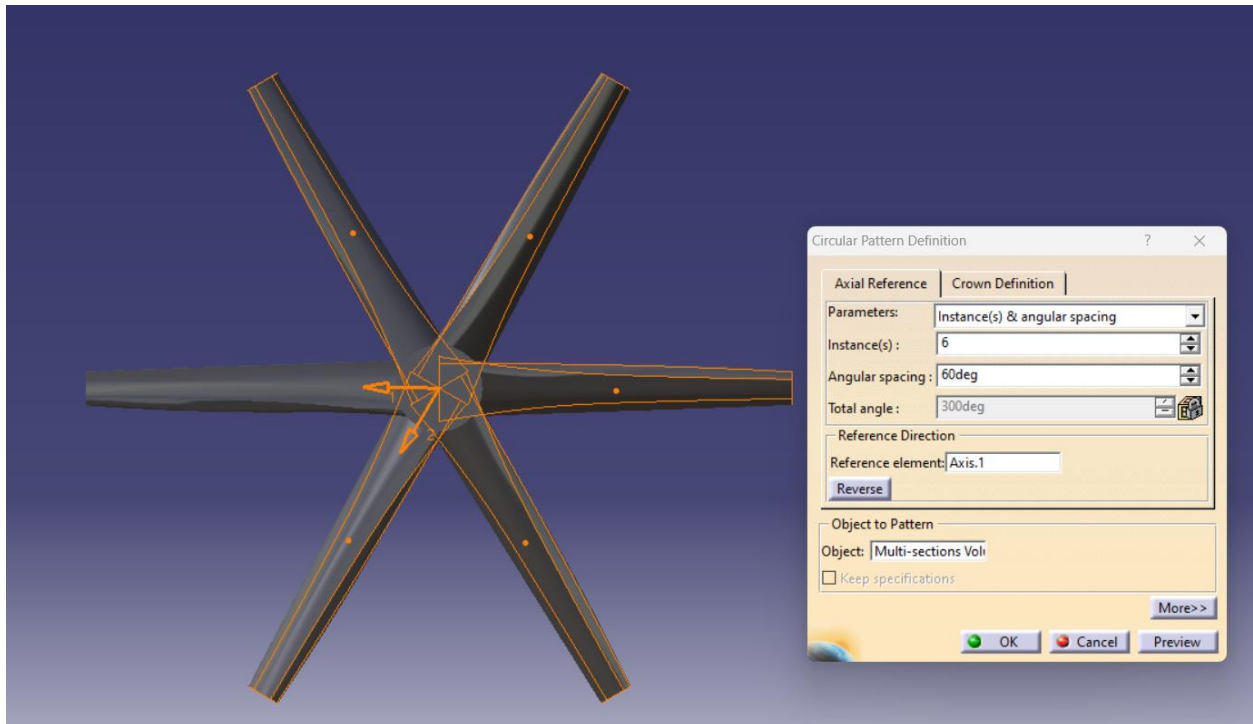


Figura 4-93. *Circular Pattern*

Para dejar el eje limpio, sin ninguna intersección de las palas entre ellas, se realiza un *Split* entre el eje y las palas.

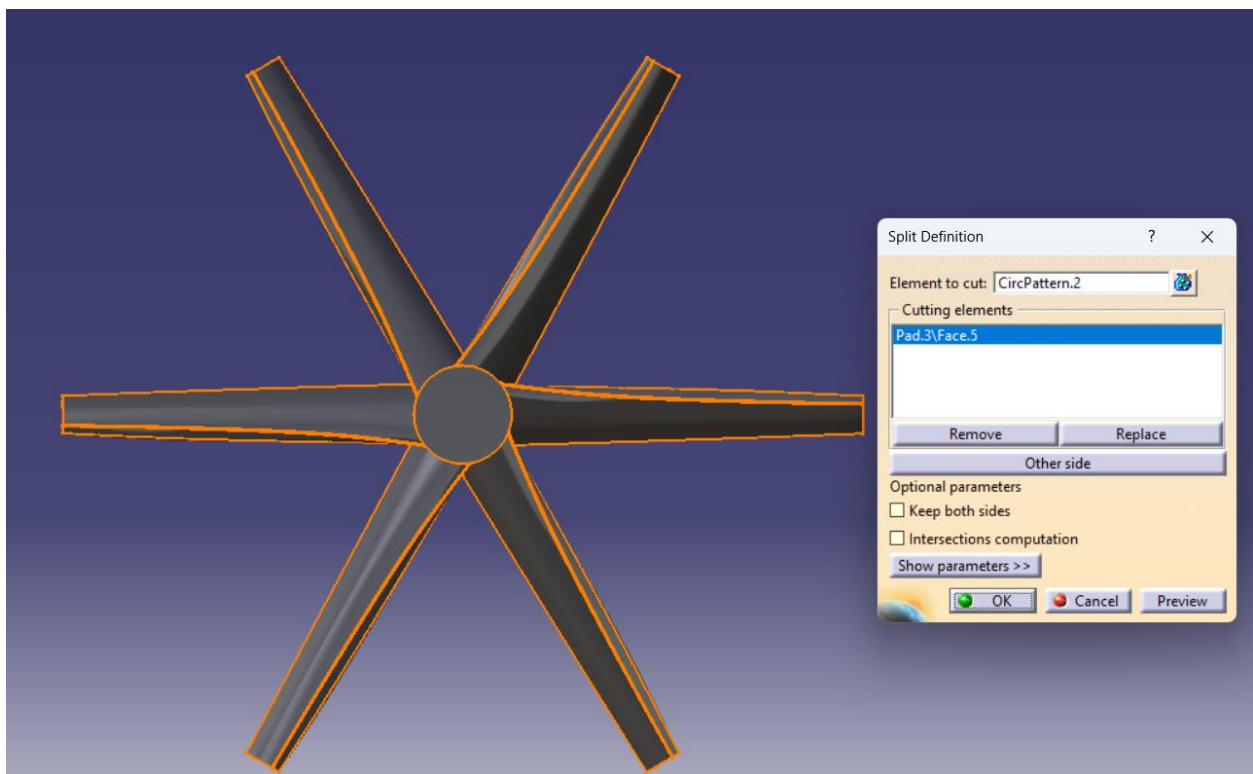


Figura 4-94. *Split*

Al eje se le hará un *Pocket* ya que así es estéticamente más preciso, y más tarde se le hará un cono encima por la misma razón.

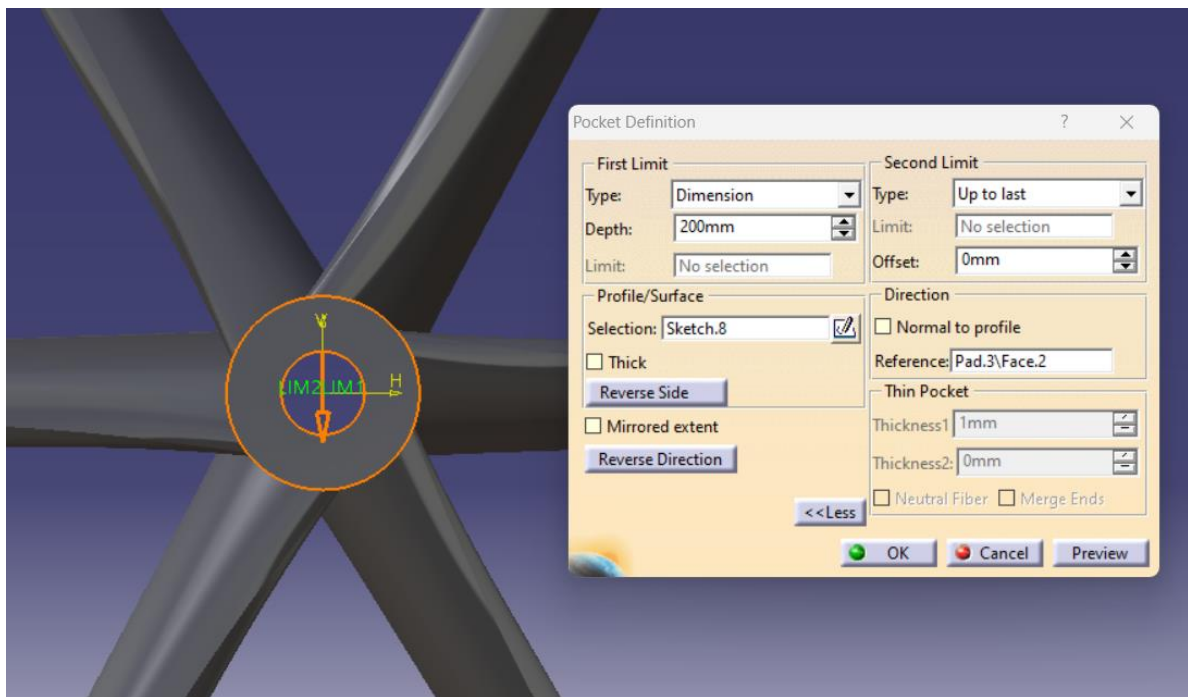


Figura 4-95. Pocket

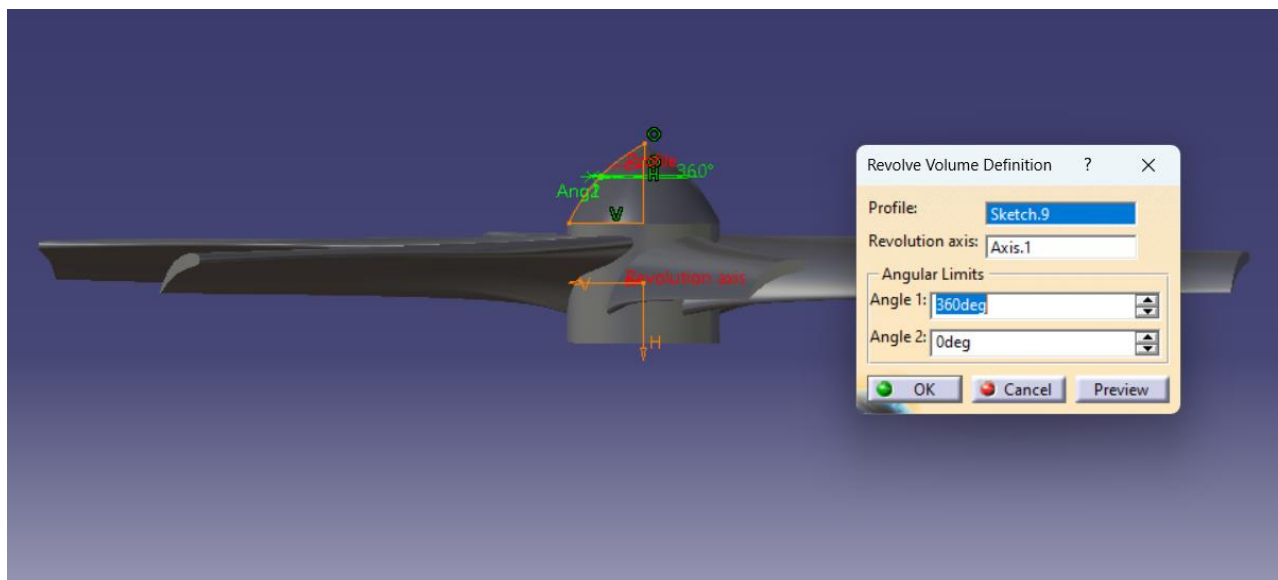


Figura 4-96. Cono de la hélice

La hélice estaría finalizada, y quedaría de la siguiente forma:



Figura 4-98. Vista lateral de la hélice



Figura 4-97. Hélice del motor

El conjunto del motor y la hélice formarían la planta motora, la cual se puede ver a continuación.



Figura 4-99. Planta motora

4.6. Tren de aterrizaje

4.6.1. Estudio previo

La tarea del diseño del tren de aterrizaje depende intrínsecamente de una gran cantidad de datos de distintas áreas, como Aerodinámica o Estructuras entre otras, ya que el tren debe estar diseñado para cumplir diversas funciones. Las principales son:

- **Soportar la estructura del avión:** Cuando el avión está en tierra es el tren de aterrizaje el encargado de soportar todo el peso de la aeronave. Además, este tren ha de estar distribuido de tal forma que la estructura del avión no colapse sobre sí misma en caso de poner el tren de morro muy alejado del principal, ni tampoco que el avión vuelque por el hecho de poner ambos trenes demasiado próximos.
- **Maniobras en tierra:** Durante la rodadura en tierra del avión, es el tren el encargado de guiar la aeronave por la pista, y por ello debe ser capaz de soportar tanto los giros en pista como los vientos que pueden tumbar al avión.

- **Despegue y aterrizaje:** Durante las etapas de despegue y aterrizaje el avión está sometido a una serie de aceleraciones, las cuales afectarán directamente al desempeño del tren.

Se comentará brevemente la obtención de los valores más característicos como son la altura del tren, la vía, la batalla, la distancia del morro al tren de morro y los detalles de las ruedas (se usará siempre como referencia comparativa los parámetros de la aeronave ATR72).

- **Altura del tren:**

Este valor se obtuvo teniendo en cuenta tanto la altura del centro de gravedad de la aeronave como los puntos de aplicación del empuje y la resistencia aerodinámica. Con todo esto se ha logrado alcanzar una altura mínima de tren de 0,83 m (el ATR-72 tiene una altura de en torno a 0,70 m).

- **Vía:**

Para determinar este dato se tuvieron en cuenta diversas funciones del tren, el taxi por la pista y el resistir las fuerzas del viento sin volcar.

Para el taxi se estableció una velocidad de 10 m/s (aproximadamente 20 nudos, velocidad normal de taxi en condiciones estándar) y un radio de giro de 30 m basándonos en las medidas estándares de las pistas de aterrizaje.

Se obtuvo un mínimo de Vía de 1,5 m, lo cual nos da prácticamente libertad plena para colocar el tren principal donde queramos a lo ancho de la aeronave (dentro del fuselaje, en el encastre o en las alas).

- **Batalla**

Para obtener este parámetro se tuvieron en cuenta diversos datos de Estabilidad y se calculó la aceleración tanto en el momento de despegue como en el de aterrizaje, calculando la resistencia aerodinámica y la fuerza de rozamiento en cada instante (con sus correspondientes velocidades y pesos). Se obtuvieron valores relativamente anómalos, con una aceleración en despegue cercana a los 0,5 m/s² y una aceleración en aterrizaje de 4 m/s²

Otro de los parámetros de entrada con el que se jugó fue la posición del tren de morro, la cual se estableció en 2 m para que la distribución de cargas entre tren de aterrizaje principal y de morro entrase dentro de los rangos nominales. Finalmente, se obtuvo que el tren principal soportaba el 85% y el de morro el 15% del peso de la aeronave.

El valor definitivo de este parámetro es de 12,75 m (el del ATR es de aproximadamente 11 m).

- **Parámetros de las ruedas:**

Esta tarea fue la más sencilla debido a que los datos necesarios para determinar tanto el diámetro como el ancho de las ruedas ya estaban calculados previamente. El tren principal estaría formado por 4 ruedas y el tren de morro por 2. Con esto se obtuvo un diámetro de

rueda del tren principal de 57,22 cm y de tren de morro de 34,33 cm. Además, el ancho de las ruedas del tren principal es de 22,88 cm y el de las ruedas del tren de morro es de 16,26 cm.

Respecto a la colocación del tren, como se ha comentado en el punto en el que se habla de la vía, este valor no supone ningún tipo de limitación puesto que el diámetro es más del doble del valor de 1,5 m obtenido para el mínimo de vía. Por lo tanto, el tren de aterrizaje principal se decidió colocar a la misma distancia del eje del fuselaje que el encastre entre fuselaje y el ala, abatiéndose internamente y guardándose en la bodega, dónde existe un espacio especialmente dedicado para ello de 65 cm de alto y 55 cm de ancho.

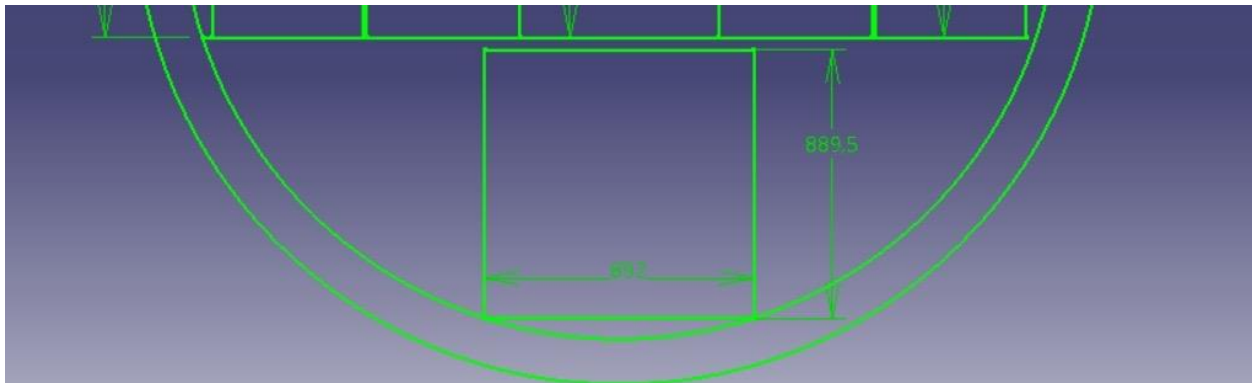


Figura 4-100. Hueco de almacenamiento tren de aterrizaje principal

Para el tren de aterrizaje del morro, su almacenamiento no es un problema ya que hay hueco en la bodega.

4.6.2. Modelado de los trenes de aterrizaje

Ambos diseños son iguales, lo único que cambia son las diferentes medidas entre el tren de aterrizaje principal y el tren de aterrizaje del morro. A continuación, detallamos el proceso de diseño del tren de aterrizaje principal.

Primero se diseña el eje al que estarán unidas los ejes de las ruedas con un *Pad*, respetando la altura del tren de aterrizaje.

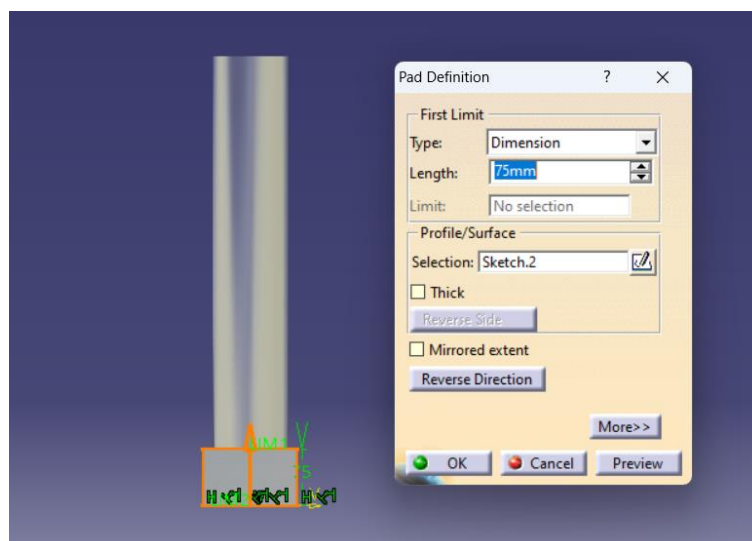


Figura 4-101. *Pad* de una de las partes del eje

A continuación, se hizo la llanta de la rueda del tren mediante una herramienta llamada *Shaft*, que revoluciona el perfil que se crea alrededor de un eje.

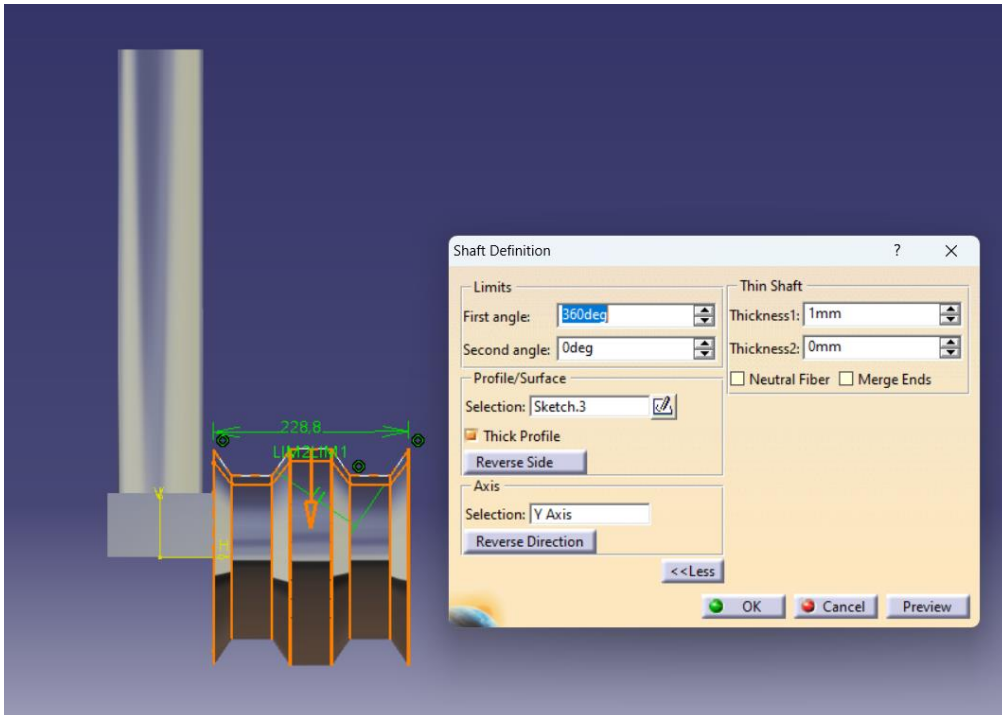


Figura 4-102. *Shaft* de la llanta

La rueda se hará con *Shaft* al igual que la llanta, respetando su diámetro.

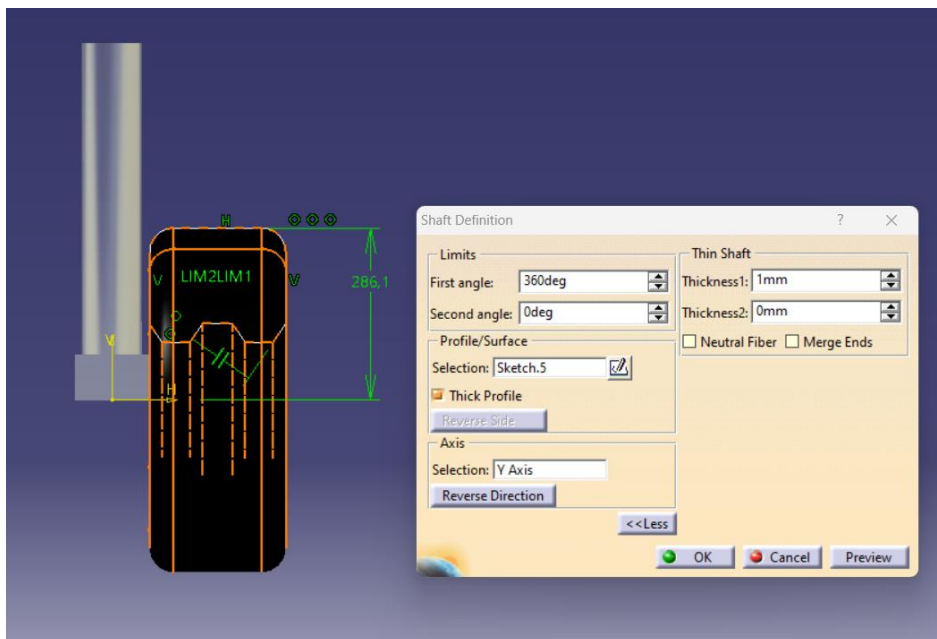


Figura 4-103. *Shaft* de la rueda

Por último, para realizar la otra rueda, se hace uso de la herramienta *Mirror* y *Symmetry* para así replicarlas al otro lado. El diseño final de los trenes de aterrizaje principal y de morro sería de la siguiente forma:



Figura 4-104. Vistas del tren de aterrizaje principal

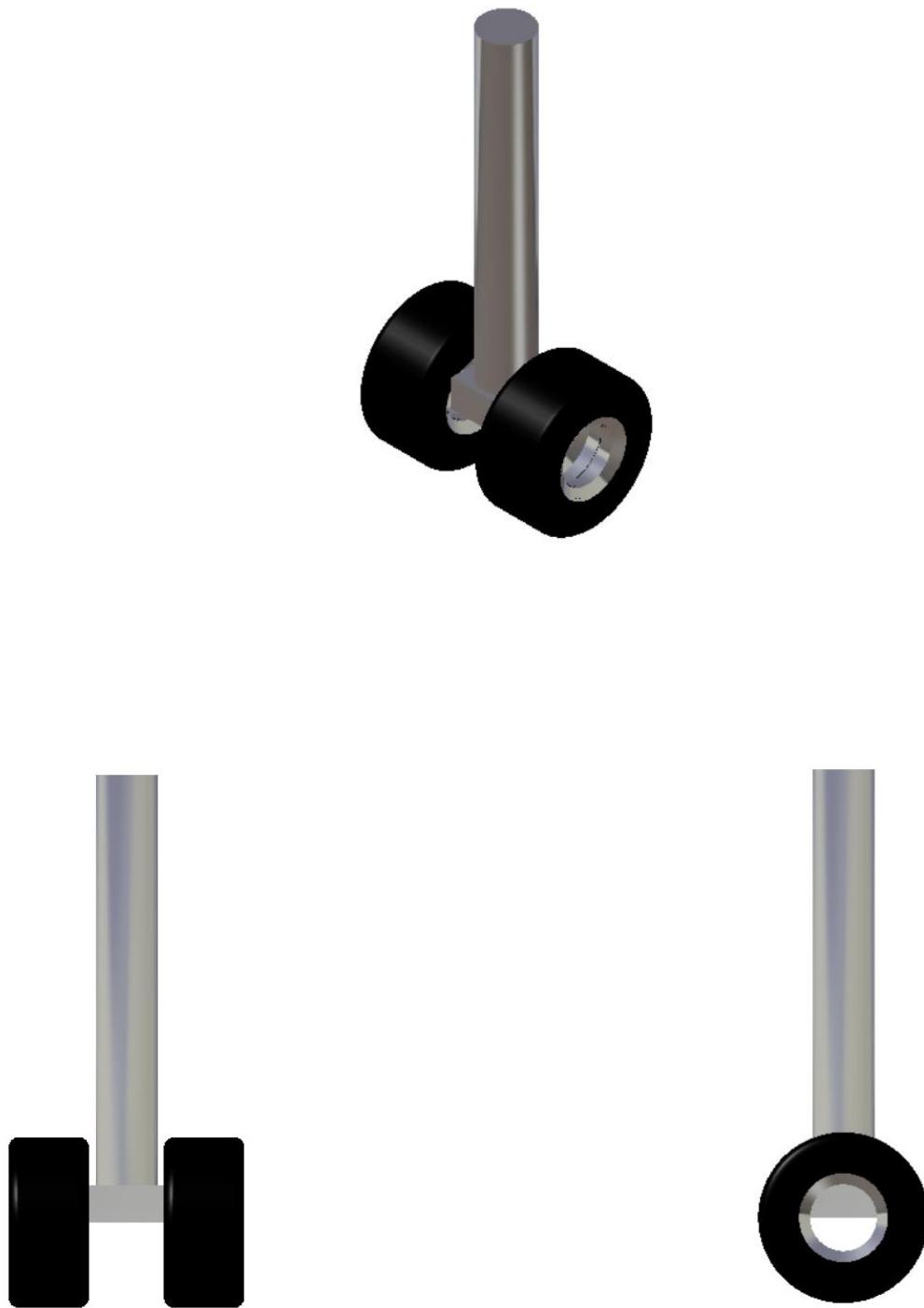


Figura 4-105. Vistas del tren de aterrizaje del morro

4.7. Riostras

El diseño de las riostras fue una tarea bastante simple. Su forma no es totalmente circular, si no fuselada, para reducir así su resistencia aerodinámica. Se realizó con un *Pad*, como podemos ver en la siguiente figura.



Figura 4-106. Riostra

4.8. Diseño interno

Por último, se decidió diseñar una parte muy importante de un avión: las cuadernas de la estructura interna. Al tener todas las medidas del avión y el diseño completo hecho, el modelado de estas no fue muy difícil. A partir de un *Sketch*, se creaba una de las cuadernas con un *Pad*, y con las herramientas de repetición como *Translate* se hacían todas las demás para ser más eficientes en el trabajo. Las cuadernas variaban dependiendo de si eran las de las alas (cuyo *Sketch* partiría del perfil NACA 23012), de los estabilizadores horizontal o vertical (cuyos *Sketchs* partirían de los perfiles NACA 0012 y NACA 0014 respectivamente) o del propio fuselaje (cuyo *Sketch* parte de la distribución interna del avión).

En las siguientes imágenes se puede ver la estructura interna del CERT-1:

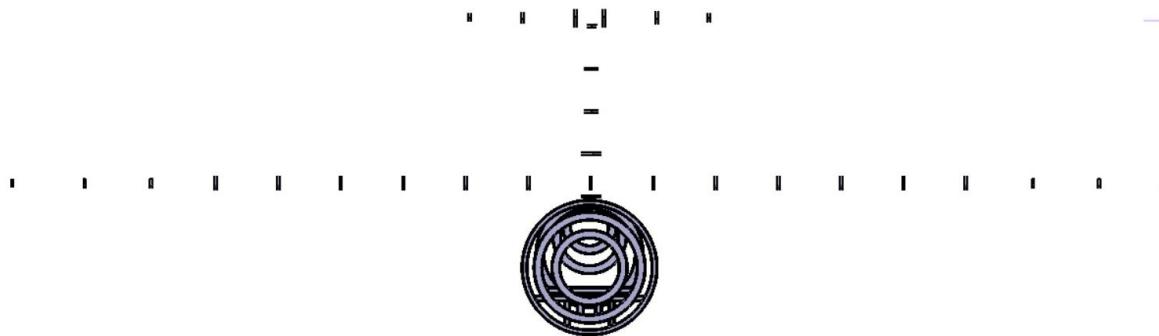


Figura 4-107. Vista frontal de la estructura interna

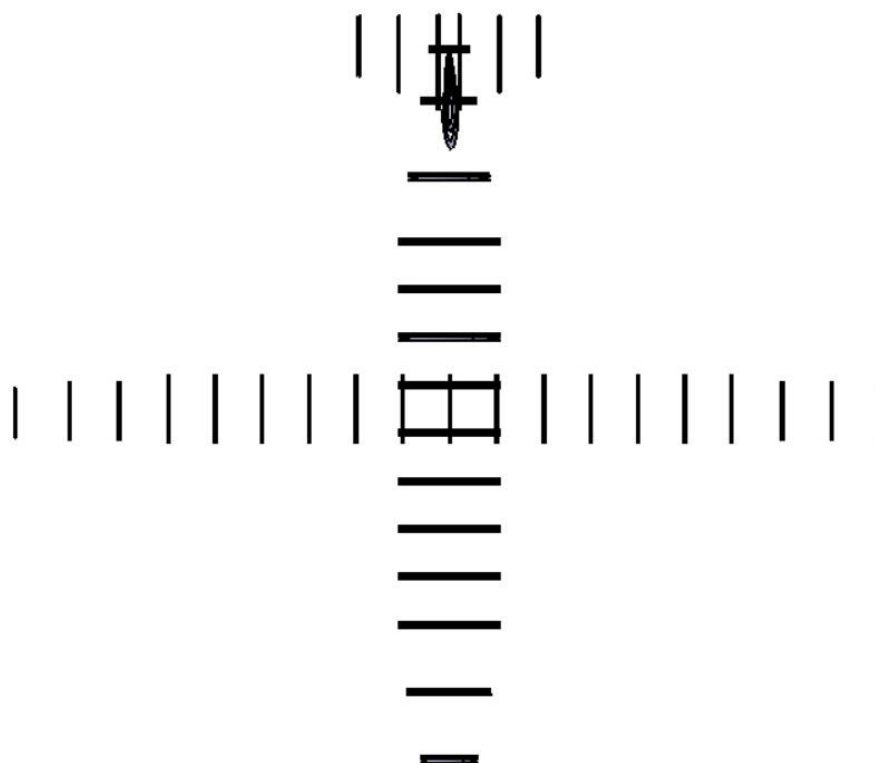


Figura 4-108. Planta de la estructura interna

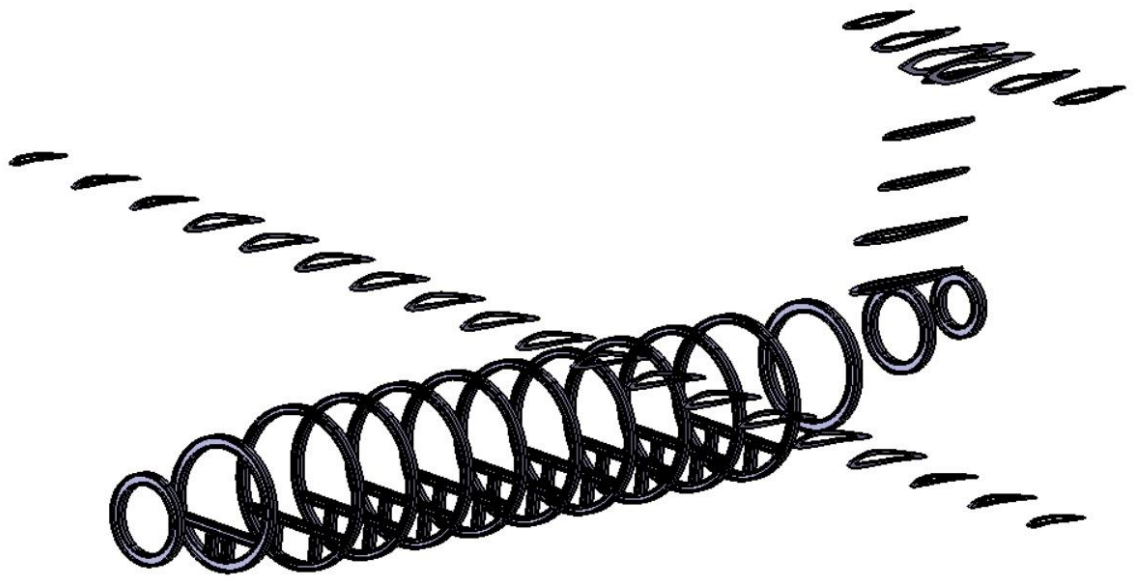


Figura 4-109. Estructura interna

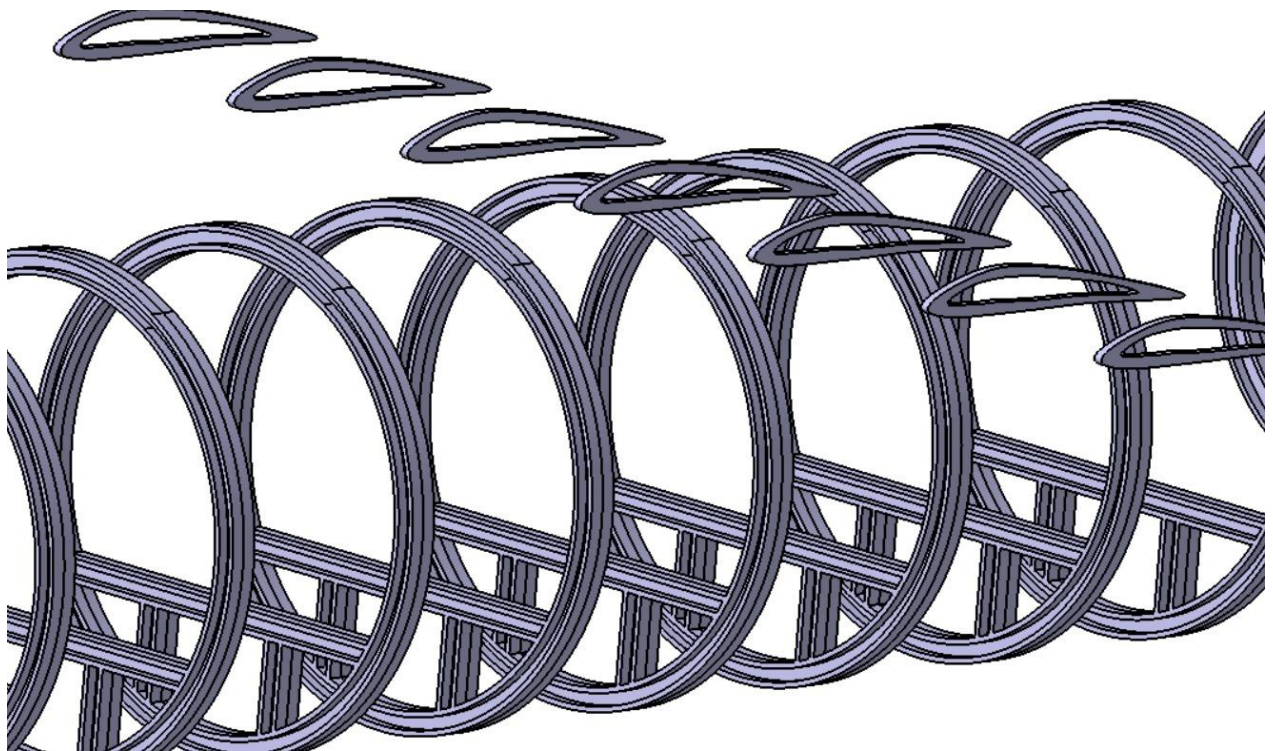


Figura 4-110. Detalle de las cuadernas

5 DISEÑO FINAL CERT-1

En este capítulo se aborda el ensamblaje de todas las partes previamente diseñadas del avión turbohélice CERT-1. Para este montaje, se usa el módulo *Assembly Design*. Además, se han realizado planos del avión con el módulo *Drafting* que se expondrán en este capítulo.

5.1. Modelado del avión final

En este apartado se muestra el resultado del CERT-1, y detalles que resultan interesantes.



Figura 5-1. CERT-1



Figura 5-2. Vista frontal del CERT-1



Figura 5-3. Vista en planta del CERT-1



Figura 5-5. Vista inferior de las riostras



Figura 5-4. Riostras en el modelo

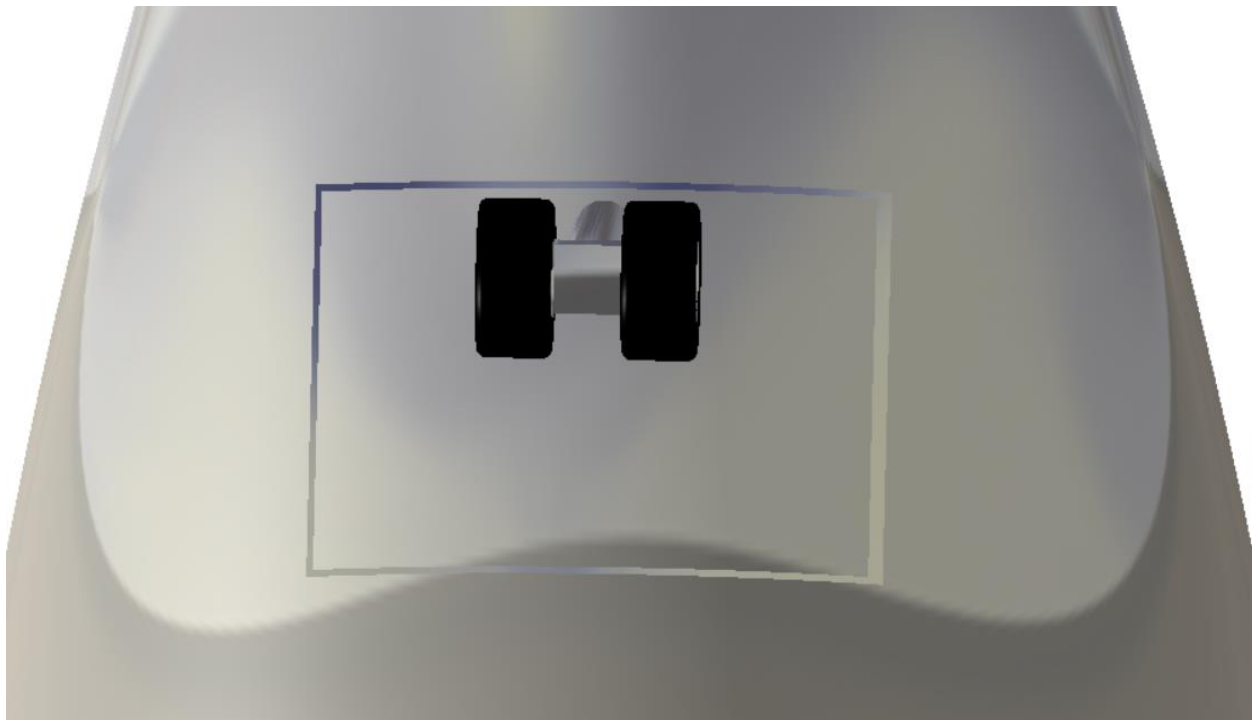


Figura 5-6. Puertas de tren de aterrizaje de morro

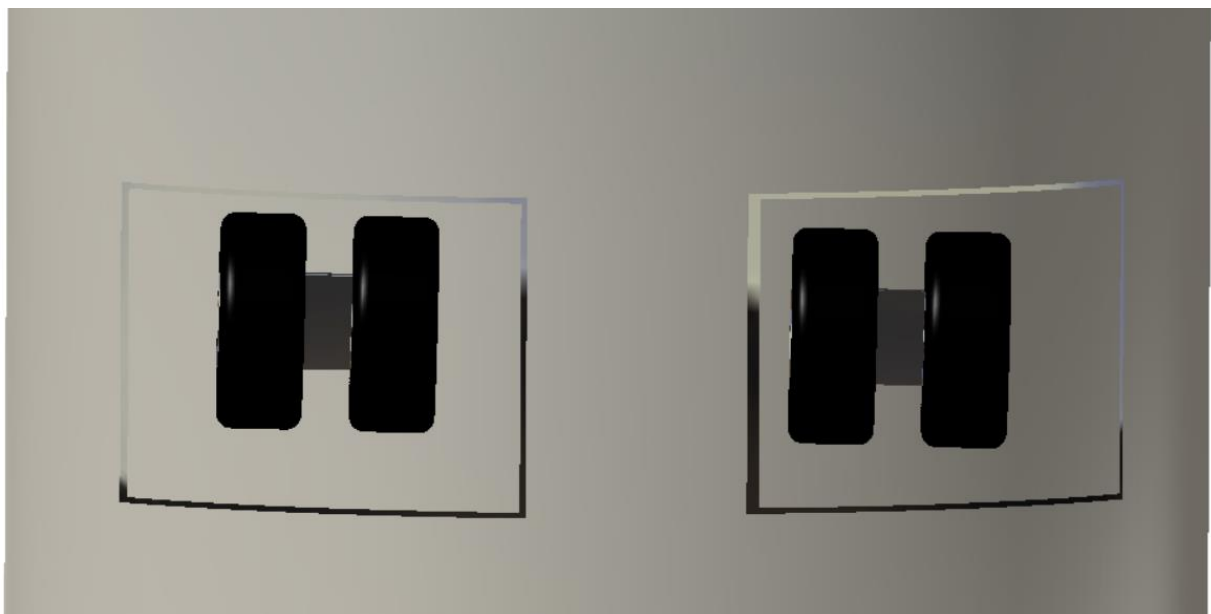


Figura 5-7. Puertas del tren de aterrizaje principal

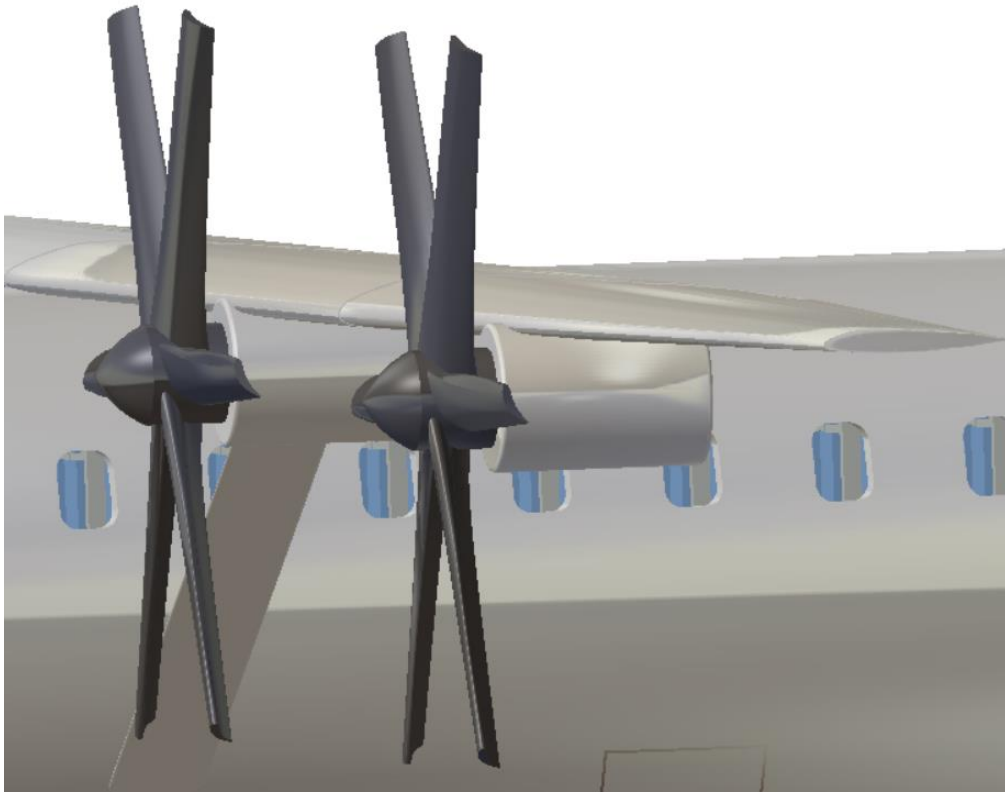


Figura 5-9. Motores implementados en el ala



Figura 5-8. Detalle del estabilizador vertical



Figura 5-10. CERT-1 volando



Figura 5-11. Vista frontal del CERT-1



Figura 5-12. Vista lateral del CERT-1 volando

5.2. Planos del CERT-1

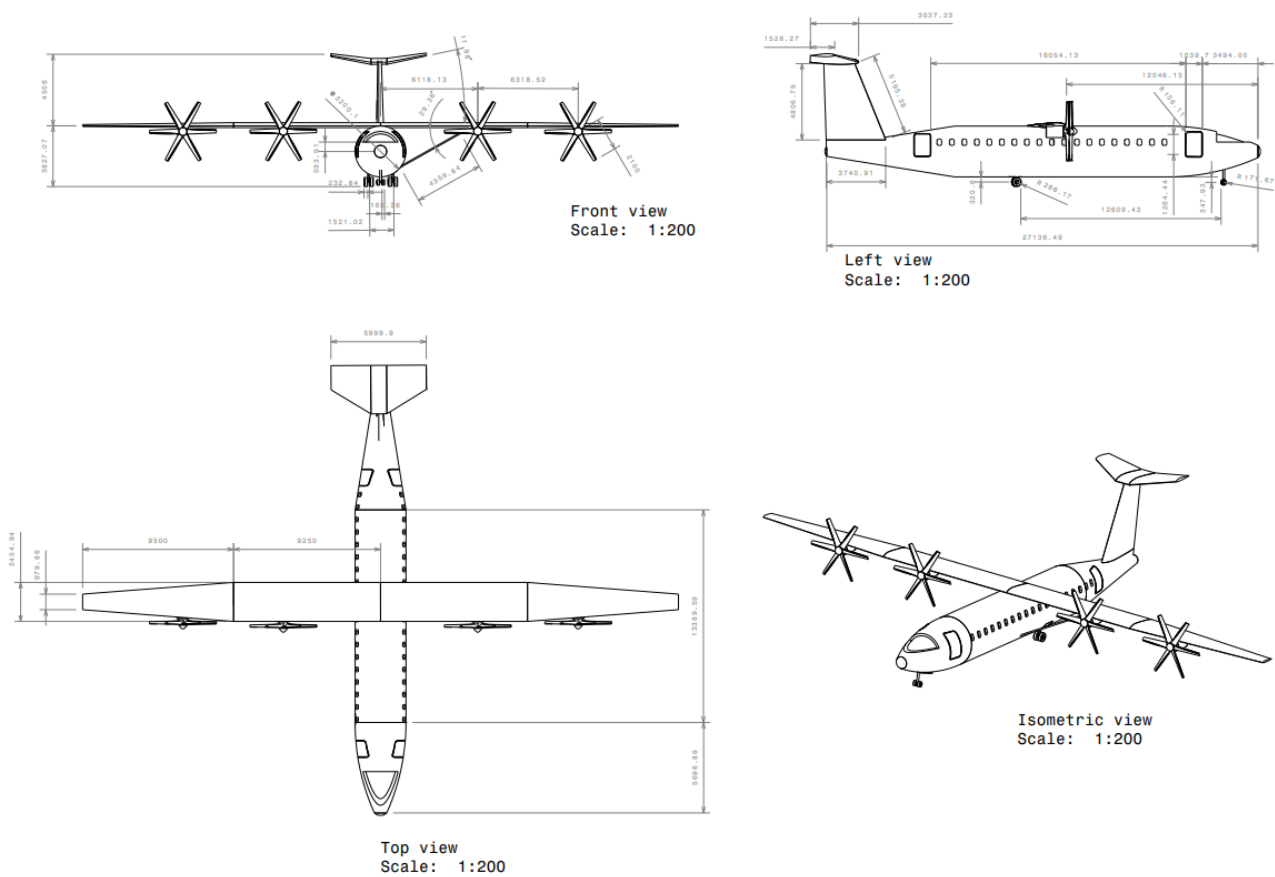


Figura 5-13. Planos del CERT-1

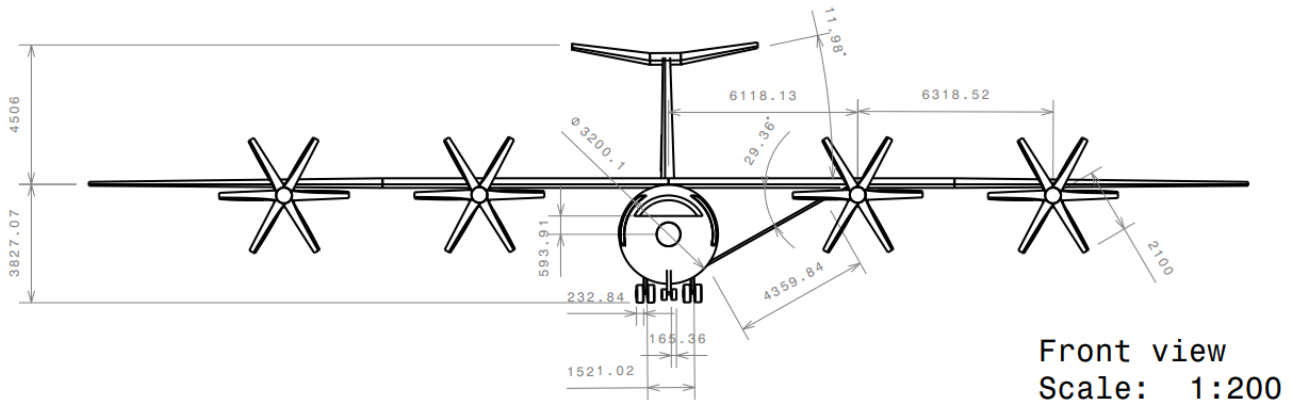


Figura 5-15. Alzado

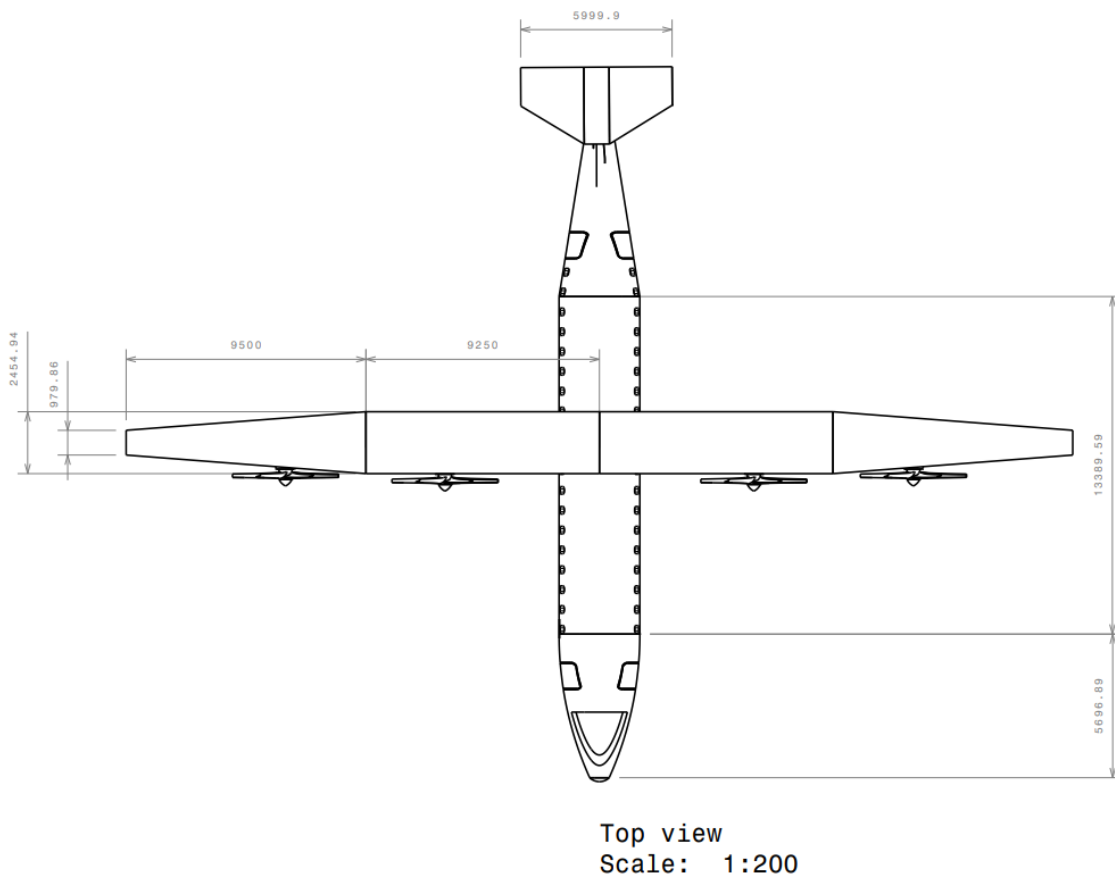
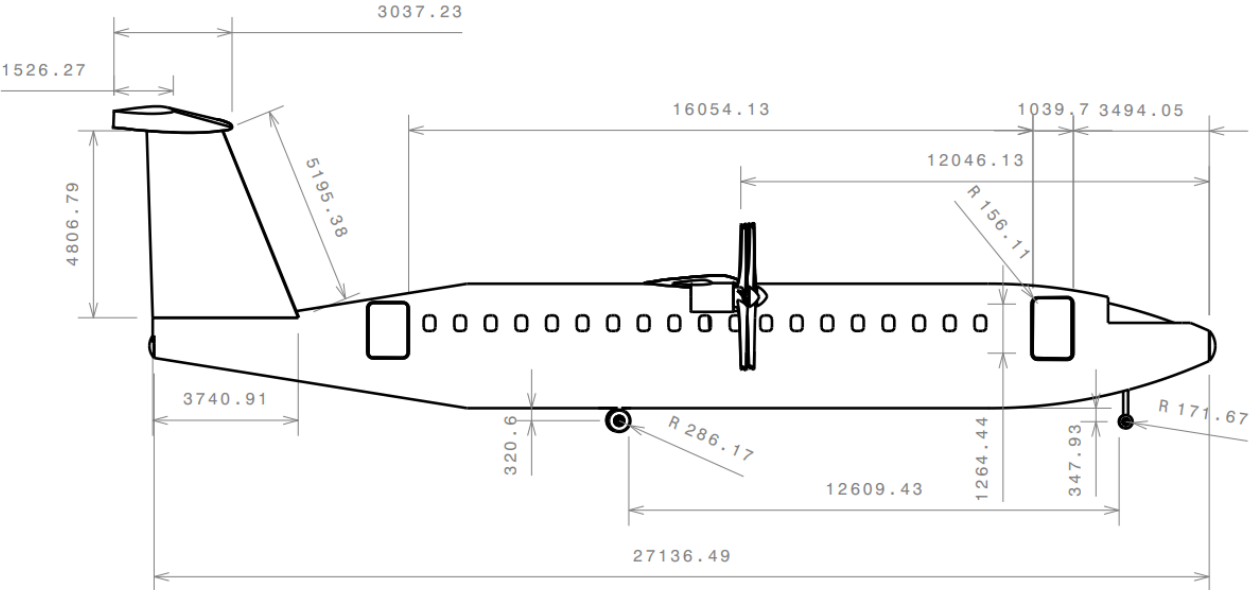


Figura 5-14. Planta



Left view
Scale: 1:200

Figura 5-16. Perfil

6 CONCLUSIONES

El objetivo de este Trabajo fin de Grado es el diseño en Catia V5 de un avión regional turbohélice experimental más eficiente, partiendo de la transformación del modelo turbohélice ATR-72 y de las características estructurales del modelo ES-30. Este reduciría considerablemente el impacto medioambiental de las operaciones aéreas y mejoraría la economía de las aerolíneas que decidieran emplear este diseño. Además, poseería un nivel de confort comparable (o tal vez superior) al adquirido en los aviones regionales turbofán y, al ser las distancias lo suficientemente cortas, podría tener tiempos de vuelo casi equivalentes a los de un avión de turbofán. En definitiva, el propósito de este proyecto es diseñar un avión que permita a las aerolíneas ofrecer una experiencia de vuelo similar a la de los turbofán, pero con la eficiencia económica y el impacto medioambiental de un turbohélice.

El CERT-1 se ha diseñado para cumplir todos estos requisitos y, para ello, se ha estudiado cómo podrían mejorarse todas las partes de un avión de estas características. Los motores se han elegido en base al confort y al consumo, los perfiles aerodinámicos de las alas y los estabilizadores han sido escogidos con un criterio de máxima eficiencia, la distribución interna de la cabina de los pasajeros se ha hecho de forma que tuviese la máxima comodidad para los pasajeros, la presencia de las riostras y la gran envergadura de las alas se ha hecho para aumentar y la eficiencia y disminuir la resistencia aerodinámica, etc. Todos estos cambios y estudios se han hecho con un solo objetivo: crear el mejor avión experimental turbohélice posible con todos estos requisitos. Este será un avión único e innovador, con un conjunto de características que lo harán excepcional.

REFERENCIAS

- Turama (2021), El ATR-72, uno de los mejores aviones de línea regional, cumple años. Consultada el 10 de abril de 2024. en <https://www.turama.es/el-atr-72-uno-de-los-mejores-aviones-de-linea-regional-cumple-anos>
- Aviones (2019), Web de información sobre aviones y modelos de avión. en <https://www.de-aviones.com/atr/atr-72/>
- Airfoil Tools. <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca23012-il>
- ATR (2024), ATR 72-600: The most fuel efficient regional aircraft. <https://www.atr-aircraft.com/aircraft-services/aircraft-family/atr-72-600/>
- ATR 72-600F (Freighter aircraft): The only purpose-built regional freighter <https://www.atr-aircraft.com/aircraft-services/aircraft-family/atr-72-600f-freighter/>
- Techiescience: Turboprop Engines In Aviation: A Comprehensive Guide. <https://techiescience.com/es/turboprop-engines-in-aviation/>
- Academia Lab: Turbohéllice. <https://academia-lab.com/enciclopedia/turbohelice/>
- Heart aerospace: Heart Aerospace unveils new airplane design, confirms Air Canada and Saab as new shareholders. <http://heartaerospace.com/heart-aerospace-unveils-new-airplane-design-confirms-air-canada-and-saab-as-new-shareholders/>
- Flight global: Heart details dimensions of ES-30 as Swedish start-up pushes ahead with 30-seater. <https://www.flightglobal.com/airframers/heart-details-dimensions-of-es-30-as-swedish-start-up-pushes-ahead-with-30-seater/150231>