



**UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE CATALUNYA  
BARCELONATECH**

---

**Escola Superior d'Enginyeries Industrial,  
Aeroespacial i Audiovisual de Terrassa**

UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE CATALUNYA

ESEIAAT

DEPARTAMENT: 732-OE

---

**Estudi de l'estructura de l'A300-600ST  
Beluga i reproducció d'un model a escala  
1:50**

---

*Autor:*  
Arnau Verdaguer Pons

*Director:*  
Oriol Lordan Gonzalez

*Grau en Enginyeria en Tecnologies Aeroespacials*

10 de juny de 2019

## Resum

Tal com s'indica en el títol del projecte, aquest consisteix en un anàlisi estructural de l'A300-600ST Beluga, però amb un enfocament dirigit a la reproducció d'un model. Aquesta aeronau presenta un disseny que s'allunya molt d'avions convencionals, ja que es va crear específicament per transportar càrregues notablement voluminoses (generalment components d'altres aeronaus). És per aquest motiu, que l'anàlisi plantejat és de caire qualitatiu, de manera que permet una comprensió i visualització molt clara dels elements estructurals principals de l'aeronau, així com els seus punts crítics.

D'aquesta manera, l'objectiu final que s'ha proposat és l'obtenció d'una maqueta de l'estructura de l'aeronau a escala 1:50. Per poder assolir-lo, s'ha estructurat el projecte en 4 parts diferenciades, que es comenten a continuació. Inicialment s'ha realitzat una recerca bibliogràfica a nivell general sobre les estructures principals d'un avió, que posteriorment s'han particularitzat per l'A300-600ST. Partint d'aquest marc teòric i un esquema estructural del Beluga, s'ha procedit al modelat 3D de l'estructura corresponent. Aquesta secció constitueix el cos principal del treball, i degut a la seva complexitat, se n'han hagut d'estudiar les diferents parts per separat, de manera que s'ha pogut definir el model de la manera més acurada possible. Mitjançant aquest modelat 3D, s'han obtingut els plànols de l'estructura (a escala 1:50) que finalment permeten la realització de la maqueta.

Pel que fa al modelat de l'estructura, s'ha mantingut el disseny original sempre que ha estat possible, però existeixen certs factors que ho han dificultat. La manca d'informació sobre les especificacions i geometria de l'aeronau, el material i la forma d'obtenció de les peces, i l'escalat que s'ha utilitzat (notable reducció de les dimensions) han obligat a introduir algunes modificacions respecte el disseny original.

Finalment, donar èmfasi a l'obtenció satisfactòria del modelat 3D de l'aeronau, ja que es pot considerar com una bona aproximació de l'A300-600ST (es respecten totes les vistes i dimensions principals originals). També destacar que a partir d'aquest model 3D s'han definit el conjunt de plànols necessaris per la realització de la maqueta (que es presentarà a la defensa del projecte).

## Abstract

As it is expressed in the title of the project, it consists in a structural analysis of the A300-600ST Beluga, but focused on a reproduction of its structure. The design of this aircraft differs significantly from conventional ones, as it was created specifically for transporting bulky payloads (usually aircraft components). For this reason, the analysis that has been set out in this project presents a qualitative nature, which allows for a clear comprehension and visualisation of the main structural elements of the aircraft as well as its critical points.

In this way, the final objective established is the obtaining of a miniature of the airplane's structure on a 1:50 scale. To accomplish this objective, the project has been divided in 4 different parts, which are shown below. Initially, a bibliographic research has been done, starting with a general approach about main aircraft structures that has been specified for the A300-600ST subsequently. Using this information, and with a diagram of the structural elements of the aircraft, it has been possible to start developing the 3D model of this mentioned structure. This section constitutes the main part of the main body of the project, and its complexity has forced to study the different parts independently (and finally assemble them together) so the model could be reproduced with the best accuracy possible. This 3D model, has allowed to obtain the drawings of the structure (on a 1:50 scale) which eventually allow for getting the final mock-up.

With reference to the modeling process of the structure, the original design has been maintained to the extent possible, but some factors have complicated this process. The lack of information about the airplane specifications and geometry, the material and the way to obtain the pieces, and the scaling of the miniature (significant dimensions reduction) have forced to introduce some modifications to the original design.

Finally, emphasise that the obtaining of the 3D model of the aircraft structure has been achieved satisfactorily, since it can be considered as a good approximation of the A300-600ST (original views and main dimensions of the aircraft match). It is also important to stand out that using this 3D model, it has been possible to define the drawings required to get the mock-up of the aircraft's structure (which will be exposed in the final presentation of the project).

## Agraïments

La realització d'aquest treball no hagués estat possible sense la contribució de les persones que es mencionen a continuació.

Inicialment agrair a la meva família pel suport que m'han donat al llarg del grau, com també en la realització d'aquest projecte. En especial, vull donar les gràcies als meus pares, Salvador Verdaguer i Aurora Pons, ja que a part d'aquest suport emocional, s'han fet càrrec de les despeses que suposa la realització del projecte. També agrair a la meva germana, Anna Verdaguer, que m'ha ajudat en alguns aspectes del treball.

També vull donar les gràcies a l'Oriol Lordan (director del projecte), ja que m'ha guiat en la resolució dels dubtes que m'han sorgit durant la realització del treball.

I finalment agrair a la Joana Mauri, que ha contribuït a la revisió ortogràfica i altres aspectes del contingut d'aquesta memòria.

# Índex

<b>1</b>	<b>Introducció</b>	<b>6</b>
1.1	Objectiu . . . . .	6
1.2	Abast . . . . .	6
1.3	Antecedents i justificació . . . . .	7
1.4	Requeriments . . . . .	7
<b>2</b>	<b>Estat de l'art</b>	<b>9</b>
2.1	Aeronaus de càrrega . . . . .	9
2.2	Antecedents i història de l'A300-600ST Beluga . . . . .	10
2.3	Requeriments tècnics de l'aeronau . . . . .	12
2.4	Geometria i dimensions de l'aeronau . . . . .	14
2.4.1	Característiques generals de l'aeronau . . . . .	14
2.4.2	Geometria i dimensions de l'ala . . . . .	16
2.4.3	Geometria i dimensions del fuselatge . . . . .	17
2.4.4	Geometria i dimensions de l'estabilitzador de cua . . . . .	17
<b>3</b>	<b>Estructura de l'aeronau</b>	<b>20</b>
3.1	Introducció . . . . .	20
3.2	Estructura de l'ala . . . . .	22
3.2.1	Costelles . . . . .	24
3.2.2	Travessers . . . . .	24
3.2.3	Revestiment . . . . .	25
3.3	Estructura del fuselatge . . . . .	25
3.4	Estructura de l'estabilitzador . . . . .	27
<b>4</b>	<b>Disseny del modelat 3D de l'A300-600ST Beluga</b>	<b>28</b>
4.1	Bases del disseny . . . . .	28
4.2	Disseny del fuselatge . . . . .	30
4.2.1	Bodega de càrrega de secció constant . . . . .	30
4.2.2	Cabina de comandament i comporta de càrrega . . . . .	31
4.2.3	Con de cua . . . . .	42
4.3	Disseny de l'ala . . . . .	50
4.3.1	Estructura central de l'ala . . . . .	51
4.3.2	Caire d'atac . . . . .	55
4.3.3	Caire de sortida . . . . .	57
4.3.4	Unió amb el fuselatge (wing box) . . . . .	64
4.4	Disseny de l'estabilitzador . . . . .	66
4.4.1	Estabilitzador vertical principal . . . . .	66
4.4.2	Estabilitzador horitzontal . . . . .	71
4.4.3	Estabilitzadors verticals secundaris . . . . .	75
<b>5</b>	<b>Resultats i conclusions</b>	<b>80</b>

# Índex de figures

2.1	Càrrega de l'Airbus 300-600ST. . . . .	9
2.2	Supper Guppy, Beluga i Beluga XL. . . . .	11
2.3	Evolució de l'abast de l'aeronau en funció de la massa de la càrrega de pagament. . . . .	13
2.4	Abast de l'aeronau amb diferents càrregues de pagament. . . . .	13
2.5	Vista de l'alçat de l'aeronau. . . . .	14
2.6	Vista del perfil de l'aeronau. . . . .	14
2.7	Vista de la planta de l'aeronau. . . . .	15
2.8	Vista d'una secció frontal de l'aeronau. . . . .	15
2.9	Planta alar de l'A300-600ST. . . . .	16
2.10	Dimensions principals de la cabina de càrrega i comparació amb el fuselatge de l'A350 XWB i l'A320. . . . .	17
2.11	Estabilitzador de cua de l'A300-600ST. . . . .	18
3.1	Forces sobre aeronau en vol. . . . .	21
3.2	Força lateral generada per vent creuat. . . . .	21
3.3	Exemple d'una distribució de pressió i la corresponent substitució per càrregues. . . . .	22
3.4	Exemple d'una distribució de sustentació al llarg d'una ala. . . . .	22
3.5	Vista general de l'estructura de l'ala. . . . .	23
3.6	Secció d'una ala. S'observa la costella juntament amb altres components de l'estructura. . . . .	24
3.7	Esquema de la caixa de l'ala. . . . .	24
3.8	Revestiment de la part superior de l'ala. . . . .	25
3.9	Revestiment de la part inferior de l'ala. . . . .	25
3.10	Parts principals del fuselatge. . . . .	26
3.11	Secció transversal del fuselatge i components principals. . . . .	26
3.12	Estructura de l'estabilitzador de cua. . . . .	27
4.1	Estructura de l'A300-600ST. . . . .	29
4.2	Vista frontal i amb perspectiva de l'estructura de la bodega de càrrega. . . . .	30
4.3	Vista de perfil de la part frontal de l'aeronau. . . . .	31
4.4	Alçat de la part frontal de l'aeronau. . . . .	31
4.5	Distribució de les quadernes del morro de l'aeronau. . . . .	32
4.6	Geometria quaderna 1 part de la part inferior del morro (m1). . . . .	33
4.7	Geometria quaderna 6 de la part inferior del morro (m6). . . . .	35
4.8	Geometria quaderna 19 de la part inferior del morro (m19). . . . .	35
4.9	Ensamblatge de la bodega de càrrega i la part inferior del morro. . . . .	36
4.10	Geometria de la unió amb les quadernes i sostre de la cabina (respectivament). . . . .	37
4.11	Ensamblatge de la cabina de comandament. . . . .	37
4.12	Ensamblatge del morro de l'aeronau. . . . .	38
4.13	Marc de la comporta de càrrega amb obertura màxima. . . . .	39
4.14	Vista interior de la comporta de càrrega. . . . .	39
4.15	Geometria quaderna 5 de la comportade càrrega (c5). . . . .	40
4.16	Ensamblatge de la cabina i la comporta de càrrega amb el fuselatge (comporta tancada). . . . .	41
4.17	Ensamblatge de la cabina i la comporta de càrrega amb el fuselatge (comporta oberta). . . . .	41
4.18	Planta del con de cua de l'aeronau i distribució de quadernes. . . . .	42
4.19	Vista de perfil del con de cua de l'aeronau i distribució de quadernes. . . . .	43
4.20	Geometria i dimensions de la primera quaderna del con de cua (t1). . . . .	44

4.21	Geometria i dimensions de la quaderna t14. . . . .	45
4.22	Ensamblatge del primer tram del con de cua amb la resta del fuselatge. . . . .	45
4.23	Geometria i dimensions de la quaderna t19. . . . .	46
4.24	Ensamblatge dels dos primers trams del con de cua amb la resta del fuselatge. . . . .	47
4.25	Geometria i dimensions de la quaderna t28. . . . .	48
4.26	Ensamblatge del con de cua complet amb la resta del fuselatge. . . . .	49
4.27	Ensamblatge de tota l'estructura del fuselatge. . . . .	49
4.28	Planta alar. . . . .	50
4.29	Perfil NACA 64-215. . . . .	51
4.30	Estructura central de l'ala. . . . .	53
4.31	Geometria de la costella cw9 de l'ala. . . . .	53
4.32	Estructura de la part central de l'ala. . . . .	55
4.33	Dimensions del perfil caw1 del caire d'atac de l'ala. . . . .	56
4.34	Ensamblatge del caire d'atac amb la resta de l'ala. . . . .	57
4.35	Geometria i dimensions de la costella ccw1. . . . .	58
4.36	Ensamblatge de l'ala amb la unió de l'aleró i l'ubicació del tren d'aterratge. . . . .	58
4.37	Geometria i dimensions del caire de sortida de la part exterior de l'ala (csew2). . . . .	59
4.38	Geometria i dimensions del caire de sortida de la part interior de l'ala (csiw2). . . . .	59
4.39	Ensamblatge de l'estructura de l'ala afegint el caire de sortida de la part exterior i interior. . . . .	61
4.40	Geometria del perfil de l'aleró . . . . .	62
4.41	Ensamblatge final de l'ala. . . . .	62
4.42	Ala amb l'aleró deflectat. . . . .	63
4.43	Ensamblatge amb les dues semi-ales . . . . .	63
4.44	Elements de la caixa de l'ala. . . . .	64
4.45	Encaix complet entre l'ala i el fuselatge. . . . .	65
4.46	Ensamblatge complet de l'estructura del fuselatge i l'ala. . . . .	65
4.47	Vista de perfil de l'estabilitzador vertical principal. . . . .	66
4.48	Adaptació de la part posterior del fuselatge que permet la unió amb l'estabilitzador vertical. . . . .	67
4.49	Estructura central de l'estabilitzador vertical principal. . . . .	67
4.50	Costelles de l'estabilitzador vertical principal. . . . .	69
4.51	Perfils del caire d'atac de l'estabilitzador vertical principal. . . . .	70
4.52	Estabilitzador vertical principal. . . . .	71
4.53	Vista en planta de l'estructura de l'estabilitzador horitzontal. . . . .	71
4.54	Estructura principal de l'estabilitzador horitzontal. . . . .	72
4.55	Estabilitzador horitzontal. . . . .	75
4.56	Vista de perfil de l'estabilitzador vertical secundari. . . . .	76
4.57	Traversers de l'estabilitzador vertical secundari. . . . .	76
4.58	Geometria i dimensions de la peça csvs1. . . . .	78
4.59	Geometria i dimensions de la peça cavs1. . . . .	78
4.60	Estabilitzador vertical secundari. . . . .	78
4.61	Estabilitzador de cua. . . . .	79
5.1	Alçat del model 3D dissenyat. . . . .	80
5.2	Vista en alçat del model 3D dissenyat amb la comporta de càrrega oberta. . . . .	80
5.3	Vista en planta del model 3D dissenyat. . . . .	81
5.4	Vista de perfil del model 3D dissenyat. . . . .	81
5.5	Model 3D dissenyat des d'un punt de vista semblant al de la figura 4.1. . . . .	82
5.6	Vista posterior del model 3D dissenyat. . . . .	82

# Índex de taules

2.1	Especificacions principals de l'A300-600ST. . . . .	12
2.2	Dimensions principals de l'A300-600ST. . . . .	15
2.3	Geometria i dimensions de l'ala. . . . .	16
2.4	Geometria i dimensions de l'estabilitzador horitzontal. . . . .	18
2.5	Geometria i dimensions de l'estabilitzador vertical principal. . . . .	19
2.6	Geometria i dimensions dels estabilitzadors verticals secundaris. . . . .	19
4.1	Geometria de les quadernes de la part inferior de morro. . . . .	33
4.2	Geometria de les quadernes de la part inferior de morro. . . . .	34
4.3	Geometria quadernes de la part inferior del morro (sobreposició amb la cabina de comandament). . . . .	34
4.4	Geometria de les quadernes de la comporta de càrrega. . . . .	40
4.5	Geometria de les quadernes del primer tram de la cua (t1-t-7). . . . .	43
4.6	Geometria de les quadernes del primer tram del con de cua (t8-t17). . . . .	44
4.7	Geometria de les quadernes del segon tram del con de cua. . . . .	46
4.8	Geometria de les quadernes del segon tram del con de cua. . . . .	48
4.9	Coordenades que defineixen la geometria del perfil aerodinàmic NACA 64-215. . . . .	52
4.10	Dimensions de les costelles de l'ala. . . . .	54
4.11	Dimensions dels perfils que conformen el caire d'atac de l'ala. . . . .	56
4.12	Dimensions de les costelles de l'estructura que uneix la part central de l'ala amb l'aleró. . . . .	58
4.13	Geometria del caire de sortida de la zona del flap exterior. . . . .	60
4.14	Geometria del caire de sortida de la zona del flap interior. . . . .	61
4.15	Dimensions de les costelles de l'estabilitzador vertical. . . . .	68
4.16	Dimensions de les costelles de l'estabilitzador vertical. . . . .	68
4.17	Dimensions dels perfils que conformen el caire d'atac de l'estabilitzador vertical principal. . . . .	69
4.18	Geometria del caire de sortida de l'estabilitzador vertical primari. . . . .	70
4.19	Dimensions de les costelles de la part central de l'estabilitzador horitzontal. . . . .	72
4.20	Dimensions de les costelles del caire d'atac de l'estabilitzador horitzontal. . . . .	73
4.21	Dimensions dels perfils que conformen el caire d'atac de l'estabilitzador horitzontal. . . . .	74
4.22	Dimensions de les costelles del caire de sortida de l'estabilitzador horitzontal. . . . .	75
4.23	Dimensions de les costelles i perfils del caire de sortida de l'estabilitzador vertical secundari. . . . .	77
4.24	Dimensions de les costelles i perfils del caire d'atac de l'estabilitzador vertical secundari. . . . .	77



# Capítol 1

## Introducció

### 1.1 Objectiu

L'objectiu d'aquest projecte es divideix en dos blocs. El primer consisteix en un estudi detallat de l'aeronau, orientat de manera que es pugui obtenir un disseny CAD 3D de l'estructura, i el segon consisteix en la realització dels plànols necessaris per possibilitar el muntatge d'un model a escala 1:50.

### 1.2 Abast

Tal i com ja s'ha comentat, l'objectiu final d'aquest projecte és obtenir tant un disseny 3D com un model de l'estructura de l'aeronau A300-600 Super Transporter Beluga, per tant, tots els aspectes que es desenvoluparan al llarg del treball estan totalment orientats al procés que va des de l'anàlisi de l'aeronau fins a la obtenció del model de la seva estructura. A continuació es presenta breument una descripció de les tasques que es realitzaran al llarg del projecte.

- Com a punt de partida del projecte es realitzarà un anàlisi de caire general de l'aeronau, de manera que s'exposi la funcionalitat de l'avió, el propòsit per la qual va ser dissenyada i una primera introducció al disseny i especificacions de l'aeronau.
- Posteriorment es procedirà a un anàlisi més detallat focalitzat en l'estructura de l'aeronau, de manera que s'obtinguin les dimensions de les diferents parts d'aquesta, així com el nombre i la forma de costelles i llarguers.
- Ja coneixent amb detall l'estructura de l'aeronau, s'estudiarà la viabilitat de realitzar el model d'aquesta, i en cas d'existir alguna condició que impossibiliti o compliqui molt el muntatge del model, s'introduirà alguna modificació per tal de resoldre-la, però sempre respectant el disseny original, ja que l'objectiu és obtenir un model que s'aproximi al màxim a l'aeronau.
- Amb les mesures ja fixades es procedirà a la realització del disseny 3D mitjançant el programa SOLIDWORKS, de manera que cada part de l'estructura es modelarà per separat, i finalment es muntarà tota l'estructura.
- Havent finalitzat el model 3D, es procedirà a la realització dels plànols finals corresponents, que permetin l'obtenció de les diferents peces de l'estructura, així com el seu muntatge.
- Utilitzant els plànols obtinguts prèviament, s'obtindran totes les parts de l'estructura, que es tallaran amb làser en làmines de fusta.
- Finalment, es muntarà el model de l'estructura de l'aeronau.

A banda de les tasques que ja s'han comentat, l'entrega del projecte inclou un seguit de documentació que també és important mencionar a l'hora de comentar l'abast del treball. Aquesta documentació s'enumera a continuació.

- Memòria del projecte
- Annexos de la memòria
- Plànols de l'estructura de l'aeronau
- Pressupost
- Plec de condicions

### 1.3 Antecedents i justificació

El fet que cada vegada sigui més necessari el transport ràpid i eficaç de mercaderies ha provocat l'aparició de models d'aeronaus especialitzades en aquest sector, que presenten unes característiques determinades per dur a terme aquesta tasca de manera òptima. L'A300-600ST Beluga n'és un clar exemple, ja que tot el disseny de l'aeronau es va realitzar amb un clar objectiu: possibilitar el transport aeri dels diferents components d'una aeronau, cosa que implica el transport de mercaderies de grans dimensions i amb geometries no convencionals. Això implica que el disseny de l'estructura de l'aeronau s'allunyés de models convencionals. És per aquesta raó que amb aquest projecte es pretén realitzar un anàlisi de l'estructura d'aquesta particular aeronau, però en comptes d'orientar-se cap a un anàlisi de càrregues estructurals a nivell teòric, es pretén donar un enfocament molt més pràctic al treball. Els avantatges de donar aquest enfocament al projecte són que s'analitzarà l'estructura de l'aeronau d'una manera més clara i intuïtiva, i a més, el model final permetrà observar amb claredat tota l'estructura. Per altra banda, podríem comentar que un dels inconvenients de donar aquest enfocament al treball, és que no es realitzarà un anàlisi de càrrega estructural que permeti conèixer el comportament exacte de l'estructura quan es sotmet a càrrega, però un estudi d'aquestes característiques comportaria la realització d'un altre projecte sencer.

L'obtenció del model pot ser molt útil ja que és un suport molt clar i entenedor per comprendre com és l'estructura de l'aeronau, ja que és més complicat comprendre el disseny general únicament a partir de plànols. A més, encara que el model no serveixi per calcular les càrregues exactes que pot suportar l'aeronau, sí que pot ser molt útil per determinar els punts crítics de la seva estructura i sota quin tipus de càrregues entra en risc de fallada.

Per últim comentar que l'experiència adquirida en la participació del Paper Air Challenge organitzat per l'escola pot ser útil per la realització del model, ja que algunes de les tècniques que es van utilitzar per la obtenció dels perfils o la biga es reproduiran d'una manera molt semblant, i encara que els projectes siguin molt diferents presenten certes similituds.

### 1.4 Requeriments

A continuació es mostren un seguit d'especificacions, definides inicialment, que el projecte haurà de complir.

- **Especificacions tècniques:** el treball es desenvolupa per aconseguir un model de l'estructura de l'aeronau A300-600ST Beluga i es defineix inicialment que es realitzarà a escala 1:50, i que el material utilitzat serà fusta (les peces es tallaran amb làser). L'objectiu del projecte és que el model s'acosti al màxim al disseny original, és per aquesta raó que es realitzarà tot el possible per mantenir-ho. Tot i així, és possible que l'escalat de l'estructura obligui a introduir alguna modificació (a causa de les reduïdes dimensions del model i els materials dels que es disposen), que es realitzarà respectant sempre el disseny original. Un exemple dels aspectes del disseny original que es pretén mantenir, si és possible, és l'obertura del morro de l'aeronau, que s'utilitza per tal de realitzar els procediments de càrrega i descàrrega.

- **Especificacions econòmiques:** al tractar-se d'un projecte estudiantil sense finançament, el factor econòmic també cal tenir-se en compte, ja que s'utilitzaran materials i mètodes que permetin realitzar un model el màxim d'acurat possible, però tenint en compte que el pressupost és un factor limitant.
- **Especificacions temporals:** el fet que la dedicació al projecte estigui determinada (12 crèdits ECTS) limita l'extensió temporal d'aquest, i s'imposa una data de lliurament programada pel 10 de juny de 2019.

## Capítol 2

# Estat de l'art

### 2.1 Aeronaus de càrrega

Els avions de càrrega (també coneguts com "freighters" en anglès) són avions d'ala fixa que han estat dissenyats o convertits específicament pel transport de mercaderies. Aquest tipus d'aeronaus no disposen de serveis per passatgers, sinó que presenten certs aspectes que els distingeixen clarament dels avions de transport de persones. Alguns exemples d'aquestes diferències són:

- Secció del fuselatge ampla i alta per disposar de més espai de càrrega.
- Implementació d'ala alta en la majoria dels models (de manera que el fuselatge està més a prop del terra i es simplifica el procés de càrrega i descàrrega de l'aeronau).
- Disseny de trens d'aterratge amb elevat nombre de rodes, per possibilitar operacions amb un pes elevat i en pistes no òptimes.
- Incorporació de portes amples per possibilitar operacions de càrrega i descàrrega de mercaderies. Aquests accessos es poden trobar a la part posterior de l'aeronau (en aquest cas serà necessari un disseny de cua alta per facilitar les operacions de càrrega), es poden trobar a la part davantera de l'avió, sovint amb morros mòbils que permeten l'obertura de pràcticament tota la secció del fuselatge, i finalment també es poden trobar en un lateral.

A la figura següent es mostra el procés de càrrega de l'A300-600ST, on es pot apreciar la part mòbil del fuselatge que possibilita el moviment de mercaderies per la part davantera de l'aeronau.



Figura 2.1: Càrrega de l'Airbus 300-600ST.

Dins de les aeronaus de càrrega es poden distingir 4 grans grups, que presenten notables diferències de disseny en funció del seu origen.

- **Aeronaus de passatgers modificades:** un elevat nombre de models d'aeronaus de passatgers poden adaptar-se pel transport de mercaderies, afegint una plataforma de càrrega, modificant les bigues perquè resisteixin els esforços requerits i reemplaçant equipament necessari pel transport de passatgers per sistemes útils en el transport de càrrega. Amb aquestes adaptacions (la durada de les quals està entre 90 dies i uns 5 mesos) és possible ampliar uns 15-20 anys la vida útil de l'avió. El principal avantatge d'aquest tipus d'aeronau és que el cost de disseny està pràcticament amortitzat quan s'adapta, i a més, el temps necessari per iniciar les operacions és molt menor que si s'hagués de produir un vehicle nou. Per altra banda, presenta com a inconvenients la utilització de tecnologia desfassada i la mala optimització dels processos de càrrega i descàrrega. Això provoca un lleuger augment dels costos operacionals, però tot i això, la utilització d'aquest tipus d'avions és totalment rentable.
- **Aeronaus dedicades a la càrrega:** en aquest grup s'inclouen les aeronaus que des d'un inici es dissenyen amb l'objectiu de transportar càrregues, sense restriccions necessàries pel transport de passatgers o el transport militar. El principal avantatge d'aquest tipus de vehicle és que pot estar dissenyat específicament pel tipus de càrrega que haurà de transportar, de manera que la geometria, dimensions, estructura, plataformes de càrrega, pressurització, entre d'altres, es poden optimitzar per les condicions de funcionament planificades. D'aquesta manera es pot arribar a aconseguir una disminució de fins el 20% del cost operacional i una reducció de fins el 15% del cost de producció. L'Airbus Beluga (objecte principal d'estudi en aquest projecte) s'inclou en aquest grup, ja que el seu disseny s'ha realitzat específicament i adaptant-se al transport de càrrega de càrregues no convencionals de grans dimensions.
- **Aeronaus de càrrega civil-militar:** el principal benefici d'aquest tipus d'aeronaus és que el disseny i desenvolupament es realitza combinat entre el sector militar i el sector civil, de manera que inicialment es redueixen els costos de disseny i producció (ja que es divideixen), i que a més, el nombre d'avions militars que s'haurien de produir és menor ja que en cas d'emergència es podrien utilitzar els avions destinats a transport civil. El principal problema és que l'aeronau no es pot optimitzar per una aplicació i en ambdues tasques l'avió inclourà sistemes i equípaments innecessaris. D'aquesta manera s'encareix el cost de disseny i el cost operacional dels vehicles.
- **Aeronaus de càrrega no tripulades:** la creixent demanda d'entregues ràpides i el comerç online ha afavorit la investigació en aeronaus de càrrega no tripulades, però encara no han arribat al mercat. A partir del 2020 alguns d'aquests vehicles es podrien començar a utilitzar.

## 2.2 Antecedents i història de l'A300-600ST Beluga

El fet que les companyies fabricants d'aeronaus (en aquest cas Airbus) siguin multinacionals amb plantes de producció a diferents països, genera la necessitat de transportar les diferents parts que es fabriquen de manera independent pel muntatge global de l'aeronau. Aquest aspecte es va resoldre inicialment amb el transport terrestre, però l'augment de producció va provocar que fos necessari realitzar aquest transport amb aeronaus. A partir de 1972 aquesta tasca es realitzava amb una flota de 4 Supper Guppies (una modificació del Boeing C-97), que permetien transportar de forma idònia tots els components de les aeronaus que es construïen. A principis dels anys 90, la necessitat de transportar components de majors dimensions (com les ales dels models més grans de l'A340) així com també un creixent increment de la producció i la necessitat d'optimitzar els costos de transport, va generar que la flota de Supper Guppies que s'estava utilitzant quedés obsoleta. Arribat aquest punt, la companyia decideix crear una aeronau partint de l'A300, que resolgui les qüestions comentades, dissenyant-se l'aeronau A300-600ST, també anomenat Beluga per la semblança entre aquest animal i l'aeronau.

Després de més de 30 anys de servei, el Beluga segueix transportant parts completes (seccions del fuselatge, ales i cua dels Airbus A320, A330 i A350XWB) des de les diferents plantes de producció d'Airbus d'arreu d'europa fins a Toulouse o Hamburg, on es realitza el muntatge final de les aeronaus.

Tal i com ja s'ha comentat, el Beluga és una modificació de l'A300-600 (com el seu nom indica A300-600 Super Transporter) en el qual es va reemplaçar la part superior del fuselatge per una secció de fuselatge ample molt més gran, que li dona la seva forma característica. A més també es va abaixar la cabina per possibilitar que el procés de càrrega es pogués dur a terme per la part davantera de l'aeronau.

Pel que fa al futur de l'aeronau, l'increment en la producció de l'A350XWB i altres models ha provocat que la companyia Airbus reemplaci gradualment els 5 models A300-600ST per acabar formant una flota de 6 BelugaXL, un model que parteix del mateix concepte que el Beluga, però consisteix en una modificació de la línia de producció d'aeronaus de fuselatge ample A330. Aquest model, a part de tots els components i equipament ja existent, inclou certes modificacions i millores respecte el seu predecessor, com una cabina més baixa, una badia de càrrega que s'ha ampliat notablement i un conjunt de millores en la part posterior i la cua de l'aeronau. El primer vol del BelugaXL número 1 es va realitzar el 19 de juliol de 2018 i s'espera que a partir de l'any 2019 s'iniciï la seva operació (en paral·lel amb els A300-600ST) fins que al 2025 s'hagi substituït tota la flota.

En la figura següent es mostren els tres models que la companyia Airbus ha utilitzat pel transport de components de grans dimensions, de manera que es pot apreciar de forma notable l'evolució entre les diferents aeronaus.



Figura 2.2: Super Guppy, Beluga i Beluga XL.

## 2.3 Requeriments tècnics de l'aeronau

Tal i com ja s'ha comentat, l'A300-600ST Beluga és una aeronau dissenyada específicament pel transport de parts de grans dimensions i geometries no convencionals arreu d'Europa, per tant, les seves especificacions tècniques estaran molt lligades a aquesta funcionalitat. El vehicle combina aquesta capacitat de càrrega amb l'eficiència d'un A300-600, de manera que garanteix l'optimització del temps de transport combinat amb temps de càrrega curts i més simplicitat en la preparació i embalatge de les diferents parts a transportar (gràcies a la gran plataforma de càrrega semiautomàtica).

L'Airbus Beluga manté la mateixa cabina que l'A300-600 i la família A310, i l'aeronau és operada per una tripulació formada per tres membres (2 pilots i un especialista de càrrega). El panell instrumental principal està dotat de 6 pantalles que aporten tota la informació necessària sobre el vol, navegació i monitorització dels sistemes. També hi ha inclòs a la cabina un sistema de control tèrmic que permet controlar les condicions de temperatura en cas que es transportin càrregues sensibles, com podrien ser satèl·lits o pintures. La cabina està pressuritzada durant el vol però la bodega de càrrega no ho està, per aquesta raó no es pot accedir a la bodega després de l'enlairament.

A continuació es mostra una taula on s'enumeren les especificacions tècniques principals de l'aeronau.

<b>Capacitat volumètrica</b>	1.450 m <sup>3</sup>
<b>Pes operacional en buit</b>	86.500 kg
<b>Màxima càrrega de pagament</b>	47.000 kg
<b>Capacitat de combustible</b>	23.860 litres
<b>Pes màxim d'enlairament</b>	155.000 kg
<b>Pes màxim d'aterratge</b>	140.00 kg
<b>Pes màxim sense combustible</b>	135.500 kg
<b>Abast amb càrrega de pagament màxima</b>	1.665 km
<b>Velocitat màxima d'operació</b>	Mach 0.82
<b>VNE (velocity never exceed)</b>	850 km/h
<b>Índex d'ascens</b>	762 m/min
<b>Sostre de servei</b>	10.668 m
<b>Longitud de pista necessària per l'enlairament</b>	1.386 m
<b>Longitud de pista necessària per l'aterratge</b>	1.350 m
<b>Unitat propulsora</b>	GE Cf6-80C2A8
<b>Cost aproximat</b>	183 M€

Taula 2.1: Especificacions principals de l'A300-600ST.

Tal i com seria d'esperar en una aeronau d'aquestes característiques, l'aspecte que destaca més és la seva capacitat volumètrica. Per altra banda, pot sorprendre que la massa de càrrega de pagament total que pot transportar no és gaire elevada. D'aquesta manera, el vehicle pot carregar parts de grans dimensions però pot transportar una massa molt menor que altres aeronaus. Un altre dels requeriments de l'aeronau que destaca notablement, són les distàncies necessàries tant per l'enlairament com per l'aterratge, ja que són molt curtes per un avió de càrrega, però poden presentar un avantatge important en cas de requerir operacions en un aeroport amb pista curta. El fet que aquestes distàncies siguin relativament curtes, està directament relacionat amb la reduïda massa d'enlairament i aterratge. Finalment comentar que també ressalta el reduït abast que presenta (tant amb càrrega de pagament màxima, com amb càrregues menors). Aquest fet no suposa cap limitació important, ja que aquest vehicle ha estat dissenyat per simplificar i agilitzar els processos de transport entre les diferents plantes d'Airbus, que es troben totes situades a Europa (de manera que mai serà necessari recórrer una distància més gran que aquest abast).

Per poder analitzar amb més detall l'abast de l'aeronau s'ha obtingut el diagrama payload/abast de l'A300-600ST de la pàgina web del fabricant. En aquest gràfic es pot observar l'abast amb payload màxima, i també es pot evaluar de forma quantitativa l'augment de l'abast a mesura que la payload disminueix, fins arribar a un abast màxim sense càrrega de pagament.

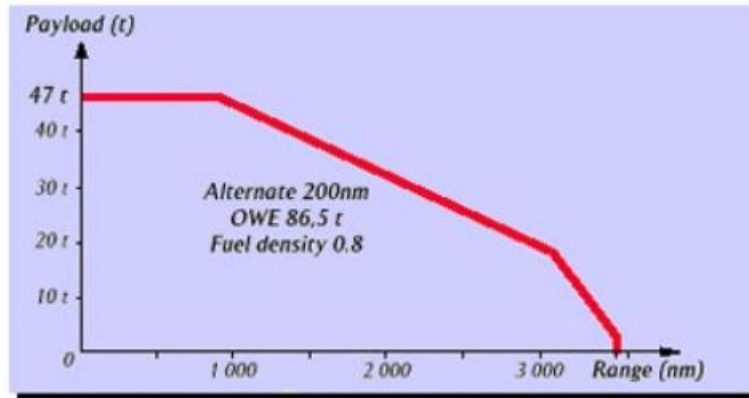


Figura 2.3: Evolució de l'abast de l'aeronau en funció de la massa de la càrrega de pagament.

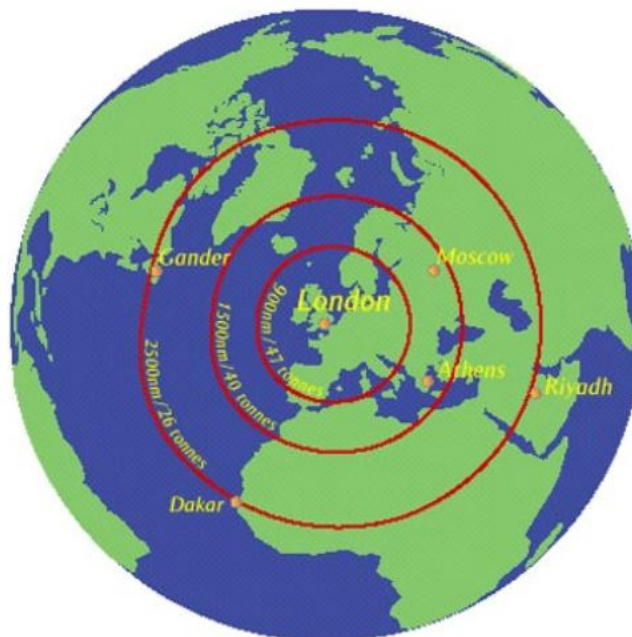


Figura 2.4: Abast de l'aeronau amb diferents càrregues de pagament.



A més, per poder avaluar d'una manera més clara l'abast de l'aeronau en funció de la càrrega de pagament que transporta, també es mostra un diagrama on apareixen diferents circumferències concèntriques, que representen els diferents abasts amb un seguit de càrregues de pagament diferents, que corresponen a valors típics de càrrega de l'aeronau. Aquestes circumferències es presenten en un mapa del món i amb centre a Londres, de manera que es pot apreciar de manera molt visual tant l'abast mínim i màxim, com la variació d'aquest per diferents payloads.

## 2.4 Geometria i dimensions de l'aeronau

Totes les especificacions de l'aeronau, comentades anteriorment, queden en gran part definides per la seva geometria i dimensions (juntament amb els materials, estructura, aerodinàmica, etc.). En aquesta secció es definiran tots els paràmetres que determinen la geometria i dimensions de les diferents parts de l'aeronau. Inicialment es mostraran les vistes generals del vehicle i posteriorment s'aprofundirà en les diferents parts: ala, fuselatge i estabilitzador de cua.

### 2.4.1 Característiques generals de l'aeronau

A continuació es mostren les vistes principals de l'A300-600ST, així com algunes de les longituds característiques d'aquest.

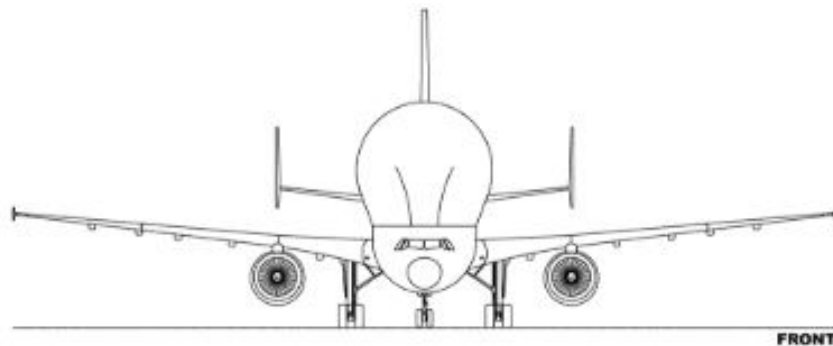


Figura 2.5: Vista de l'alçat de l'aeronau.

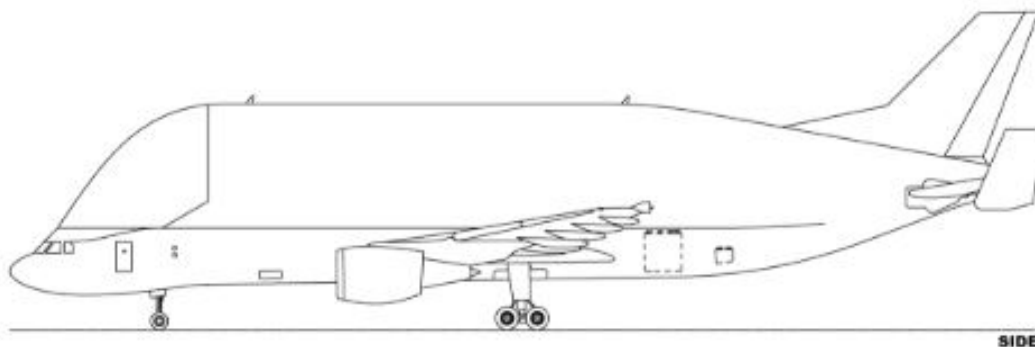


Figura 2.6: Vista del perfil de l'aeronau.

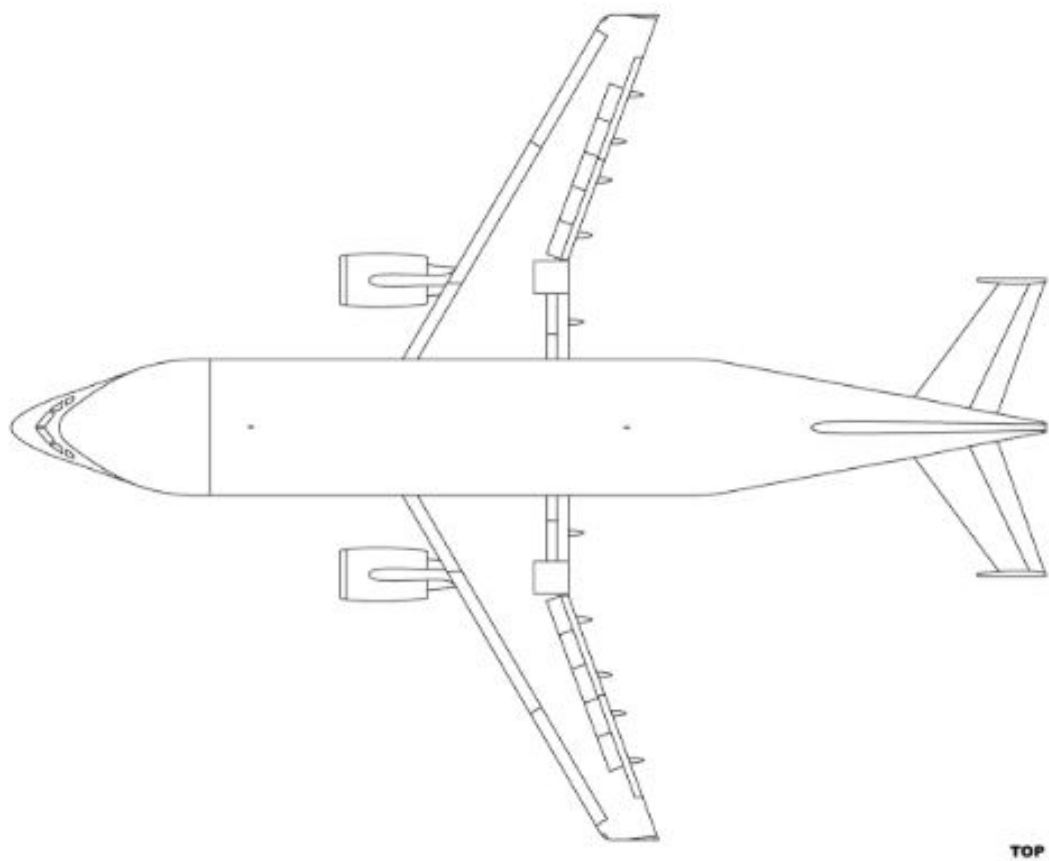


Figura 2.7: Vista de la planta de l'aeronau.



Figura 2.8: Vista d'una secció frontal de l'aeronau.

<b>Envergadura</b>	44,84 m
<b>Longitud total de l'aeronau</b>	56,15 m
<b>Alçada total de l'aeronau</b>	17,2 m
<b>Distància entre eixos del tren d'aterratge</b>	11,05 m
<b>Amplada del tren d'aterratge</b>	7,4 m

Taula 2.2: Dimensions principals de l'A300-600ST.

## 2.4.2 Geometria i dimensions de l'ala

En aquesta secció es mostra amb més profunditat la geometria de l'ala i les seves dimensions. La major part de les magnituds característiques que defineixen l'ala han estat obtingudes de la pàgina web del fabricant, però algunes no hi apareixen. Per definir completament la geometria s'ha intentat obtenir el document "Airplane Characteristics for Airport Planning (ACAP)" de l'A300-600ST (on han d'aparèixer totes les dimensions de l'aeronau). L'obtenció d'aquest document no ha estat possible, però com que l'A300-600ST consisteix en una modificació de l'A300-600 (mantenint la mateixa configuració i geometria de l'ala) s'han pogut definir les característiques necessàries de l'ACAP de l'A300-600, que sí que està publicat. També s'ha obtingut el valor d'algunes magnituds que no estan definides en l'ACAP a partir d'un escalat, utilitzant els plànols de l'aeronau.

La planta alar de l'A300-600ST presenta una forma trapezoidal amb fletxa negativa (tal com es mostra en la Figura 2.7), i l'ala està situada a la part mitja/baixa del fuselatge. A continuació es mostren les diferents característiques que en defineixen la geometria.

<b>Envergadura</b>	44,84 <i>m</i>
<b>Superfície de l'ala</b>	258,8 <i>m</i> <sup>2</sup>
<b>Perfil alar</b>	NACA 64-215
<b>Corda a l'arrel de l'ala</b>	9,4 <i>m</i>
<b>Corda a la punta de l'ala</b>	2,75 <i>m</i>
<b>Corda mitjana aerodinàmica</b>	6,44 <i>m</i>
<b>Estretament</b>	0,3
<b>Allargament</b>	7,73
<b>Fletxa (a 1/4 de la corda)</b>	26 °
<b>Diedre</b>	6 °

Taula 2.3: Geometria i dimensions de l'ala.

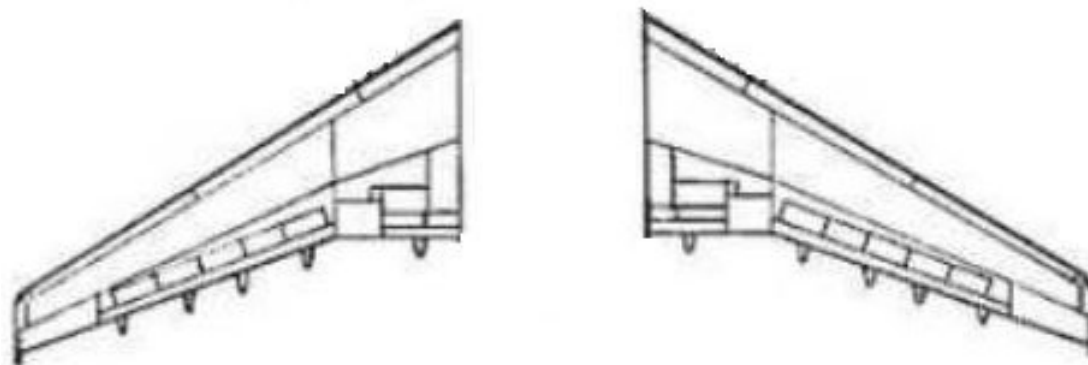


Figura 2.9: Planta alar de l'A300-600ST.

### 2.4.3 Geometria i dimensions del fuselatge

El fuselatge és l'element més distintiu de l'A300-600ST, ja que és la part de l'aeronau on s'han introduït les modificacions més importants, i s'allunya molt de la geometria típica del fuselatge d'aeronaus convencionals. Com ja ha estat comentat, la part superior del fuselatge de l'A300-600 ha estat substituïda per una estructura molt més alta i ampla, que permet el transport de càrregues molt voluminoses.

La cabina de càrrega de l'aeronau és de 37,7 m de longitud, i permet transportar tan el fuselatge de l'A320, l'A330 i l'A350 XWB com els diferents components d'aquestes tres aeronaus. A continuació es mostren les dimensions de la cabina de càrrega des d'una vista frontal, així com la comparació d'aquestes dimensions amb les del fuselatge de l'A350 XWB i l'A320.

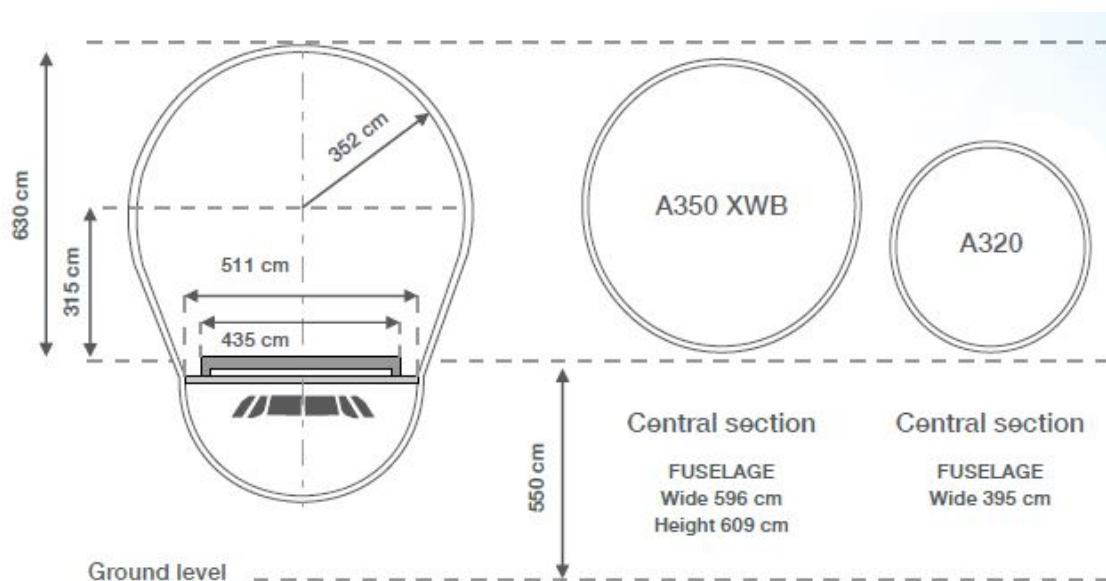


Figura 2.10: Dimensions principals de la cabina de càrrega i comparació amb el fuselatge de l'A350 XWB i l'A320.

És important tenir present que la part davantera del fuselatge està dissenyada de manera que serveix com a plataforma de càrrega. Les dimensions d'aquesta porta frontal no estan publicades, de manera que s'hauran d'escalar a partir dels plànols de l'aeronau per poder realitzar el modelat 3D i posteriorment el model. Aquest procés es realitzarà simultàniament amb el desenvolupament del 3D, ja que possiblement s'hauran d'introduir modificacions per fer viable la realització del model a escala 1:50.

### 2.4.4 Geometria i dimensions de l'estabilitzador de cua

Tal i com s'ha comentat en l'apartat anterior, el fuselatge del Beluga és una de les parts en les que es van introduir més modificacions (partint de l'A300-600). Aquesta variació tan important en el disseny del fuselatge implica que la distribució de masses de l'aeronau canviï molt, i per conseqüència també ho faci la posició del centre de masses del vehicle. D'aquesta manera, encara que es mantingui l'ala de l'A300-600, serà necessari un disseny diferent de l'estabilitzador de cua per garantir l'equilibri de moments de l'aeronau en vol.

La configuració de l'estabilitzador de cua no és de tipus convencional (T invertida), sinó que presenta una configuració de triple cua. Aquest tipus de configuració s'utilitza quan pels requeriments de l'aeronau, l'altura de l'estabilitzador vertical hauria de ser molt elevada, de manera que afegint dos estabilitzadors verticals secundaris als extrems del timó de profunditat es permet reduir l'alçada del principal.

A la figura següent es pot observar la configuració de l'estabilitzador de cua del Beluga, així com les característiques principals de la seva geometria.



Figura 2.11: Estabilitzador de cua de l'A300-600ST.

### Estabilitzador horitzontal

Inicialment s'analitzarà la geometria del timó de profunditat. La major part de dimensions d'aquesta part de l'aeronau no són publicades pel fabricant, i per tant, s'han hagut d'obtenir a partir d'un escalat dels plànols de l'avió.

A continuació es mostren les diferents dimensions característiques que defineixen la geometria de l'estabilitzador horitzontal.

<b>Envergadura</b>	15,84 <i>m</i>
<b>Superfície de l'estabilitzador</b>	59,56 <i>m</i> <sup>2</sup>
<b>Corda a l'arrel</b>	4,85 <i>m</i>
<b>Corda a la punta</b>	2,67 <i>m</i>
<b>Estretament</b>	0,55
<b>Allargament</b>	4,21
<b>Fletxa (a 1/4 de la corda)</b>	32 °
<b>Diedre</b>	6,3 °

Taula 2.4: Geometria i dimensions de l'estabilitzador horitzontal.

### Estabilitzador vertical

Les dimensions i geometria de l'estabilitzador vertical (tant del principal com dels secundaris) s'han obtingut de forma anàloga a la de l'apartat anterior, de manera que s'han obtingut les dimensions característiques a partir dels plànols de l'aeronau. Aquestes es mostren a continuació, inicialment de l'estabilitzador vertical principal, i posteriorment dels secundaris.

<b>Alçada</b>	8 m
<b>Superfície de l'estabilitzador</b>	45 m <sup>2</sup>
<b>Corda a l'arrel</b>	7,55 m
<b>Corda a la punta</b>	3,41 m
<b>Estretament</b>	0,45
<b>Allargament</b>	1,46
<b>Fletxa (a 1/4 de la corda)</b>	45 °

Taula 2.5: Geometria i dimensions de l'estabilitzador vertical principal.

<b>Alçada</b>	4,2 m
<b>Superfície de l'estabilitzador</b>	11,5 m <sup>2</sup>
<b>Corda a l'arrel</b>	3,3 m
<b>Corda a la punta</b>	2,1 m
<b>Estretament</b>	0,64
<b>Allargament</b>	1,56
<b>Fletxa (a 1/4 de la corda)</b>	18,5 °

Taula 2.6: Geometria i dimensions dels estabilitzadors verticals secundaris.

# Capítol 3

## Estructura de l'aeronau

### 3.1 Introducció

Havent realitzat aquest primer anàlisi preliminar de l'A300-600ST, i ara que se'n coneixen les característiques principals, es procedirà a la realització d'un anàlisi més profund de l'estructura de l'aeronau. Inicialment, es comentaran diferents conceptes de caire més general, necessaris per comprendre i poder identificar les diferents parts l'estructura d'una aeronau d'aquestes característiques.

Quan es parla de l'estructura d'un avió, inicialment cal distingir els diferents components bàsics pels quals està format: ala, fuselatge, estabilitzadors (horitzontal i vertical) i superfícies de control. Cada un d'aquests elements ha d'estar dissenyat de manera que pugui desenvolupar la seva funció corresponent conjuntament amb la resta de components de manera segura i eficient. En el desenvolupament d'aquest projecte es centrarà l'atenció en els tres primers, i no es parlarà de superfícies de control, ja que això dispararia notablement la dificultat i extensió del treball.

Si ens fixem en la naturalesa de les càrregues que apareixen sobre l'estructura de l'aeronau, podem distingir dos grups diferents.

- **Forces de superficials:** s'estableixen pel contacte directe entre dos cossos (també entre un sòlid i un fluïd) i es manifesten o actuen sobre una superfície de l'estructura. La força aerodinàmica n'és un clar exemple. Aquesta força és exercida per l'aire sobre un cos a causa del moviment relatiu entre ambdós, i s'obté com la integració sobre l'àrea exposada del cos de les forces de pressió i de cisalladura.
- **Forces volumètriques:** es caracteritzen per actuar a distància i el seu origen està relacionat amb les propietats del cos (actuen sobre el volum de l'estructura). Depenen directament d'un camp que pot ser d'origen gravitacional, magnètic o elèctric. El pes i les forces inercials en maniobres són exemples d'aquest tipus de càrregues.

L'estructura d'un avió ha de ser capaç de suportar diferents tipus de càrregues, que a grans trets es poden classificar en dos grans grups.

- **Càrregues en rodadura:** inclouen totes les càrregues a les que està sotmesa una aeronau mentre es desplaça en contacte amb el terra, com les càrregues que apareixen durant l'aterratge, enlairament, rodadura i processos de remolcat.
- **Càrregues en vol:** inclouen tot el tipus de càrregues a les que l'estructura es sotmet durant el vol, generades per la sustentació i pes, maniobres o ràfegues.  
En general, el vol d'una aeronau en un sol pla es simplifica considerant només quatre forces sobre la seva estructura.
  - Pes: és una força que actua sobre el centre de masses de l'aeronau i en direcció al centre de la terra, generada pel sol fet de tenir massa.
  - Sustentació: component de la força aerodinàmica perpendicular a la direcció del flux d'aire, i que s'incrementa a mesura que la velocitat relativa entre l'aeronau i l'aire s'incrementa. És la força que ens permet compensar el pes i permet el vol de l'aeronau.

- Resistència aerodinàmica: component de la força aerodinàmica paral·lela a la direcció del flux d'aire. Aquesta va associada a la sustentació (ja que ambdues són les components de la força aerodinàmica), i apareix sempre lligada a aquesta oposant-se al moviment. Això ens obliga a generar una empenta major per mantenir la velocitat adequada que generi la sustentació requerida.
- Empenta: força generada pels motors de l'aeronau gràcies a la qual es pot obtenir la velocitat necessària per produir sustentació suficient per compensar el pes de l'aeronau.

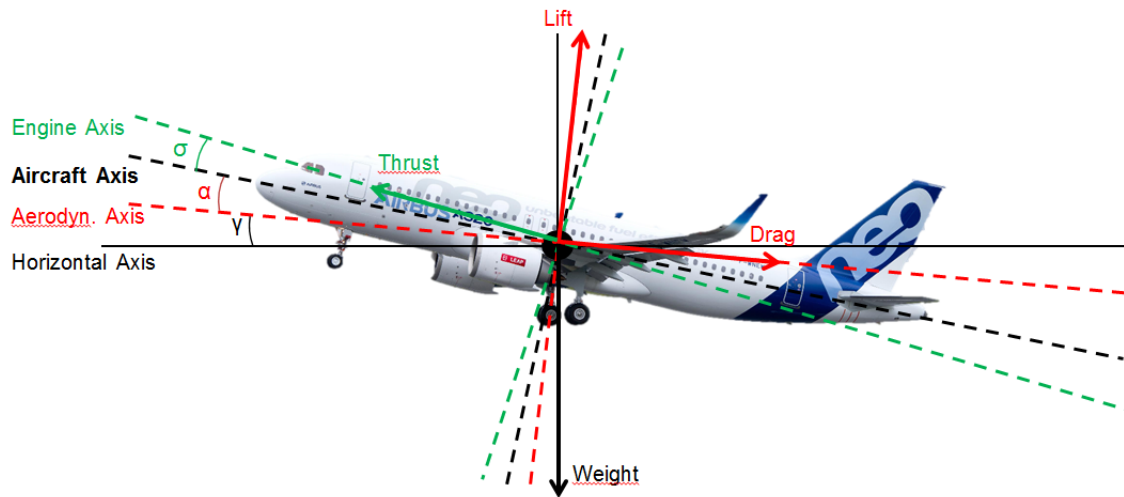


Figura 3.1: Forces sobre aeronau en vol.

Amb aquestes quatre forces es pot modelitzar el moviment longitudinal de l'aeronau. Quan l'aeronau presenta un moviment horitzontal rectilini uniforme (creuer) és perquè les quatre forces romanen en equilibri, mentre que el moviment és ascendent o descendent i accelerat o desacelerat quan es produeix un desequilibri en un o amdós eixos de l'aeronau. D'aquesta manera es pot calcular el moviment de l'aeronau i les forces aplicades sobre aquesta de manera senzilla. A part d'aquesta situació on l'aeronau es mou únicament en un pla, l'avió també pot rebre càrregues lateral-direccional, que poden estar provocades, per exemple per ràfagues de vent, maniobres o vent creuat.

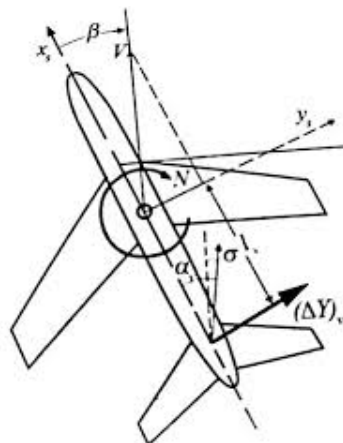


Figura 3.2: Força lateral generada per vent creuat.

Tenint en compte les característiques de l'aeronau que s'ha de dissenyar i els valors màxims de les forces que aquesta ha de suportar, es pot dimensionar estructuralment l'aeronau.

A continuació s'exposarà amb més detall l'estructura de cada component bàsic de l'aeronau.



## 3.2 Estructura de l'ala

L'ala consisteix en un tipus d'aleta que permet produir sustentació quan es mou a través d'un fluïd. La geometria de la secció d'aquest component (perfils aerodinàmics) permet generar una diferència de pressió entre la part inferior i superior de l'ala, quan existeix una velocitat relativa entre aquesta i el fluïd en el que està immersa. La integració d'aquest camp de pressions al llarg de l'àrea de l'ala, permet obtenir la força generada sobre el perfil (força aerodinàmica), que podem descomposar en dues components: sustentació (perpendicular a la direcció del flux) i resistència aerodinàmica (paral·lela a la direcció del flux i en sentit oposat del moviment). A aquesta resistència provocada pel gradient de pressions cal afegir-hi la resistència provocada pels esforços viscosos (fregament entre l'ala i el fluïd).

A continuació es mostren dos esquemes on es poden observar exemples de la distribució de pressió i sustentació en una ala.

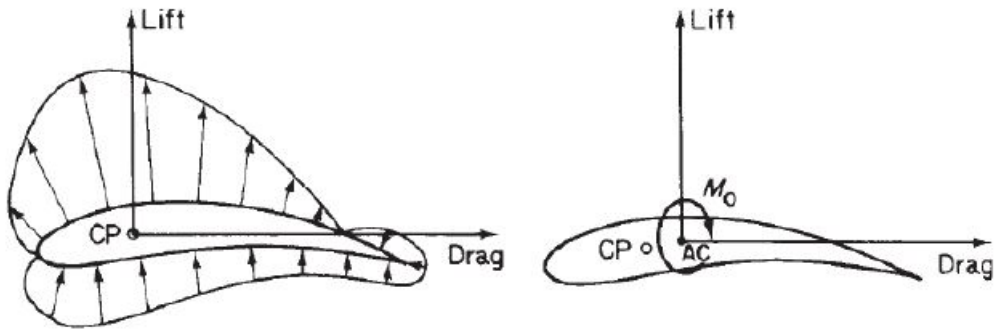


Figura 3.3: Exemple d'una distribució de pressió i la corresponent substitució per càrregues.

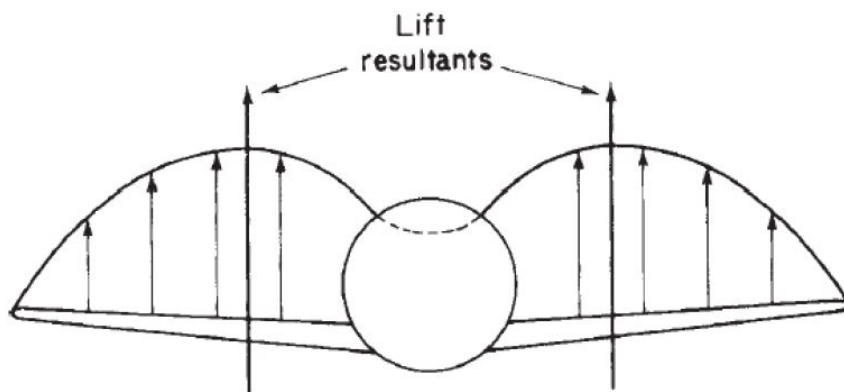


Figura 3.4: Exemple d'una distribució de sustentació al llarg d'una ala.

És molt important tenir present que la funció principal de l'ala és generar la sustentació suficient per elevar la massa desitjada, situada en el fuselatge, de manera que aquesta també exercirà una càrrega sobre l'ala. Aquesta disposició de forces, amb el pes situat al centre de masses del fuselatge i la sustentació situada a cada semi-ala, genera un moment flector crític a l'encast entre ala i fuselatge.

També és important comentar que en la major part d'aeronaus (sobretot de grans dimensions) s'utilitza l'interior de l'ala i a vegades fins i tot el de l'estabilitzador com a tanc de combustible. Això permet resoldre dos problemes, ja que es millora l'aprofitament de l'espai, i a més, el fet que el combustible estigui a l'ala, redueix notablement el moment flector a l'encast.

Havent comentat les principals forces i moments que actuen sobre aquest component bàsic de l'aeronau, així com les seves funcions principals, s'aprofundirà en l'estructura d'aquesta. A continuació s'enumeren els diferents elements constitutius de l'estructura de l'ala i es mostra una figura on es poden identificar dins del conjunt de l'aquesta. Els elements més rellevants d'aquesta estructura, en relació amb aquest treball, s'expliquen posteriorment.

- Costelles
- Travessers
- Revestiments
- Caixa de torsió
- Caire d'entrada
- Caire de sortida
- Extrem de l'ala
- Portes d'accés
- Unions entre elements
- Zones reforçades: tren d'aterratge i motors
- Unió ala - fuselatge
- Allotjament del tren d'aterratge

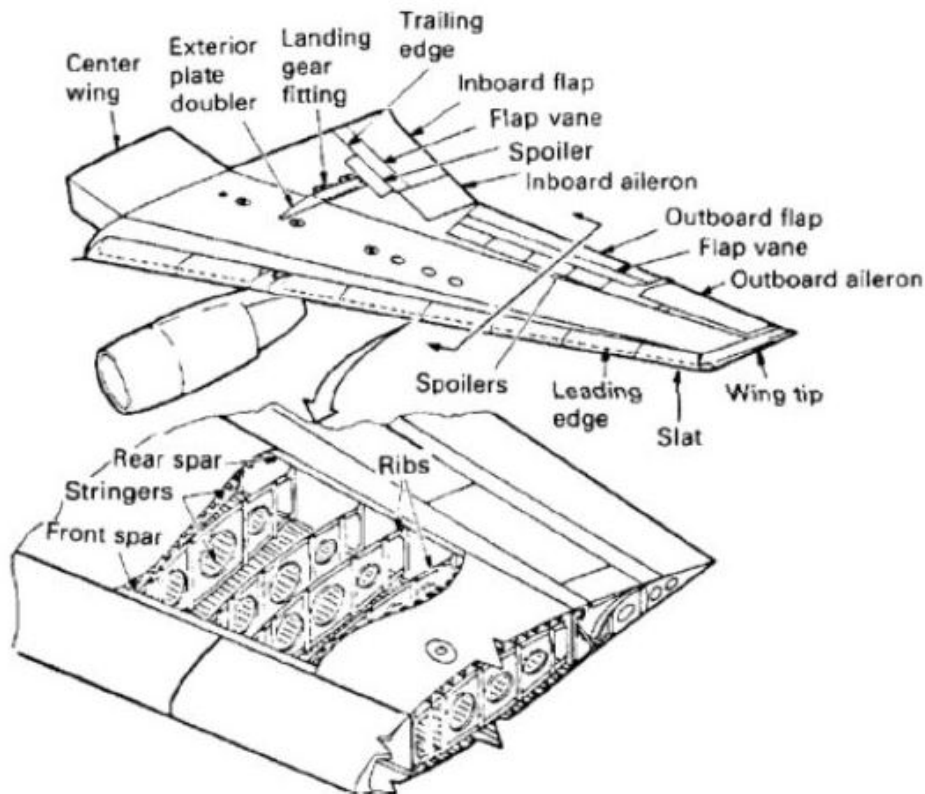


Figura 3.5: Vista general de l'estructura de l'ala.

### 3.2.1 Costelles

És un dels components fonamentals de l'ala, ja que permet donar-li la forma del perfil aerodinàmic desitjat a cada secció. A part d'això, desenvolupa un gran nombre de tasques estructurals:

- Transferir les càrregues aerodinàmiques als travessers.
- Resistir les càrregues d'aixafament, de manera que es manté la geometria desitjada.
- Redistribuir les càrregues concentrades als travessers i panells de revestiment.
- Serveixen com a suport pels travesserets.
- Redistribució de la cisalladura en punts sotmesos a càrregues concentrades.

Majoritàriament, les costelles es construeixen d'una sola peça sòlida, però també poden estar construïdes mitjançant triangulació de perfils. En el primer cas, es realitzen diferents orificis que a part de reduir el pes de cada costella permeten passar el cablejat elèctric i hidràulic.

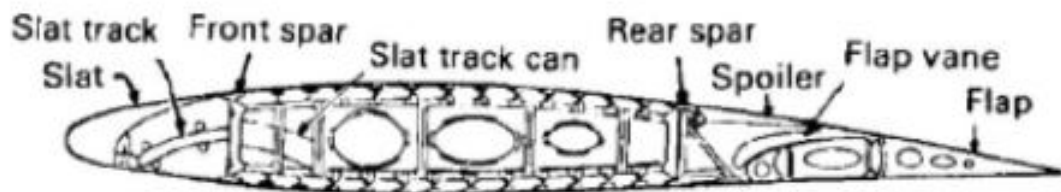


Figura 3.6: Secció d'una ala. S'observa la costella juntament amb altres components de l'estructura.

### 3.2.2 Travessers

Els travessers consisteixen en elements que travessen l'ala des de l'arrel fins la punta, i tenen com a funció principal suportar els esforços de flexió generats per les càrregues aerodinàmiques. Generalment s'utilitzen travessers paral·lels, formant la caixa de l'ala (wingbox). També poden suportar càrregues concentrades causades pel tren d'aterratge i pels motors.

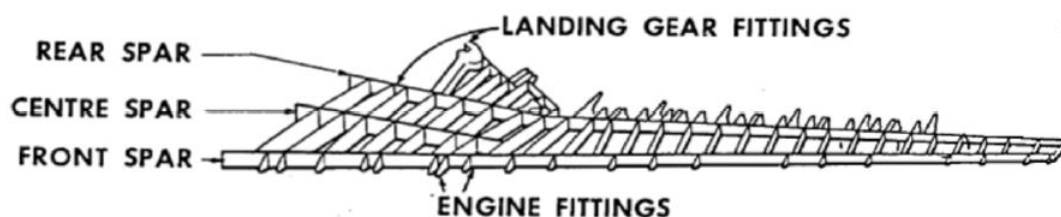


Figura 3.7: Esquema de la caixa de l'ala.

### 3.2.3 Revestiment

El revestiment és la part més externa de l'estructura de l'ala. Consta de travesserets (stringers) que eviten que es produeixi vinclament en l'ala, i contribueixen a rigiditzar-la. En la part inferior del revestiment hi ha diferents comportes de servei, de manera que la part interior de l'ala sigui accessible.

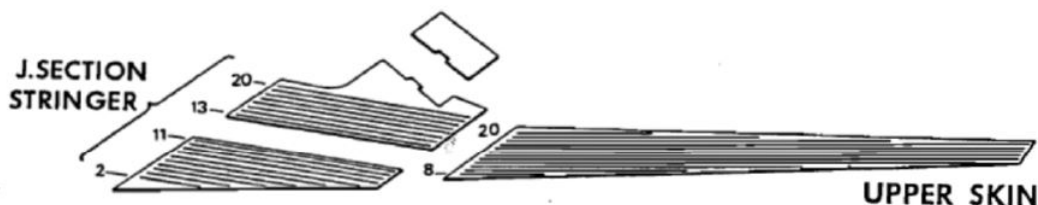


Figura 3.8: Revestiment de la part superior de l'ala.

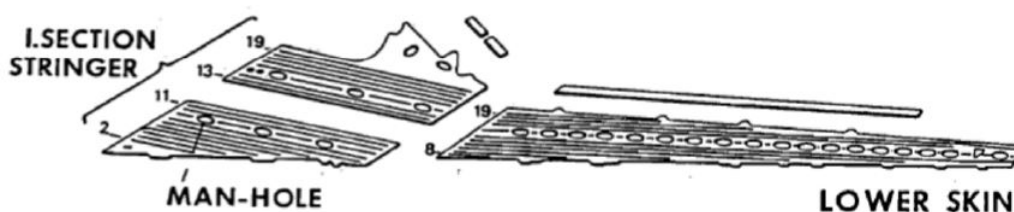


Figura 3.9: Revestiment de la part inferior de l'ala.

## 3.3 Estructura del fuselatge

El fuselatge és un dels elements estructurals principals d'una aeronau. La cabina de comandament, bodega de passatgers o bodega de càrrega i la major part dels equips i sistemes necessaris per controlar l'aeronau estan ubicades en el seu interior. A més, serveix com a estructura central on s'acoblen la resta de parts de l'avió, com l'ala, tren d'aterratge i l'estabilitzador de cua.

En l'actualitat, la major part d'aeronaus presenten un fuselatge semimonocasc, que consisteix en una estructura envoltada per un revestiment prim, suportat per diversos components, fent d'aquest tipus de construcció una sola unitat, que actua de forma conjunta i disminueix la fatiga del material. A continuació es comenten els components principals que presenten aquest tipus d'estructures.

- Cuadernes: donen la forma al fuselatge i suporten càrregues de tracció, en cas de pressurització.
- Revestiment: permet suportar esforços torsionals i contribueix en el manteniment de pressió a la cabina.
- Travessers del fuselatge: distribueixen les càrregues axials induïdes per flexió.
- Travesserets del fuselatge: també contribueixen a distribuir les càrregues axials induïdes per flexió.
- Mampara de pressió: és una estructura de grans dimensions que distribueix la càrrega aplicada en els revestiments del fuselatge. Estan ubicades en punts de forces concentrades. Gràcies a aquest element es poden suportar els esforços generats per la pressurització de la cabina.
- Zones reforçades: aquests reforços permeten la unió entre el fuselatge i la resta de parts de l'aeronau, com el tren d'aterratge o les superfícies sustentadores.
- Bigues i panells: constitueixen la divisió entre la cabina i la bodega de l'avió.

A continuació es mostren dues figures, on es poden observar tots aquests components dins de l'estructura global del fuselatge.

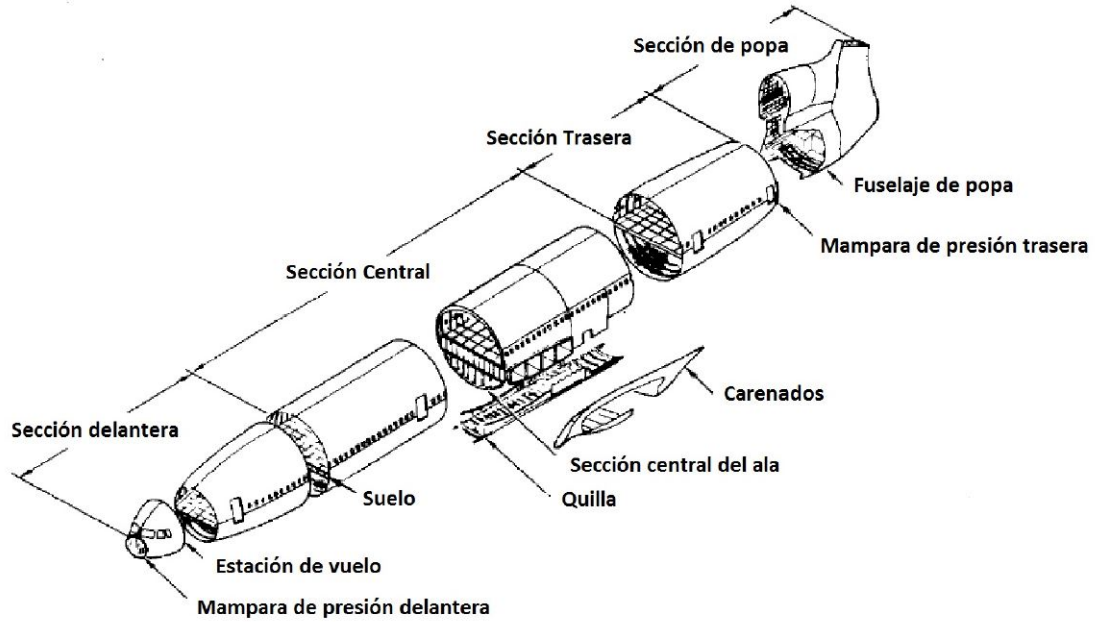


Figura 3.10: Parts principals del fuselatge.

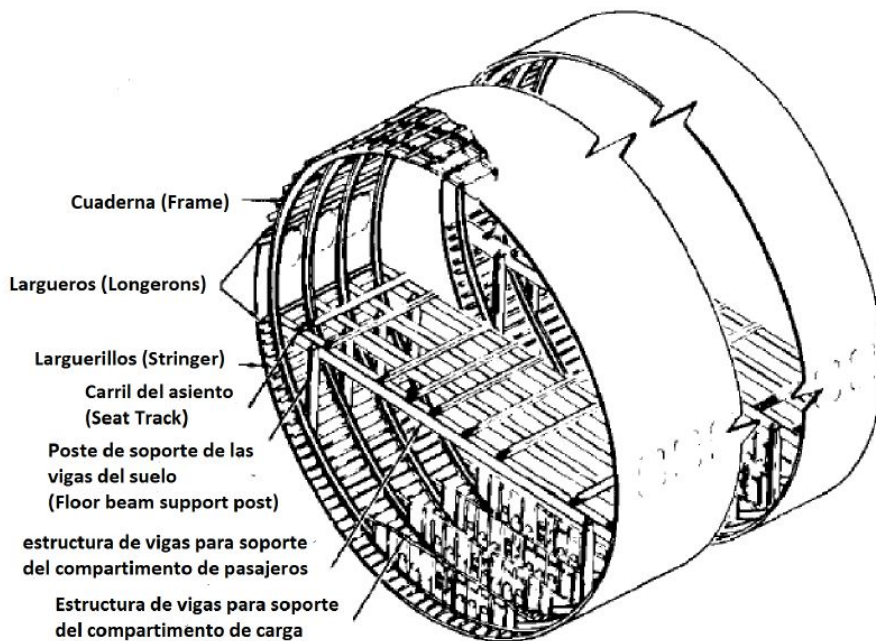


Figura 3.11: Secció transversal del fuselatge i components principals.

### 3.4 Estructura de l'estabilitzador

L'estabilitzador de cua és un dels elements fonamentals d'una aeronau, ja que permet compensar el moment generat per l'ala sobre el conjunt de l'aeronau, i a més, proporciona estabilitat i control (guinyada i picat) durant el vol . A nivell estructural, tant l'estabilitzador horitzontal com el vertical presenten una arquitectura anàloga a la de l'ala. A continuació es comenten alguns dels aspectes principals d'aquesta component, que condicionen la seva estructura.

- Aquest component pateix una fatiga elevada degut a la zona on el flux d'aire assoleix velocitats sòniques.
- Es produeix una elevada càrrega en les frontisses a causa de l'elevada flexió que es produeix.
- Es produeix una inversió en el control de la superfície.
- El disseny de l'estructura s'ha d'adequar a l'efectivitat de la superfície de control.
- De manera semblant a l'ala, les costelles pateixen un aixafament degut les forces aerodinàmiques.
- L'estructura ha de suportar superfícies de control i actuadors.

A la figura següent es pot observar l'estructura típica que presenta l'estabilitzador de cua, que com ja s'ha comentat, presenta moltes semblances a la de l'ala.

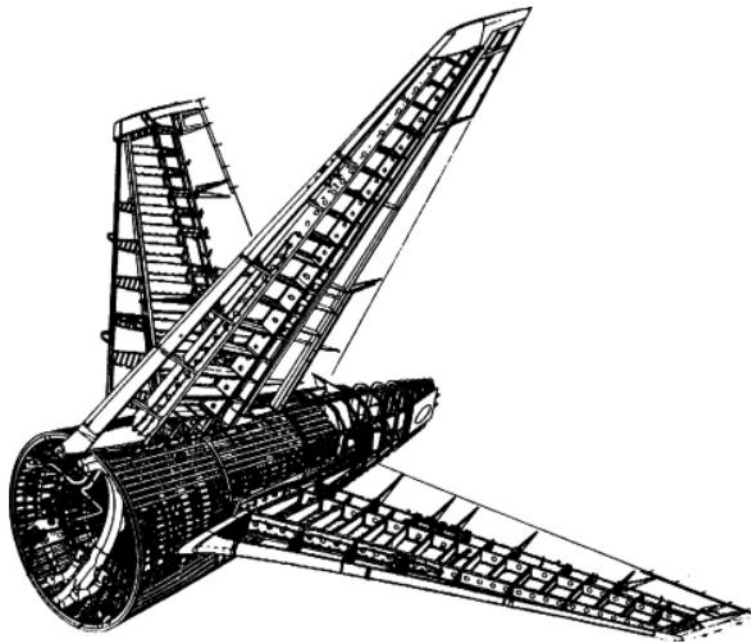


Figura 3.12: Estructura de l'estabilitzador de cua.

## Capítol 4

# Disseny del modelat 3D de l'A300-600ST Beluga

### 4.1 Bases del disseny

Amb tota la informació presentada en els apartats anteriors, tant referent a conceptes de caire més general, com pel que fa a dades concretes del propi disseny de l'aeronau, es pot iniciar la realització del modelat 3D de l'estructura de l'aeronau.

L'objectiu d'aquesta secció és aclarir els punts dels quals es partirà pel desenvolupament del modelat. Inicialment, comentar que tal i com es va establir en l'abast del treball, el disseny 3D de l'estructura es realitzarà utilitzant el programa SOLIDWORKS. Per simplificar el procés de disseny es treballarà a escala real, ja que tots els valors referents a mesures i geometria de l'aeronau es coneixen a aquesta escala, i realitzar el model directament a escala 1:50 entorpiria aquest procés. Finalment es realitzarà un reducció per poder obtenir les peces i ensamblar la maqueta.

Pel que fa a les dades referents a la geometria de l'aeronau, es pretén aproximar-se al màxim al disseny original, i sempre que es modifiquin elements de l'estructura original (forçat per l'escala, material o altres factors) se'n justificarà el motiu.

Inicialment es pretenia representar una estructura aproximada de l'aeronau, ja que no es disponia de cap document que aprofundís en les dimensions i estructura d'aquesta (fins i tot el document *Airplane Characteristics for Airport Planning* de l'aeronau no està publicat pel fabricant). D'aquesta manera, s'hagués hagut de realitzar un estudi d'avions semblants i del mateix fabricant, i extrapolar aquesta informació, utilitzant els plànols de l'avió, per poder realitzar un modelat que s'aproximés a la realitat. Finalment, a part dels plànols de l'avió, i un seguit de característiques principals de la seva geometria (publicats pel fabricant), ha estat possible obtenir un esquema detallat de l'estructura de l'A300-600ST realitzat per la revista *Flight International* (revista especialitzada en el sector aeroespacial i de defensa). L'estructura que es mostra en aquest esquema, plasmat a la figura següent, és la que es seguirà per obtenir el model 3D de l'aeronau. A part de mostrar-se continuació, aquest esquema també s'afegirà com un annex, perquè es pugui analitzar amb més detall.

Al llarg d'aquest apartat es relatarà el procés de modelització de l'aeronau i es mostraran figures il·lustratives del procés i dels diferents components, però els plànols de tots els components de l'estructura es presentaran en un document a part, de manera que en aquesta memòria no es repetiran aquests continguts.

Finalment, també comentar que es representaran els elements principals perquè la geometria de l'estructura quedi totalment definida, i s'obviaran elements estructurals menors com trevessers i elements més complexos. D'aquesta manera es modelitzarà l'ala tenint en compte travessers, costelles, cantell d'entrada i cantell de sortida (anàlog per l'estabilitzador) i es modelitzarà el fuselatge tenint en compte bigues i quadernes.





## 4.2 Disseny del fuselatge

L'estructura del fuselatge es pot dividir en tres parts notablement diferents: la bodega de càrrega, el con de cua situat a la part posterior de l'aeronau i la part davantera on se situa la cabina de comandaments i la comporta de càrrega. Aquestes parts es tractaran per separat, a causa de les diferències en la seva arquitectura i finalment s'ensamblaran.

### 4.2.1 Bodega de càrrega de secció constant

La bodega de càrrega és la part més gran del fuselatge, i tota la resta de components i requeriments estan estretament influenciats per aquesta. La càrrega que transporta l'aeronau s'ubica en aquesta part de l'avió, i es caracteritza perquè presenta una secció constant al llarg de tota la seva extensió. És per aquest motiu que pel que fa al model serà la part més simple de dissenyar. L'única complicació que pot presentar és la unió amb l'estructura de l'ala o amb la resta de parts del fuselatge.

Tal i com s'ha comentat en la secció anterior, aquesta estructura està constituïda bàsicament pels travessers, travesserets, quadernes i el revestiment. El model es representarà mitjançant les quadernes i travessers, ja que intentar estudiar en detall la resta d'elements més petits dispararia la complicació d'aquest anàlisi.

L'estructura presenta una longitud de 24.15 m de llarg i 47 quadernes, de manera que la separació entre aquestes és de 0.525 m. Tal com es veu en la figura 4.1, les dues bigues longitudinals situades als extrems dret i esquerre es mantindran en el model (tot i que s'adaptaran lleugerament) i a més, s'afegiran tres bigues situades a la part superior, central i inferior de l'estructura, de manera que es suplirà la funció dels travesserets de l'estructura original. L'espessor dels diferents elements de l'estructura es desconeix, però es dissenyarà de manera que es mantinguin al màxim possible les relacions que s'aprecien a la figura 4.1, i que el modelat amb peces de fusta també sigui viable. Seguint aquest criteri, l'espessor de les quadernes s'ha fixat a 0,05 m (1 mm a escala 1:50), els travessers superior i inferior a 0,1 m (2 mm a escala 1:50) i el travesser central a 0,2 m (4 mm a escala 1:50). El disseny de les quadernes es cenyeix als valors mostrats en la figura 2.10. A continuació es mostra una figura on es pot apreciar la geometria de les quadernes i la bigues, així com l'ensamblatge entre elles. A la figura es pot observar la disposició de les quadernes, però els travessers s'afegiran més endavant, ja que constituïran la unió entre les diferents parts del fuselatge.

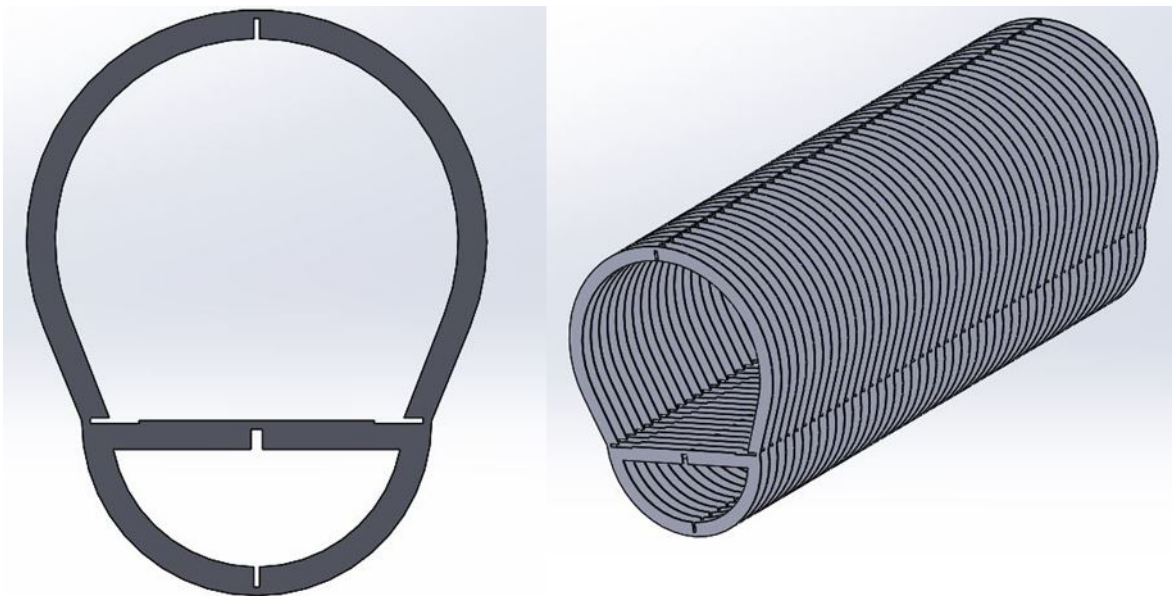


Figura 4.2: Vista frontal i amb perspectiva de l'estructura de la bodega de càrrega.

### 4.2.2 Cabina de comandament i comporta de càrrega

Ja coneixent l'arquitectura de la part principal del fuselatge, el següent element que es modelitzarà és la part frontal de l'aeronau. Aquest element presenta una gran complexitat pel que fa a la geometria, que és un dels factors més distintius de l'aeronau per les semblances que presenta amb les balenes beluga i per la comporta de càrrega situada a la part superior del fuselatge. A l'hora d'analitzar aquesta secció del fuselatge es distingeixen tres parts diferenciades: la part inferior del morro (que consisteix en una modificació de l'A300-600R amb la cabina abaixada), la comporta de càrrega i l'estructura de la cabina en sí i la unió d'aquesta amb el fuselatge.

Per iniciar la modelització d'aquesta complexa part de l'estructura, el primer que s'ha plantejat és la reproducció tant de la planta com del perfil del morro de l'aeronau a partir dels plànols. Així, aquestes vistes permetran conèixer el contorn de l'estructura que es vol dissenyar. Les dues vistes comentades es mostren a continuació.

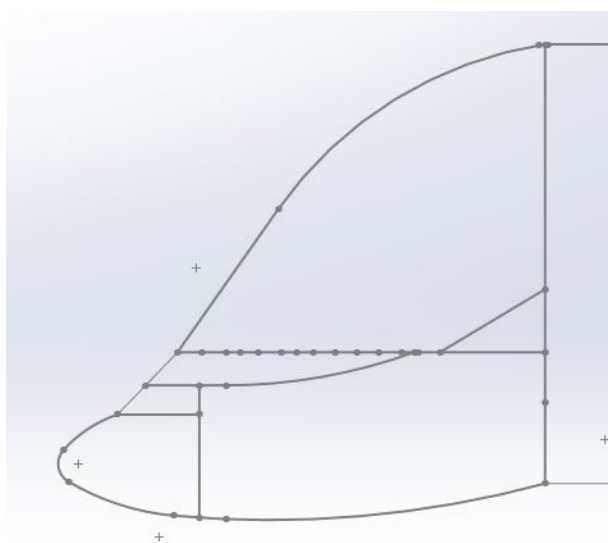


Figura 4.3: Vista de perfil de la part frontal de l'aeronau.

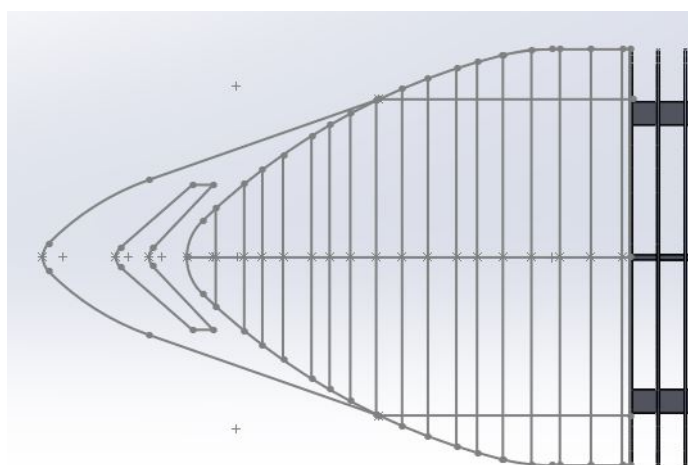


Figura 4.4: Alçat de la part frontal de l'aeronau.

Pel que fa a aquestes dues figures, comentar que ambdues vistes s'han aproximat a partir dels plànols i algunes parts geomètricament bastant complexes s'han reduït a figures més bàsiques, però que constitueixen una bona aproximació de la realitat.

Després d'haver definit els contorns de l'estructura, el següent procediment que s'ha realitzat és la comptabilització de les quadernes i la determinació del posicionament d'aquestes. Això s'ha pogut realitzar superposant la informació que s'obté dels plànols de l'aeronau i de la figura 4.1 (esquema de l'estructura de l'avió). Arribats a aquest punt, ja cal distingir entre la part superior del fuselatge (comporta de càrrega) i la part inferior, ja que la distribució de les quadernes no és la mateixa. Pel que fa a la comporta de càrrega, la distribució de quadernes presenta una estructura irregular (que es detallarà en els plànols) i està constituïda per un total de 17 quadernes, tal i com es pot observar en la Figura 4.4. Per altra banda, la part inferior del morro de l'aeronau presenta un total de 27 quadernes. Les 7 primeres segueixen la mateixa distribució que en la part superior, però a partir d'aquí, la distribució canvia de manera que les 2 quadernes següents presenten una separació major, i a partir d'aquí es manté una separació constant que només s'incumplirà per l'últim element. A continuació es mostra gràficament aquesta distribució, on es pot apreciar la diferència entre l'arquitectura de les dues parts.

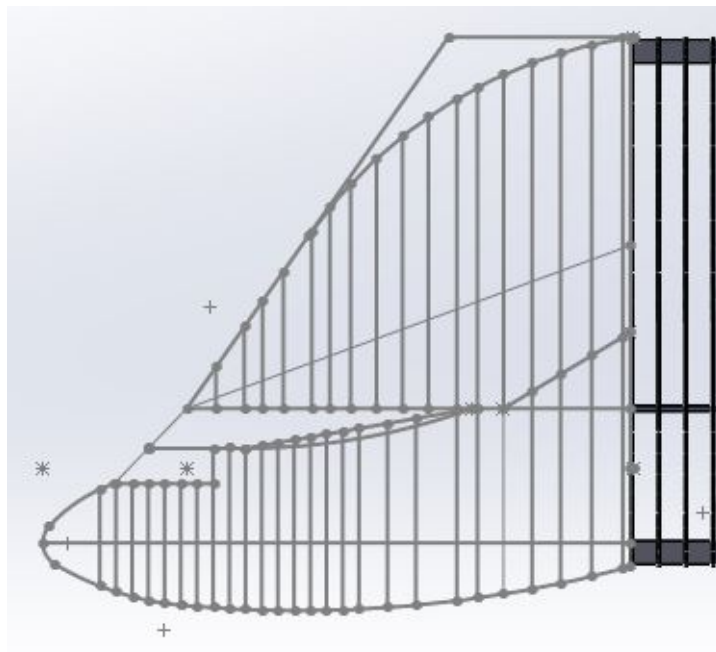


Figura 4.5: Distribució de les quadernes del morro de l'aeronau.

És important tenir present que la funció de la comporta de càrrega és permetre l'accés a l'interior del fuselatge, de manera que aquest element s'ha de poder separar de la part interior del morro. Per aquesta raó, encara que les primeres quadernes de la comporta i la part inferior presentin la mateixa distribució, les quadernes es dissenyaran amb dues parts, per permetre aquesta separació.

### Part inferior del morro

Amb la informació que s'ha presentat ja es poden obtenir les dimensions de les quadernes de la part inferior del morro. Com ja s'ha comentat, aquesta part consisteix en una modificació de la cabina de l'A300-600R, de manera que s'ha abaixat la cabina d'aquesta aeronau amb la intenció de facilitar el procés de càrrega. La part més posterior del morro constitueix la unió entre aquesta cabina i el fuselatge principal.

A partir de les diferents vistes obtingudes anteriorment, s'han obtingut les magnituds necessàries per definir la geometria de les quadernes de la part inferior del morro. Cal diferenciar les primeres 4 quadernes de la resta, ja que aquestes constitueixen la part inclinada del suport de la comporta, i per definir-ne completament la geometria es requereix també la geometria de la part superior.

Quaderna	m1	m2	m3	m4
Eix major el·lipse (horitzontal) superior	8,04 m	8,04 m	8,04 m	8 m
Diàmetre circumferència inferior	6,11 m	6,11 m	6,11 m	6,11 m
Alçada total	10,24 m	10,27 m	10,24 m	10,16 m
Alçada comporta + bigues	5,77 m	6,01 m	6,2 m	6,34 m
Alçada punt tangència	1,6 m	1,49 m	1,39 m	1,29 m
Alçada tall circumferència inferior	3,1 m	3,24 m	3,38 m	3,49 m
Alçada comporta	5,62 m	5,86 m	6,06 m	6,2 m

Taula 4.1: Geometria de les quadernes de la part inferior de morro.

Per mitjà de les magnituds mostrades en la taula anterior, s'ha obtingut el disseny de les quadernes corresponents de manera molt semblant a com s'havia realitzat en el cas de la bodega de càrrega, amb la lleugera diferència que en aquest cas serà necessari representar la part superior del fuselatge per mitjà d'una el·lipse per respectar les diferents vistes. A continuació es mostra la secció de la quaderna m1, per mostrar la seva geometria i com s'ha definit aquesta.

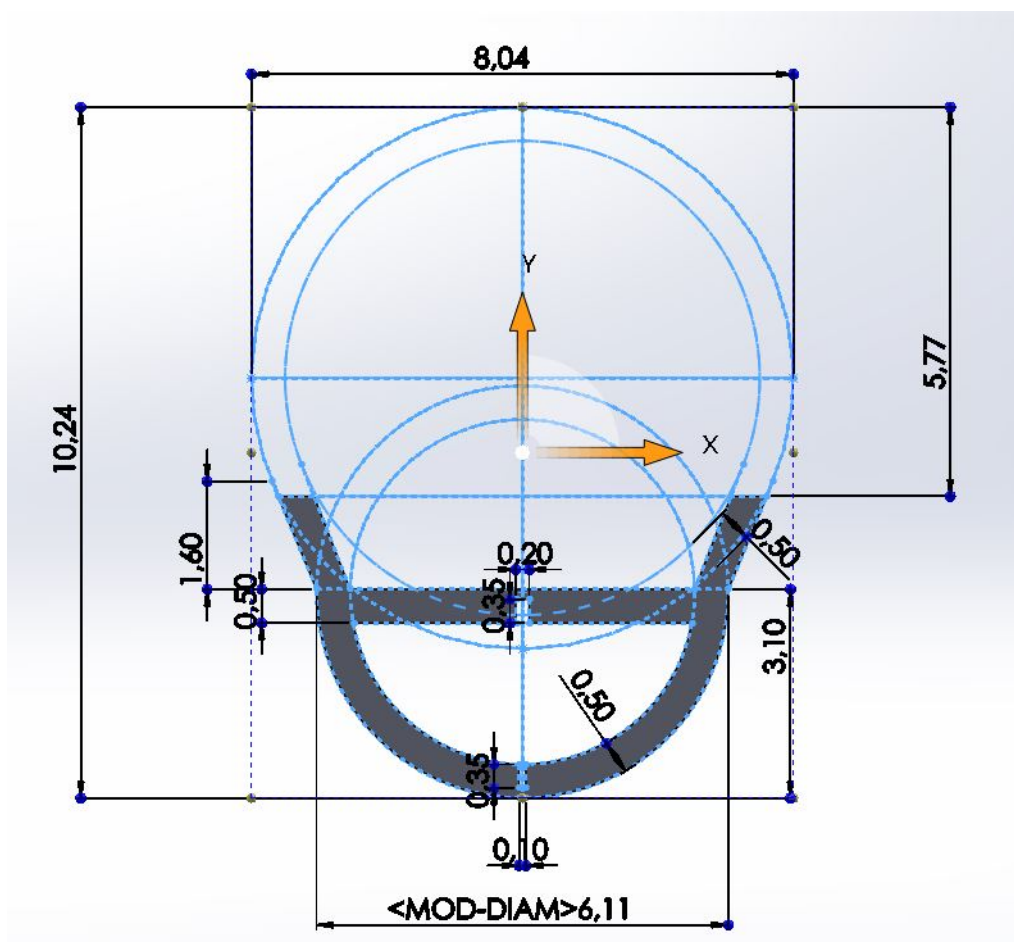


Figura 4.6: Geometria quaderna 1 part de la part inferior del morro (m1).

La resta de quadernes d'aquesta part del morro també es poden obtenir, ja que es coneix tant el radi de la circumferència inferior que el constitueix com l'alçada a la que aquesta queda tallada. Aquestes dades es presenten a continuació.

<b>Quaderna</b>	<b>Diàmetre ext. circumferència</b>	<b>Amplada cabina</b>
m5	6,11 m	3,58 m
m6	6,11 m	3,66 m
m7	6,11 m	3,67 m
m8	6,11 m	3,64 m
m9	6,11 m	3,60 m
m10	5,84 m	3,55 m
m11	5,62 m	3,52 m
m12	5,40 m	3,48 m
m13	5,18 m	3,44 m
m14	4,96 m	3,39 m
m15	4,74 m	3,34 m
m16	4,53 m	3,29 m
m17	4,31 m	3,23 m
m18	4,09 m	3,22 m
m19	3,87 m	2,4 m
m20	3,65 m	2,38 m
m21	3,44 m	2,35 m
m22	3,22 m	2,31 m
m23	3 m	2,26 m
m24	2,76 m	2,18 m
m25	2,45 m	2,09 m
m26	2,12 m	1,87 m
m27	1,44 m	1,44 m

Taula 4.2: Geometria de les quadernes de la part inferior de morro.

Tal i com s'acaba de comentar, es poden obtenir totes les quadernes d'aquesta secció mitjançant aquests valors (de manera que s'adaptin a les diferents vistes). Tot i això cal tenir en compte una magnitud addicional en les quadernes des de la m19 a la m24 ja que coincideixen parcialment amb la ubicació de la cabina de comandament i s'ha d'assegurar que no ocupin aquest espai.

<b>Quaderna</b>	<b>Amplada cabina de comandaments</b>
m19	2,8 m
m20	2,8 m
m21	2,41 m
m22	1,86 m
m23	1,32 m
m24	0,77 m

Taula 4.3: Geometria quadernes de la part inferior del morro (sobreposició amb la cabina de comandament).

A continuació es mostren les quadernes m6 i m19, on es poden observar de forma gràfica les diferents magnituds comentades i com s'ha obtingut la geometria de cada una. La resta de quadernes s'han obtingut de forma anàloga a aquestes. En la segona figura es pot observar notablement el buit que s'ha deixat en la quaderna per evitar que es superposi amb la cabina. L'amplada d'aquesta superposició varia en funció de la quaderna, però en tots els casos la superposició vertical és de 1 m.

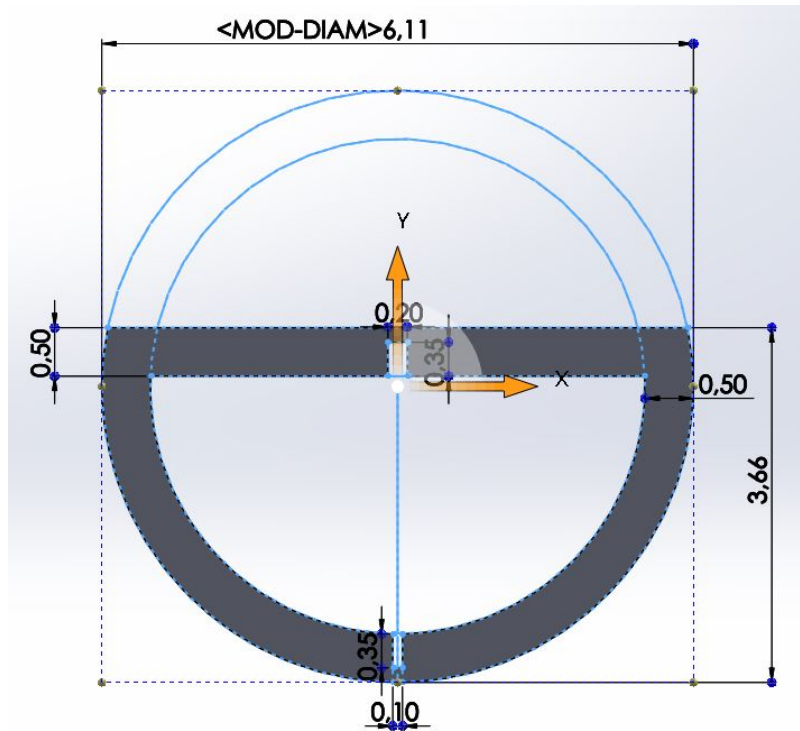


Figura 4.7: Geometria quaderna 6 de la part inferior del morro (m6).

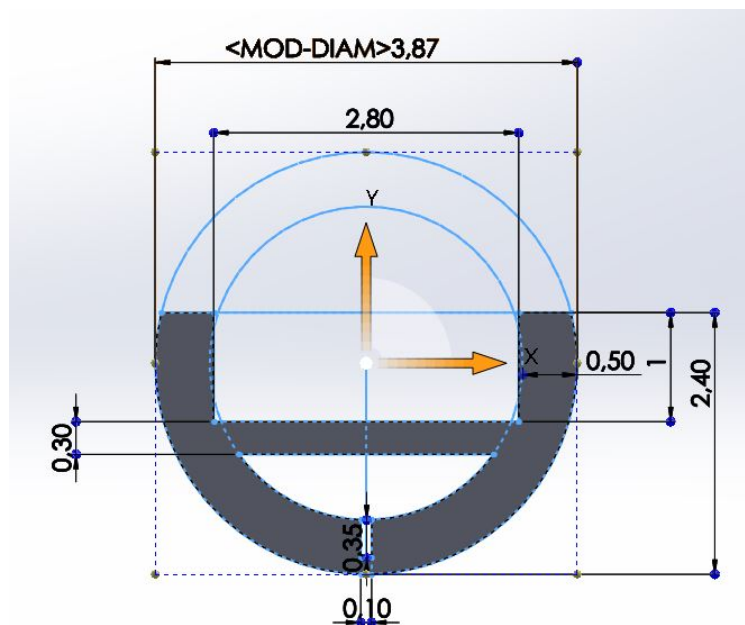


Figura 4.8: Geometria quaderna 19 de la part inferior del morro (m19).

Finalment s'han ensamblat totes les quadernes respectant les vistes mostrades en les figures 4.4 i 4.5. La unió de totes les quadernes i d'aquestes amb la part central del fuselatge s'ha realitzat per mitjà de la biga central i de la biga inferior, que s'han allargat i se n'ha adaptat la geometria. A continuació es mostra el resultat d'aquest ensamblatge.

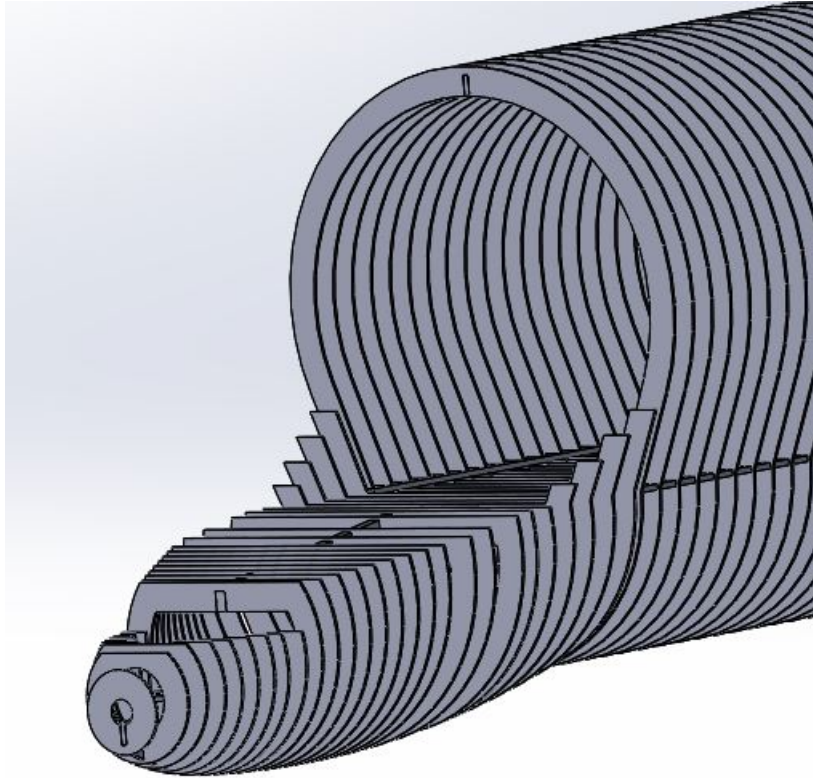


Figura 4.9: Ensamblatge de la bodega de càrrega i la part inferior del morro.

### **Estructura de la cabina**

Havent finalitzat el disseny d'aquesta primera part del morro, es procedeix a la modelització de l'estructura de la pròpia cabina i de la unió entre aquesta i la comporta de càrrega.

Cal tenir en compte que com que el model es realitzarà amb fusta (làmines tallades amb làser), és necessari que les peces siguin planes. Per aquesta raó l'estructura de la cabina s'ha subdividit en tres parts: unió amb les quadernes, sostre i bigues entre les finestres.

Aquestes tres parts de la cabina s'han modelat de manera que respectessin els contorns definits pels plànols, però el fet que no es disposi d'informació més detallada d'aquests elements, genera que aquests constitueixin únicament una aproximació de la realitat. Amb la unió d'aquests tres elements al morro, l'espai de la cabina de comandament queda totalment definida presentant una altura de 1,8 m (1 m corresponent a l'espai buit definit en les quadernes i 0,8 m de separació entre aquestes i el sostre). Aquesta magnitud s'ha comparat amb la del Beluga XL que si que es coneix (sent aquesta de 1,9 m) de manera que es considera coherent que sigui lleugerament menor. A continuació es mostra gràficament el disseny d'aquests elements.

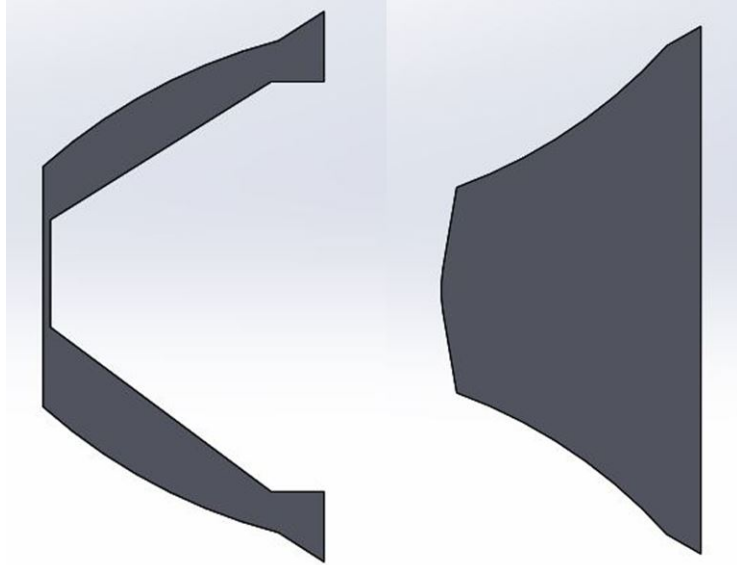


Figura 4.10: Geometria de la unió amb les quadernes i sostre de la cabina (respectivament).

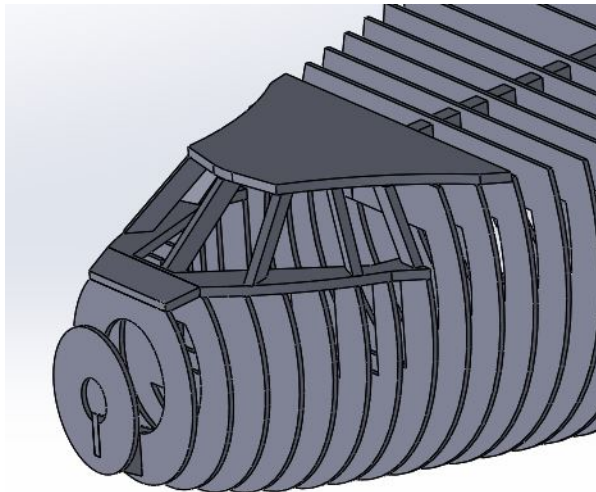


Figura 4.11: Ensamblatge de la cabina de comandament.

Havent ensamblat la cabina de l'aeronau, es procedirà al disseny dels elements que serveixen com a unió entre aquest component i la resta del fuselatge. Aquesta part de morro, a part d'unir diferents elements de l'aeronau, també permet que l'evolució de la secció entre la cabina i la comporta de càrrega sigui gradual i sense canvis bruscs. A nivell de geometria presenta una elevada complexitat, amb l'afegit que els plànols aporten molt poca informació sobre aquesta part. És per aquesta raó que el seu disseny s'ha basat en la figura 4.1, però simplificant-la notablement per qüestions de desconeixement de certes parts de la geometria, limitacions del material (peces obtingudes a partir de làmines de fusta) i la limitació de la reducció de l'escala. Tal i com s'ha fet anteriorment, el disseny s'ha realitzat de manera que es mantingui la continuïtat i es respectin totalment la planta i el perfil originals.

Aquesta estructura està formada principalment per quatre parts diferenciades:

- Dues bigues inclinades que estan en contacte amb la part inclinada de la comporta. Les dimensions d'aquests elements s'han obtingut a partir de l'amplada del fuselatge i l'altura de cada quaderna al llarg d'aquest tram.



- Una peça estructural també inclinada que uneix la cabina i quadernes amb les bigues anteriors. Tal i com s'ha comentat en el cas anterior, la geometria d'aquest element ha quedat definida per l'amplada i altura de les quadernes de la part inferior del fuselatge fins arribar a la cabina.
- Un element pla que és el que presenta contacte amb la part plana del marc de la comporta. Aquesta part s'ha dissenyat tenint en compte que ha d'encaixar amb l'estructura inferior del morro.
- La secció que uneix la cabina els dos components comentats anteriorment.

A continuació es mostra gràficament la unió d'aquest conjunt d'elements a la part inferior del morro que s'havia mostrat anteriorment.

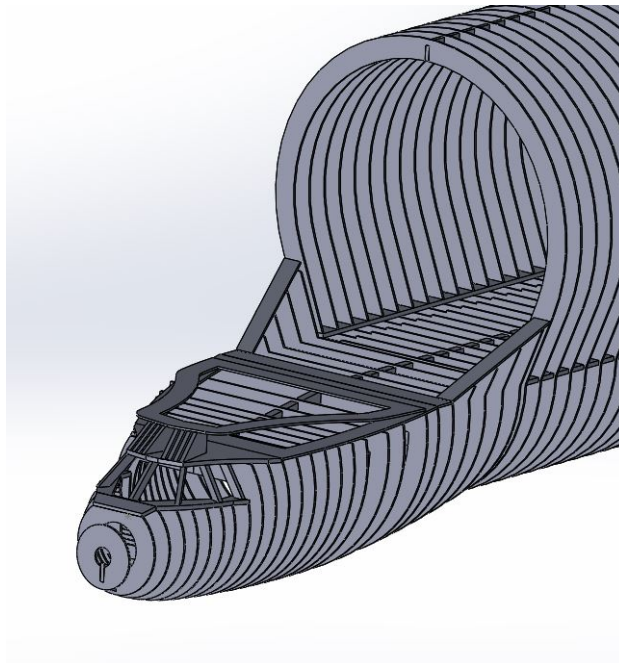


Figura 4.12: Ensamblatge del morro de l'aeronau.

### Comporta de càrrega

El darrer element que falta dissenyar perquè la part frontal de l'aeronau quedi totalment definida és la comporta de càrrega. Tenint present que el marc d'aquesta ha d'encaixar amb les peces contigües, aquest ja queda totalment definit. Coneixent les mides d'aquest marc i sumant a més les restriccions del contorn de l'estructura en les diferents vistes, la geometria de les quadernes també queda definida.

D'aquesta manera el primer que es modelitzarà és el marc de la comporta. Tal i com s'acaba de comentar, les dimensions i geometria d'aquesta part de l'estructura queden definides per les parts amb les que encaixen. Així, aquest marc estarà format per un element horitzontal que estarà en contacte amb la part inferior del morro, dos elements inclinats idèntics als que s'han definit en la part inferior del fuselatge, i finalment una estructura vertical contigua amb la bodega de càrrega. Aquest marc ha de permetre una obertura de la comporta fins als  $60^\circ$  per garantir que el procés de càrrega es pot realitzar correctament. A continuació es mostra el marc de la comporta acoblat al fuselatge en la posició d'obertura màxima.

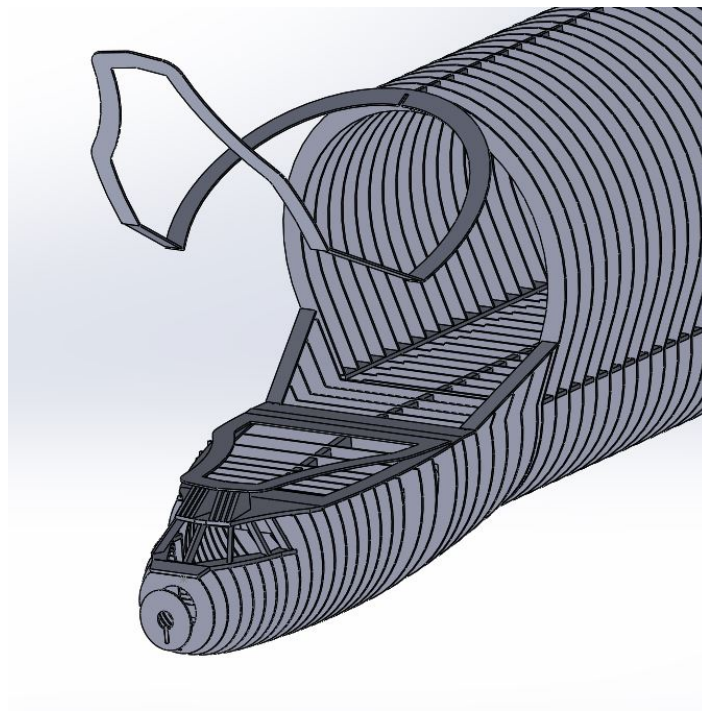


Figura 4.13: Marc de la comporta de càrrega amb obertura màxima.

Amb el marc d'aquesta estructura ja definit, el següent pas que es realitzarà és el disseny de les quadernes que constitueixen la comporta. Per fer-ho, el primer que cal determinar és la distribució de les quadernes al llarg de la comporta, que ja s'ha mostrat en les figures 4.4 i 4.5. Aquesta distribució era complicada de definir a partir de la figura 4.1 a causa de la perspectiva de la imatge, i per aquesta raó, s'han analitzat figures que mostren la part interna de la comporta des d'una vista més frontal.

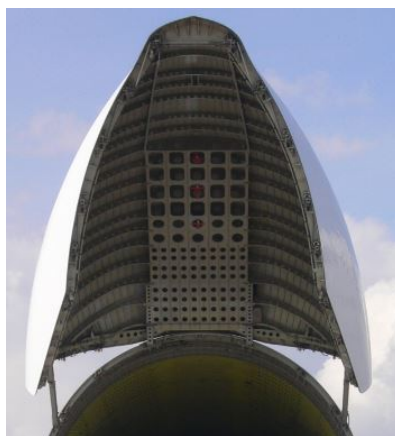


Figura 4.14: Vista interior de la comporta de càrrega.

Combinant la informació que es pot obtenir d'aquesta figura, juntament amb la de l'esquema estructural de l'aeronau, s'ha definit la distribució de les 17 quadernes de la comporta que es mostra en les figures 4.4 i 4.5. Aquesta figura també permet observar amb detall l'element estructural central que uneix les quadernes. A causa de la complexitat que provocaria modelar aquest element amb les condicions d'aquest projecte, es substituirà aquest element central (amb una geometria molt complicada de representar mitjançant làmines de fusta) per una biga central, que presentarà la mateixa funció. Aquesta biga s'ha dissenyat paral·lela al perfil de la comporta, i juntament amb el marc mantindrà fixes les quadernes i donarà rigidesa a l'estructura.

Finalment, amb el disseny del marc i la distribució de les quadernes al llarg de la comporta, es pot definir la geometria d'aquestes. Anàlogament a com s'ha realitzat en apartats anteriors, s'han obtingut les dimensions necessàries per definir la geometria d'aquests elements a partir de les diferents vistes de l'aeronau. Aquesta geometria s'ha modelitzat a partir d'una el·lipse amb dues rectes tangents que s'allarguen fins el marc (excepte les 4 primeres quadernes, ja que s'han obtingut la part inferior i superior lligades). A continuació es mostren tabulades les magnituds que s'han utilitzat per dissenyar les quadernes d'aquesta part.

Quaderna	Diàmetre horitzontal el·lipse	Altura porta	Altura punt tangència	Amplada base
c5	7,81 m	6,3 m	1,19 m	5,91 m
c6	7,54 m	6,1 m	1,1 m	5,91 m
c7	7,30 m	5,88 m	1,03 m	5,91 m
c8	6,91 m	5,53 m	0,93 m	5,82 m
c9	6,51 m	5,15 m	0,84 m	5,67 m
c10	6,06 m	4,73 m	0,75 m	5,42 m
c11	5,55 m	4,23 m	0,66 m	4,70 m
c12	5,11 m	3,78 m	0,58 m	4,17 m
c13	4,69 m	3,32 m	0,52 m	3,77 m
c14	3,96 m	2,54 m	0,42 m	3,27 m
c15	3,38 m	1,97 m	0,35 m	2,99 m
c16	2,83 m	1,48 m	0,29 m	2,79 m
c17	1,89 m	0,7 m	0,19 m	2,57 m

Taula 4.4: Geometria de les quadernes de la comporta de càrrega.

A continuació es mostra com gràficament com s'ha definit la geometria de la quaderna c5 (la resta s'han dissenyat de forma anàloga).

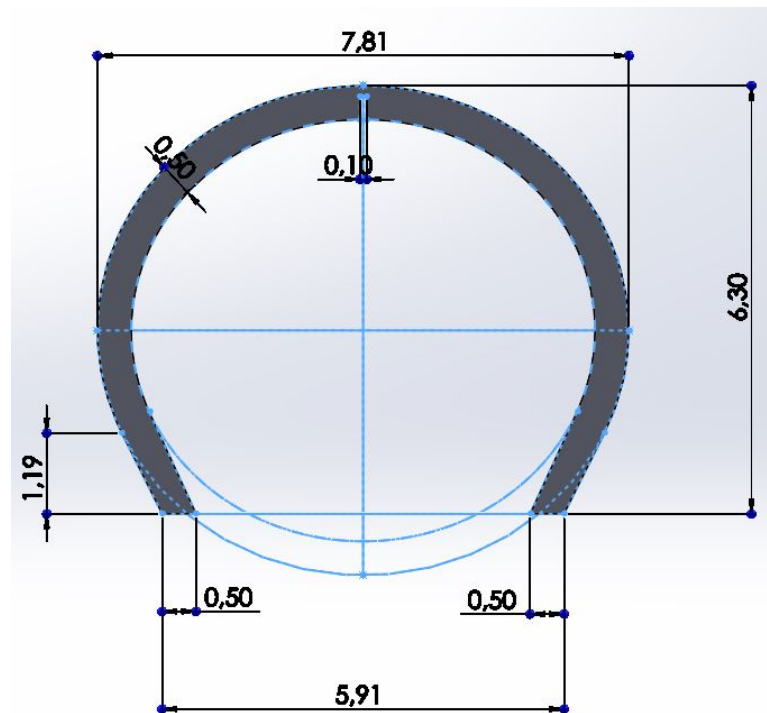


Figura 4.15: Geometria quaderna 5 de la comportade càrrega (c5).

Finalment s'han ensamblat els diferents elements que constitueixen el morro de l'aeronau amb la resta del fuselatge. A continuació es mostra l'ensamblatge de la cabina i la comporta de l'aeronau amb la resta del fuselatge, tant amb la comporta tancada com en el punt de màxima obertura.

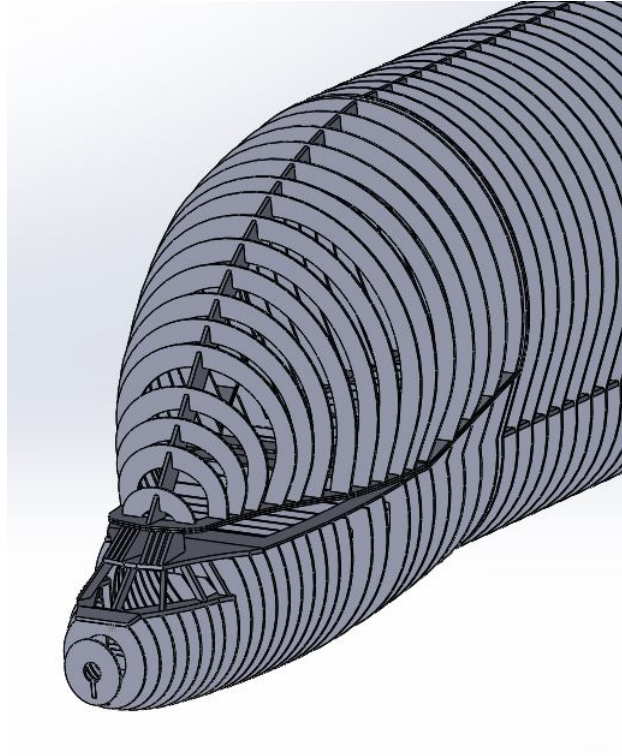


Figura 4.16: Ensamblatge de la cabina i la comporta de càrrega amb el fuselatge (comporta tancada).

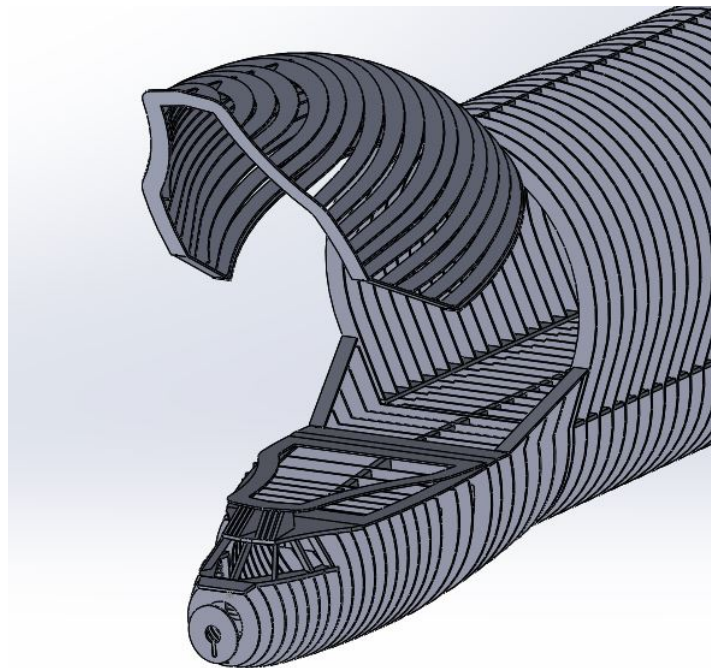


Figura 4.17: Ensamblatge de la cabina i la comporta de càrrega amb el fuselatge (comporta oberta).

### 4.2.3 Con de cua

La darrera part que resta per modelar perquè l'estructura del fuselatge quedi completament definida, és el con de cua, situat a la part posterior de l'aeronau. Aquesta estructura s'extén des de la bodega de càrrega de secció constant fins el final del fuselatge i suporta els estabilitzadors vericals i horitzontal, així com l' Auxiliary Power Unit de l'aeronau.

A l'hora d'analitzar aquesta secció del fuselatge s'ha diferenciat entre tres parts que presenten característiques diferents:

- La primera part (situada més endavant) encara forma part de la bodega de càrrega, però s'ha tractat en aquesta secció perquè ja no presenta una secció constant, sinó que la aquesta secció transversal es va reduint. Tot i això, l'estructura d'aquest tram segueix en una línia molt semblant a la de la part del fuselatge de secció constant.
- La part intermitja presenta una estructura amb quadernes més rígides i amb una geometria diferent que en el tram anterior. Aquestes diferències són provocades perquè aquest tram és el que ha de suportar les càrregues generades per l'estabilitzador de cua.
- El darrer tram del con de cua torna a presentar una estructura semblant a la primera i s'extén a la part posterior del con de cua fins el final del fuselatge.

El procediment que s'ha dut a terme per obtenir el model d'aquesta part de l'estructura és molt semblant al que s'ha realitzat en el cas de la part frontal de l'aeronau. Inicialment s'han reproduït tant la planta com el perfil d'aquesta part de l'aeronau, posteriorment s'ha obtingut la distribució de les quadernes, i utilitzant les vistes i la distribució de les quadernes s'ha pogut definir la geometria d'aquestes. Finalment s'ha ensamblat tot el conjunt.

A continuació es mostren les vistes que s'han obtingut a partir dels plànols i on també hi apareix la distribució de quadernes (que es comentarà amb més detall per cada tram més endavant). Pel que fa a la geometria d'aquesta secció del fuselatge és més senzilla que la del morro, de manera que les vistes obtingudes són més fidels a la realitat.

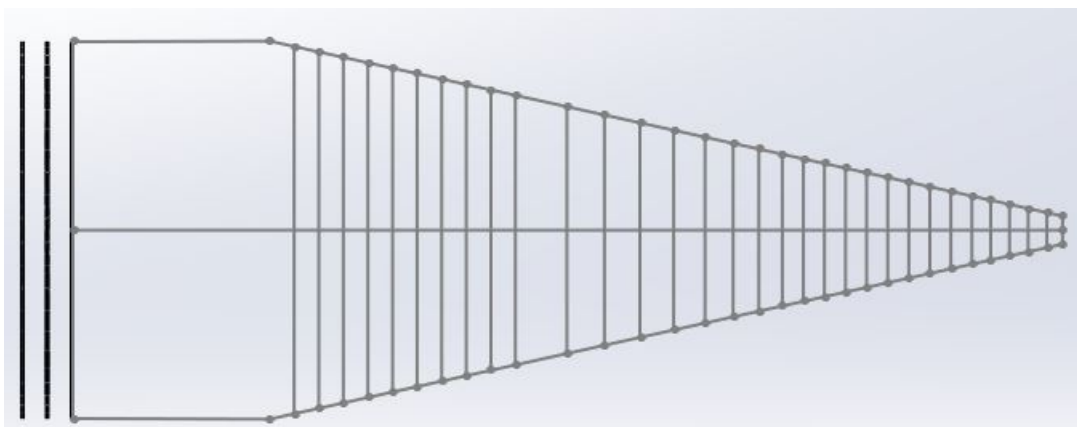


Figura 4.18: Planta del con de cua de l'aeronau i distribució de quadernes.

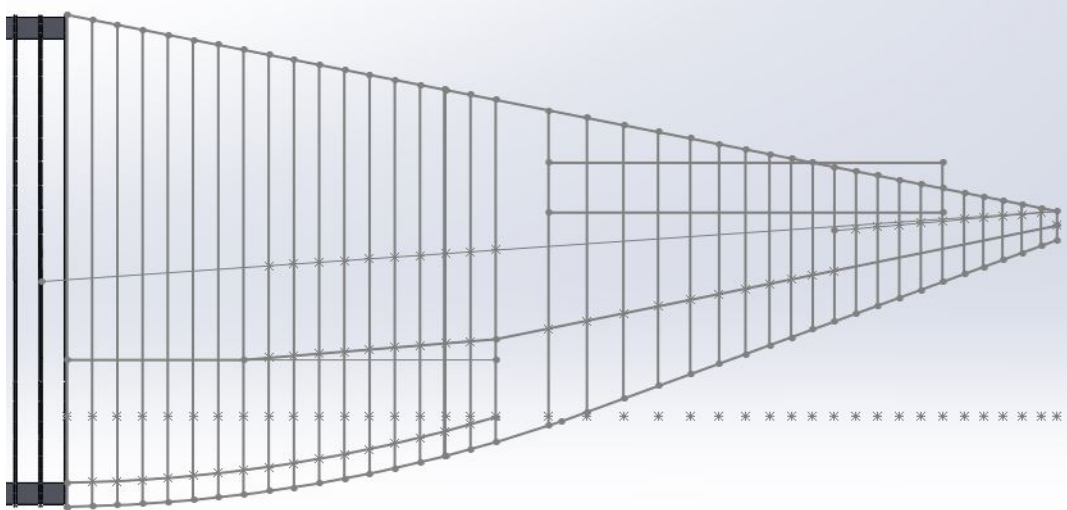


Figura 4.19: Vista de perfil del con de cua de l'aeronau i distribució de quadernes.

### 1r tram del con de cua

Tal i com es pot apreciar en la figura 4.1, i que també es veu reflectit en ambdues vistes mostrades anteriorment, la distribució de les quadernes segueix de la mateixa manera que en el tram de secció constant, de forma que les 17 quadernes d'aquesta part de l'aeronau també presentaran una separació de 0,525 m. Amb aquesta distribució definida i les dues vistes que s'han representat, ja es disposa de les magnituds necessàries per definir completament la geometria de les quadernes.

Cal comentar que dins d'aquest tram s'ha realitzat un tractament diferent de les 7 primeres quadernes, ja que com es pot observar en les vistes de l'aeronau, al llarg d'aquest tram només s'aprecien canvis en les quadernes en la vista de perfil, mentre que la vista en planta no presenta canvis. Això es manifesta en una reducció del radi de la circumferència de la part inferior i també de la corba de la part superior. Aquest fet imposa que aquesta corba de la part superior vingui representada per una el·lipse, ja que el diàmetre horitzontal no varia però sí que es presenta una reducció en la direcció vertical. L'única opció que permetria que la corba de la part superior fos una circumferència seria que la distància que separa les dues circumferències es reduís, però aquest cas s'ha descartat perquè no respectaria la vista frontal de l'aeronau.

A partir de la planta i el perfil mostrats es poden obtenir el radi de la circumferència, l'eix major (horitzontal) de l'el·lipse i l'alçada total de cada quaderna. A l'esquema de l'estructura de l'aeronau s'aprecia que l'altura del centre de la circumferència inferior coincideix amb el punt on les rectes tangents a l'el·lipse són coincidents amb la circumferència. A la vista de perfil es pot apreciar com aquesta altura es manté constant per aquestes 7 quadernes. Això implica que la distància entre el centre de la circumferència i el centre de l'el·lipse també es manté constant. Amb aquestes magnituds, la geometria d'aquestes quadernes queda totalment definida.

Quaderna	Eix major el·lipse interior	Diàmetre interior circumferència	Altura total
t1	7,04 m	5,08 m	10,11 m
t2	7,04 m	5,04 m	9,98 m
t3	7,04 m	4,98 m	9,85 m
t4	7,04 m	4,92 m	9,71 m
t5	7,04 m	4,82 m	9,56 m
t6	7,04 m	4,72 m	9,41 m
t7	7,04 m	4,58 m	9,24 m

Taula 4.5: Geometria de les quadernes del primer tram de la cua (t1-t-7).

A continuació es presenta gràficament la primera quaderna d'aquest tram, per mostrar la seva geometria i com aquesta s'ha definit.

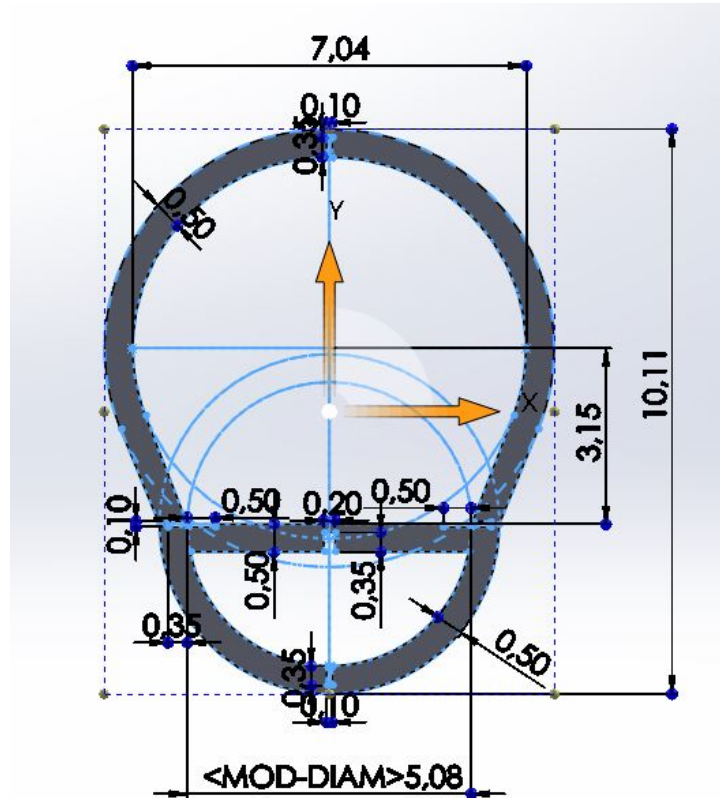


Figura 4.20: Geometria i dimensions de la primera quaderna del con de cua (t1).

Pel que fa a la resta de quadernes d'aquest tram, s'han definit de manera anàloga, amb l'única diferència que es desconeix la distància entre els centres de la circumferència i l'el·lipse. Com que aquesta magnitud és molt difícil de conèixer de manera directa, s'ha suposat un comportament lineal de l'evolució de l'altura del punt de tangència entre la recta d'unió i l'el·lipse, que indirectament defineix la magnitud comentada, i permet determinar la geometria de les quadernes d'aquest tram.

Quaderna	t8	t9	t10	t11	t12	t13	t14	t15	t16	t17
Eix horitzontal el·lipse interior	6,83 m	6,61 m	6,37 m	6,14 m	5,91 m	5,68 m	5,45 m	5,21 m	4,98 m	4,75 m
Diàmetre interior circumferència	4,54 m	4,46 m	4,38 m	4,26 m	4,14 m	4 m	3,84 m	3,66 m	3,46 m	3,2 m
Altura total	9,074 m	8,89 m	8,69 m	8,50 m	8,29 m	8,07 m	7,84 m	7,61 m	7,37 m	7,11 m
Altura punt de tangència	1,91 m	1,91 m	1,9 m	1,89 m	1,89 m	1,88 m	1,87 m	1,87 m	1,86 m	1,85m

Taula 4.6: Geometria de les quadernes del primer tram del con de cua (t8-t17).

Mitjançant aquestes valors s'han modelat totes les quadernes, tal i com s'exemplifica en la figura següent, on es mostra la geometria de la quaderna t14.

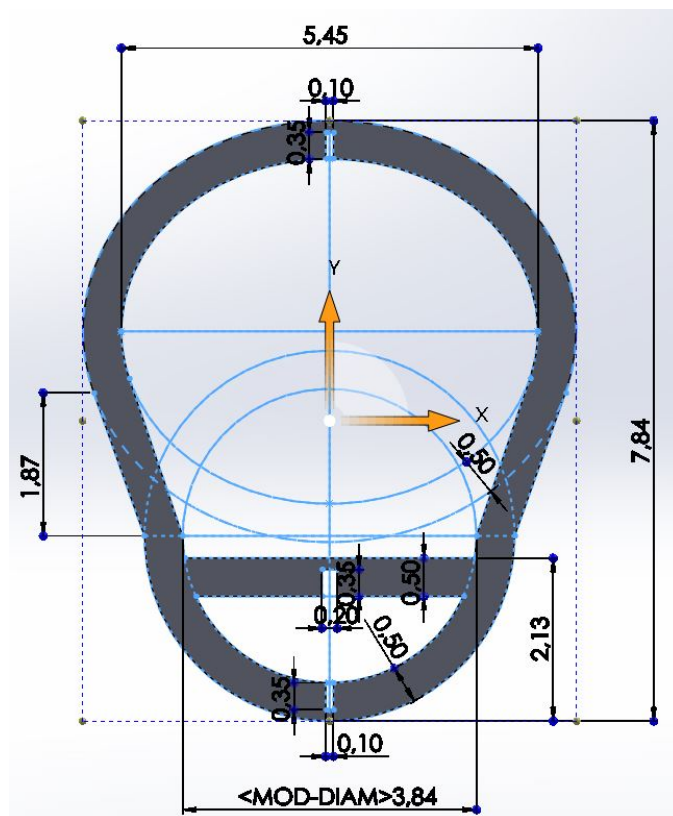


Figura 4.21: Geometria i dimensions de la quaderna t14.

Posteriorment s'han ensamblat totes les quadernes d'aquesta primera part del con de cua amb la resta de l'aeronau. La unió entre les quadernes s'ha realitzat mitjançant els travessers superior, central i inferior i parcialment mitjançant els travessers situats als costats del fuselatge. El fet que aquests travessers (que són els que apareixen a l'esquema estructural de l'aeronau) s'hagin hagut de suprimir a partir de la quaderna t7, és causat pel fet que aquestes haurien de presentar una inclinació en dos plans diferents, i això no és possible amb els materials i mètodes amb què s'obtidran els elements de l'estructura de l'aeronau. A continuació es mostra l'ensamblatge realitzat.

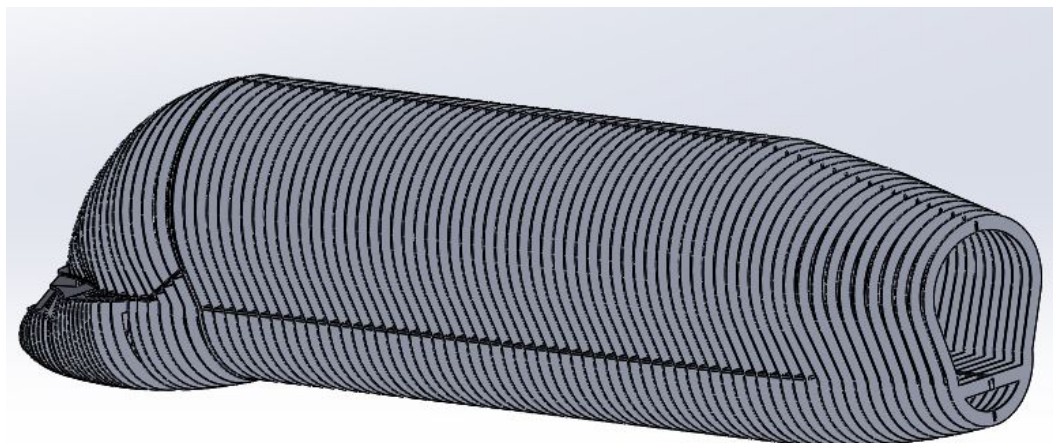


Figura 4.22: Ensamblatge del primer tram del con de cua amb la resta del fuselatge.



## 2n tram del con de cua

Pel que fa al segon tram del con de cua, la primera diferència que s'aprecia respecte el tram anterior és la distribució de les quadernes al llarg del fuselatge. En comptes de mantenir una separació constant com en la part analitzada anteriorment, es presenta una separació molt més gran entre les primeres quadernes, que es va reduint progressivament. Aquesta distribució es pot observar clarament de forma gràfica en la figura 4.19. A banda d'aquest canvi en la distribució espacial de les quadernes, aquestes també presenten una variació important pel que fa a la seva secció. Les quadernes presenten una major consistència i rigidesa (pel fet que han de suportar càrregues provocades per l'estabilitzador de cua) i a més la geometria del contorn també canvia. La corba de la part superior es pot tornar a representar com una circumferència i els segments d'unió entre la circumferència superior i inferior són tangents a les dues corbes (a diferència del que es produïa en el tram anterior). Tenint en compte aquestes consideracions, la geometria principal de les quadernes d'aquest tram quedarà definida per les magnituds següents.

Quaderna	Diàmetre interior circumferència sup.	Diàmetre interior circumferència inf.	Altura total
t18	4,27 m	3,04 m	6,55 m
t19	3,91 m	2,80 m	6,11 m
t20	3,58 m	2,54 m	5,68 m
t21	3,26 m	2,32 m	5,28 m
t22	2,97 m	2,10 m	4,90 m
t23	2,7 m	1,90 m	4,56 m
t24	2,46 m	1,72 m	4,25 m
t25	2,24 m	1,56 m	3,97 m
t26	2,04 m	1,40 m	3,72 m
t27	1,84 m	1,26 m	3,46 m

Taula 4.7: Geometria de les quadernes del segon tram del con de cua.

Mitjançant aquests valors s'ha obtingut la geometria de les diferents quadernes. A continuació es mostra com a exemple la geometria de la quaderna t19 i com aquesta s'ha definit.

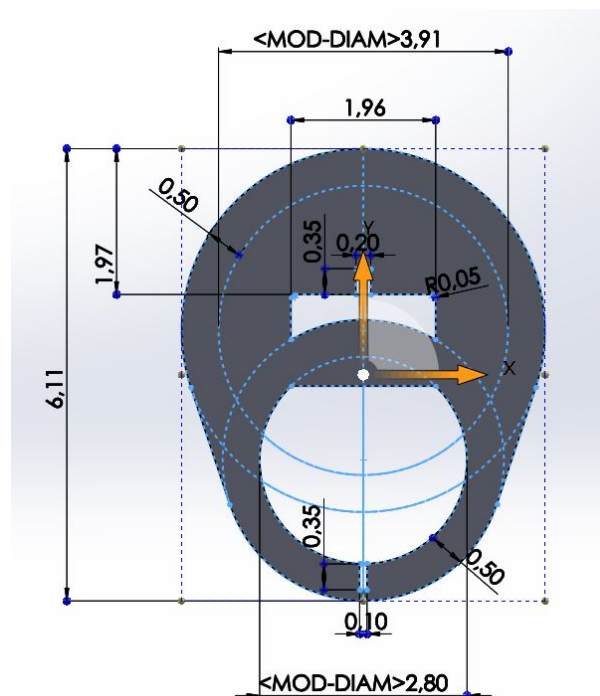


Figura 4.23: Geometria i dimensions de la quaderna t19.

Havent procedit a la modelització de totes les quadernes d'aquest tram del con de cua, s'ha realitzat la unió entre aquests elements i la resta del fuselatge. Aquesta unió s'ha realitzat per mitjà de la biga inferior i parcialment la biga superior. La biga superior s'ha eliminat en el tram ocupat per l'estabilitzador vertical, i al llarg d'aquest tram s'ha incorporat una biga horitzontal (tal com s'indica en l'esquema de l'estructura de l'avió) que donarà rigidesa a l'estructura i permetrà que aquesta resisteixi les càrregues generades per l'estabilitzador de cua. L'ensamblatge entre les diferents parts es mostra a la figura següent.

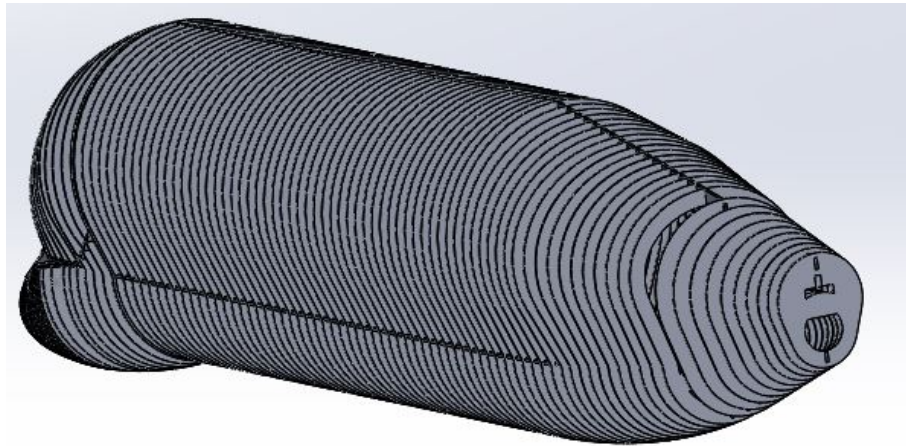


Figura 4.24: Ensamblatge dels dos primers trams del con de cua amb la resta del fuselatge.

### 3r tram del con de cua

Aquest tram és el que constitueix la part més posterior del fuselatge. La distribució de quadernes en aquesta part segueix en la dinàmica de l'anterior, de manera que la distància entre elements contigus es segueix reduint progressivament. A diferència del tram anterior, les quadernes tornen a ser més esbeltes (com en el primer tram) i es torna a produir un canvi en la geometria de la secció transversal. Aquesta secció queda definida per dues circumferències, però en aquest cas sense segments tangents entre elles, de manera que la distància entre els seus centres va disminuint fins a l'últim element (que consisteix en una única circumferència).

És important tenir present que en aquest tram existeix la presència d'un punt crític, ja que al llarg de tot l'anàlisi del fuselatge s'ha obtingut el diàmetre de la circumferència superior a partir de la vista en planta, i aquest punt crític consisteix en el lloc geomètric on el radi de la circumferència inferior supera el de la superior. D'aquesta manera, a partir d'aquest punt, el diàmetre que s'obté a partir de la planta serà el de la circumferència inferior.

Tenint en compte les consideracions que s'acaben de comentar, es pot obtenir la geometria de les diferents quadernes a partir dels diàmetres de les dues circumferències i l'alçada total. A la taula següent es mostren aquests valors.

Quaderna	Diàmetre exterior circumferència sup.	Diàmetre exterior circumferència inf.	Altura total
t28	2,64 m	2,38 m	3,21 m
t29	2,45 m	2,35 m	2,96 m
t30	2,12 m	2,25 m	2,70 m
t31	1,88 m	2,05 m	2,45 m
t32	1,62 m	1,85 m	2,20 m
t33	1,36 m	1,65 m	1,94 m
t34	1,10 m	1,45 m	1,69 m
t35	0,88 m	1,28 m	1,46 m
t36	0,64 m	1,10 m	1,24 m
t37	0,42 m	0,92 m	1,01 m
t38	0,10 m	0,75 m	0,79 m
t39	-	0,60 m	0,60 m

Taula 4.8: Geometria de les quadernes del segon tram del con de cua.

El modelat de totes les quadernes d'aquest tram s'ha dut a terme mitjançant els valors presentats en la taula anterior. Per mostrar com s'ha definit la geometria d'aquests elements, es mostra gràficament la quaderna t28 a sota.

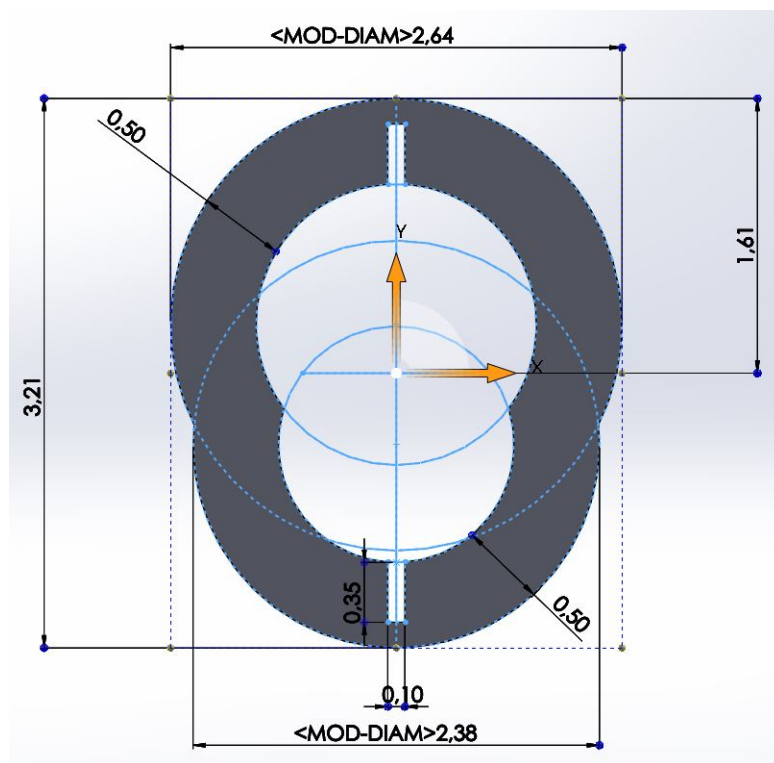


Figura 4.25: Geometria i dimensions de la quaderna t28.

Finalment, aquest darrer tram del con de cua s'ha ensamblat amb la resta d'elements del fuselatge. Aquesta unió s'ha realitzat mitjançant les bigues superior i inferior del fuselatge, que s'allarguen fins l'última quaderna. A continuació es mostra l'ensamblatge resultat de la unió de tots els components del fuselatge.

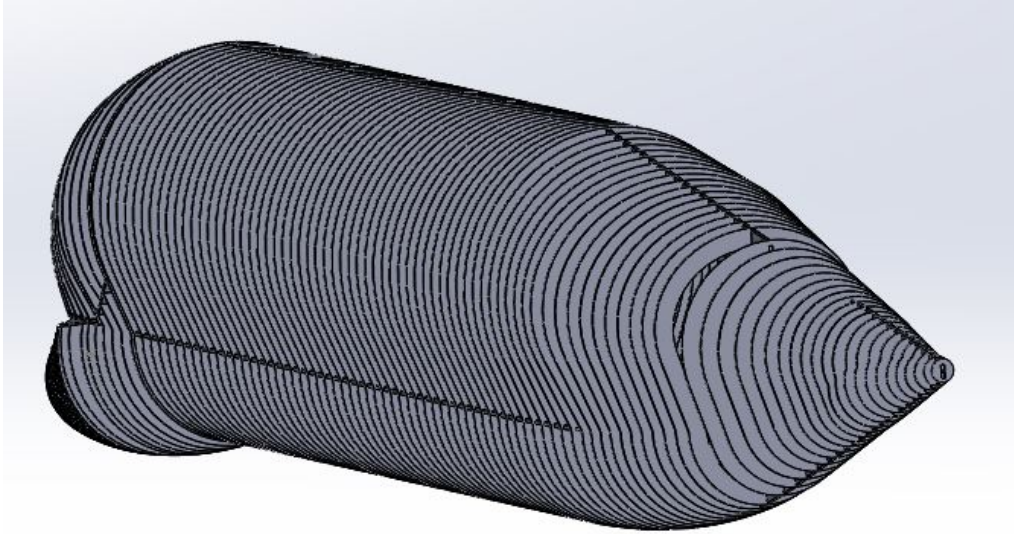


Figura 4.26: Ensamblatge del con de cua complet amb la resta del fuselatge.

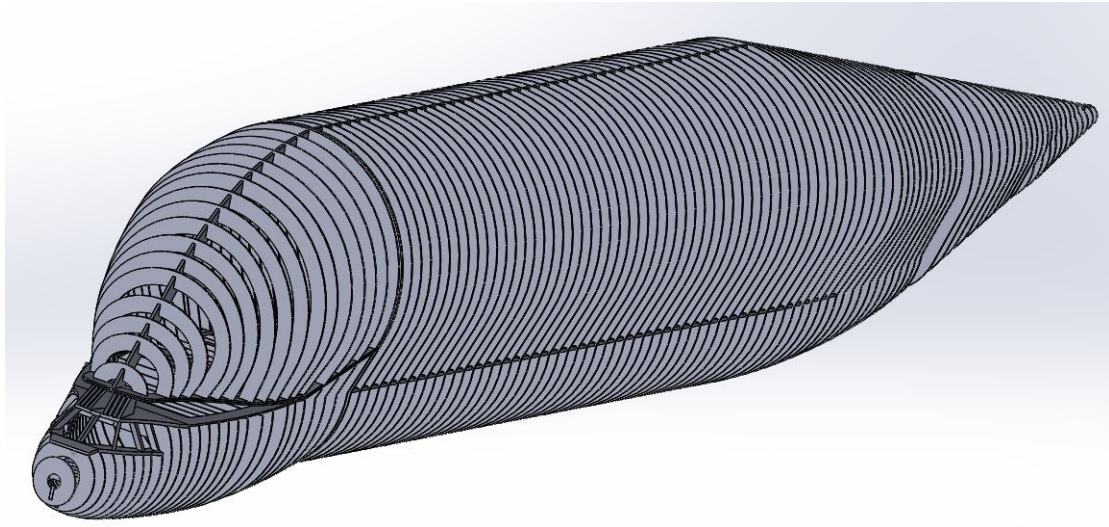


Figura 4.27: Ensamblatge de tota l'estructura del fuselatge.

En les dues figures anteriors es mostra l'estructura del fuselatge de l'aeronau sencera. Tot i això, comentar que en apartats posteriors s'introduiran certes modificacions en alguns dels elements del fuselatge com algunes quadernes del con de cua on s'insertarà l'estabilitzador vertical o alguna part de les bigues per possibilitar la unió de l'ala al fuselatge.

### 4.3 Disseny de l'ala

El següent element que s'analitzarà i se'n procedirà al modelat de l'estructura, és l'ala. Com ja s'ha comentat anteriorment, aquest element presenta una elevada importància, ja que és el que permet generar sustentació, de manera que es permeti elevar la totalitat de l'aeronau (juntament amb la payload). Aquest fet provoca que les càrregues que ha de suportar tant l'estructura de l'ala com la unió d'aquesta amb el fuselatge siguin elevades. Per aquesta raó, l'estructura d'aquest element pren especial interès.

Aquesta estructura s'ha simplificat notablement, ja que en l'abast del treball no s'inclou l'estudi de les superfícies de control. D'aquesta manera, es representarà la part central de l'ala per mitjà dels travessers i costelles (ometent travesserets), i les parts davantera i posterior es modelitzaran per mitjà d'un caire d'atac i de sortida rígids, ometent l'estructura dels flaps i slats, tot i que s'intentarà respectar l'estructura original en la mesura del possible (aquesta simplificació es comentarà amb més profunditat quan s'analitzi la part corresponent de l'ala). També és important comentar que a l'hora de modelitzar l'ala, se n'ha negligit la torsió, ja que a efectes del model és un factor negligible que únicament complicaria el procés de disseny.

Pel que fa a la metodologia d'obtenció del model, s'ha treballat de manera molt semblant al cas del fuselatge. Inicialment s'ha obtingut la geometria de l'estructura definida pels plànols (en aquest cas planta i alçat), posteriorment s'ha subdividit l'estructura en parts més simples, per finalment obtenir les peces de la totalitat de l'estructura i ensamblar-les conjuntament. La subdivisió de l'ala s'ha realitzat en 4 parts diferents: estructura central, caire d'atac, caire de sortida i unió de l'ala amb el fuselatge.

Tal i com s'acaba de comentar, el primer pas realitzat en el procés de modelització de l'ala és l'obtenció de la geometria del contorn d'aquesta estructura, a partir dels plànols de l'aeronau i les dades mostrades a la taula 2.3.

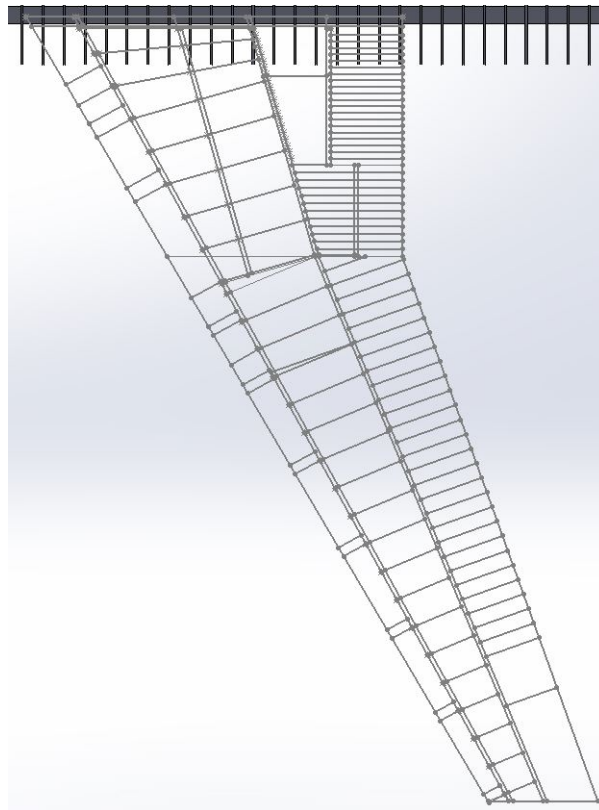


Figura 4.28: Planta alar.

A la figura anterior podem observar la vista en planta de l'estructura de l'ala. Aquest croquis està realitzat en un pla que presenta un angle de  $6^\circ$  respecte l'horitzontal (diedre de l'ala) de manera que les mesures dels diferents elements coincideixen amb la realitat. A part de la geometria i dimensions del contorn, també s'ha graficat la posició dels diferents elements que constitueixen aquesta estructura, que s'han pogut dimensionar i ubicar a partir de la figura 4.1. D'aquesta manera, ja es pot procedir a la realització del modelat de l'ala.

A continuació es desenvolupa cada una d'aquestes parts per separat, i es mostra com finalment s'ha realitzat l'ensamblatge amb la resta de l'estructura.

### 4.3.1 Estructura central de l'ala

Aquesta part constitueix l'estructura principal de l'ala. Està formada pels travessers, bigues transversals que s'extenen des de l'arrel fins la punta de l'ala; i les costelles, que s'ubiquen entre els travessers, i a part de presentar una funció estructural, donen la forma del perfil aerodinàmic corresponent a cada secció de l'ala. El disseny d'aquests elements s'ha realitzat de manera que la seva distribució correspongui amb la Figura 4.28.

Inicialment s'han obtingut els perfils ubicats a l'arrel i la punta de l'ala, (així com la costella on es produeix el canvi de fletxa de la part posterior de l'ala) ja que se'n coneix la corda. Posteriorment s'han dissenyat els travessers de manera que l'amplada d'aquests es correspongui amb la de les costelles de manera adient.

Pel que fa al disseny de les costelles, aquestes presenten la geometria del perfil aerodinàmic NACA 64-215, com ja s'havia comentat amb anterioritat. Aquesta geometria s'ha definit mitjançant les coordenades que defineixen el perfil de corda 1, i posteriorment s'ha escalat per obtenir les costelles de dimensions desitjades. A sota es mostra la parametrització que ha permès obtenir aquesta geometria com una corba paramètrica amb el programa SOLIDWORKS, així com la geometria d'aquest perfil aerodinàmic, pertanyent a la sèrie 6 de perfils NACA.

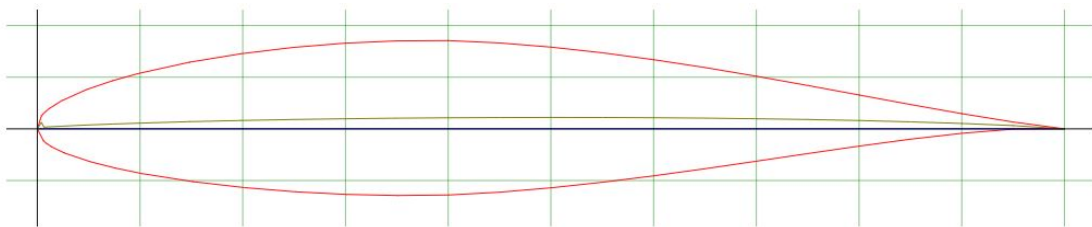


Figura 4.29: Perfil NACA 64-215.

X	Y	X	Y
1	0	0.006010	-0.011540
0.950160	0.006620	0.008630	-0.013820
0.900330	0.014660	0.013780	-0.017310
0.850460	0.023490	0.026470	-0.023380
0.800550	0.032670	0.051640	-0.031840
0.750580	0.041910	0.076690	-0.038130
0.700550	0.050850	0.101690	-0.043220
0.650480	0.059250	0.151600	-0.051100
0.600360	0.066910	0.201430	-0.056820
0.550200	0.073610	0.251220	-0.060890
0.500000	0.079130	0.300990	-0.063460
0.449770	0.083190	0.350740	-0.064520
0.399520	0.085440	0.400480	-0.064020
0.349260	0.085120	0.450230	-0.061290
0.299010	0.082900	0.500000	-0.057070
0.248780	0.078790	0.549800	-0.051710
0.198570	0.072740	0.599640	-0.045490
0.148400	0.064560	0.649520	-0.038650
0.098310	0.053560	0.699450	-0.031410
0.073310	0.046610	0.749420	-0.024010
0.048360	0.038160	0.799450	-0.016750
0.023530	0.027100	0.849540	-0.010030
0.011220	0.019450	0.899670	-0.004320
0.006370	0.015220	0.949840	-0.000300
0.003990	0.012540	1	0
0.000000	0.000000		

Taula 4.9: Coordenades que defineixen la geometria del perfil aerodinàmic NACA 64-215.

Tal i com s'ha comentat, doncs, es poden obtenir les diferents costelles a partir de l'escalat d'aquesta parametrització (que defineix un perfil de corda 1m en aquest cas).

En relació a l'espessor dels diferents elements de l'estructura, s'ha procedit de manera anàloga al disseny del fuselatge. Pel què fa als travessers, que estan sotmesos a una major càrrega estructural, s'ha definit un espessor de 0,1 m (2 mm a escala 1:50), i les quadernes i la resta d'elements sotmesos a una càrrega menor s'han definit amb un espessor de 0,05 m (1mm a escala 1:50).

Tenint en compte les diferents consideracions que s'acaben de comentar, s'ha procedit al disseny d'aquesta estructura central de l'ala, que es mostra a la figura següent.

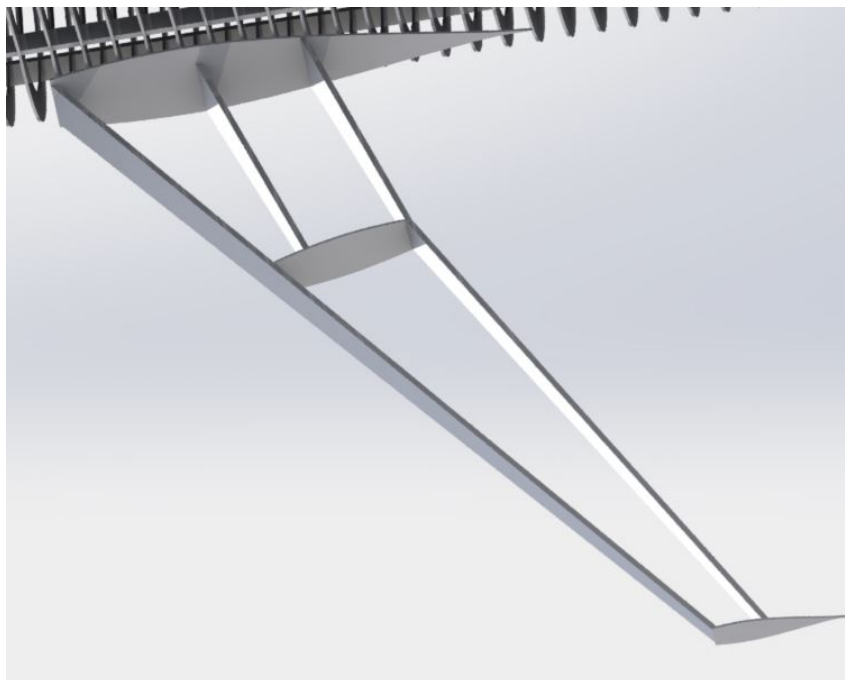


Figura 4.30: Estructura central de l'ala.

Havent definit aquesta part de l'estructura, el següent pas que s'ha de realitzar és el disseny de la resta de costelles de l'ala. Cal tenir present que les costelles estan posicionades de manera perpendicular al travesser de la part posterior, de manera que l'orientació de les costelles 1-8 variarà respecte les costelles 9-27, que es troben després del canvi de fletxa. Una altra diferència notable entre aquests dos trams, consisteix en l'existència d'un travesser intermig en el primer tram de l'ala, de manera que les costelles 1-7 presentaran un orifici que permeti l'encaix amb aquest. A partir de la planta alar (mostrada en la Figura 4.28) s'han pogut definir les dimensions de totes les costelles. A continuació es mostra la costella 9, que servirà com a exemple de com s'han definit les diferents magnituds utilitzades per dissenyar la geometria de les costelles, i posteriorment es mostren tabulades aquestes dimensions per la totalitat de costelles que constitueixen l'ala.

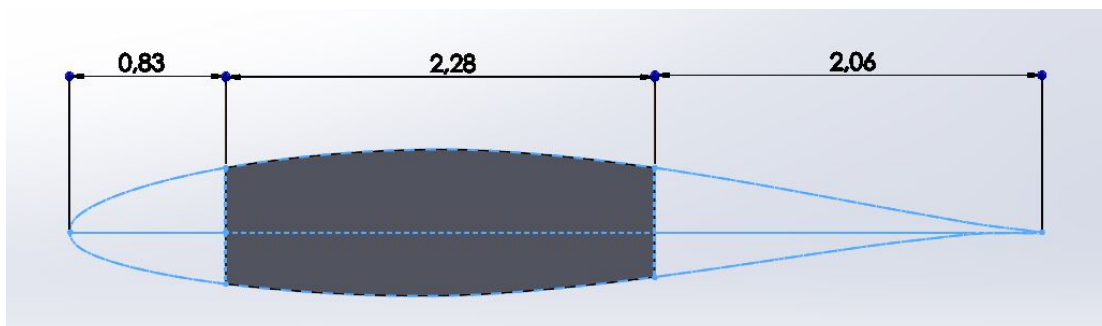


Figura 4.31: Geometria de la costella cw9 de l'ala.



<b>Costella</b>	<b>Distància caire atac</b>	<b>Amplada</b>	<b>Distància caire sortida</b>
cw1	1,1 m	3,87 m	3,74 m
cw2	1,03 m	3,61 m	3,60 m
cw3	0,98 m	3,38 m	3,44 m
cw4	0,95 m	3,16 m	3,20 m
cw5	0,93 m	2,97 m	2,94 m
cw6	0,9 m	2,76 m	2,70 m
cw7	0,88 m	2,54 m	2,45 m
cw8	0,85 m	2,35 m	2,20 m
cw9	0,83 m	2,28 m	2,06 m
cw10	0,81 m	2,19 m	2,02 m
cw11	0,78 m	2,11 m	1,97 m
cw12	0,76 m	2,02 m	1,93 m
cw13	0,74 m	1,93 m	1,89 m
cw14	0,72 m	1,85 m	1,85 m
cw15	0,7 m	1,76 m	1,81 m
cw16	0,68 m	1,67 m	1,77 m
cw17	0,66 m	1,59 m	1,73 m
cw18	0,64 m	1,5 m	1,69 m
cw19	0,62 m	1,41 m	1,646 m
cw20	0,6 m	1,33 m	1,60 m
cw21	0,58 m	1,24 m	1,56 m
cw22	0,56 m	1,15 m	1,52 m
cw23	0,54 m	1,07 m	1,48 m
cw24	0,52 m	0,98 m	1,44 m
cw25	0,5 m	0,89 m	1,40 m
cw26	0,47 m	0,81 m	1,36 m
cw27	0,45 m	0,72 m	1,32 m

Taula 4.10: Dimensions de les costelles de l'ala.

Mitjançant aquestes dimensions, més les que defineixen l'orifici de les 7 primeres costelles (que es detallaran en els plànols) s'han dissenyat les costelles que constitueixen l'estructura de l'ala. A la imatge següent es pot observar com s'han unit aquestes costelles a l'estructura que prèviament ja s'havia mostrat.



Figura 4.32: Estructura de la part central de l'ala.

### 4.3.2 Caire d'atac

Després d'haver dissenyat la part central de l'estructura de l'ala, es procedirà al modelat de la part davantera d'aquesta. Tal i com ja s'ha comentat a l'inici de la secció, aquesta part de l'ala acull els dispositius hipersustentadors de caire d'atac (slats) que permeten energitzar la capa límit, i així, retardar el desprendiment d'aquesta. L'estructura d'aquests dispositius és complexa, ja que són elements mòbils que es despleguen només quan les característiques del vol ho requereixen. Per aquesta raó, aquesta estructura es simplificarà perquè la realització del model sigui viable. D'aquesta manera, es mantindran els elements no mòbils (que permeten mantenir la forma del perfil aerodinàmic corresponent en condicions tant de slat desplegat com retret) i es negligiran els elements que constitueixen l'estructura mòbil del slat.

Tot i aquesta simplificació que s'ha realitzat, es manté la distribució dels perfils que constitueixen el caire d'atac en l'estructura real. Tal i com es pot observar en la figura 4.1, i que s'ha representat de manera equivalent en la figura 4.28, aquesta part de l'aeronau queda definida per 21 seccions, que en general s'agrupen per parelles. Aquestes seccions, que mantenen la forma del perfil aerodinàmic mencionat en l'apartat anterior, són perpendiculars al travesser davant de l'estructura central. Pel que fa a les dimensions d'aquests perfils, com que la part central de l'ala ja s'ha definit completament, també queden definides. Aquest fet es deu a què la distància entre el caire d'atac i el travesser davant és coneguda, i a més, com que s'ha assegurat la continuïtat en la geometria de l'ala, es coneix l'amplada d'aquests perfils en el punt d'unió amb la resta de l'estructura.

D'aquesta manera, coneixent aquestes dues magnituds per les 21 seccions diferents que conformen el caire de l'ala, es podrà modelar aquesta part. A sota es mostren tabulats els valors utilitzats per obtenir tots els perfils, així com el primer d'aquests, que serveix com a exemple de com s'han establert les magnituds que el defineixen.

Caire atac	Distància fins el travesser	Alçada a l'inici de la peça
caw1	0,99 m	0,50 m
caw2	0,97 m	0,47 m
caw3	0,96 m	0,46 m
caw4	0,95 m	0,45 m
caw5	0,91 m	0,43 m
caw6	0,90 m	0,42 m
caw7	0,83 m	0,35 m
caw8	0,81 m	0,34 m
caw9	0,80 m	0,34 m
caw10	0,76 m	0,32 m
caw11	0,76 m	0,31 m
caw12	0,70 m	0,29 m
caw13	0,70 m	0,28 m
caw14	0,64 m	0,25 m
caw15	0,63 m	0,25 m
caw16	0,58 m	0,22 m
caw17	0,57 m	0,21 m
caw18	0,52 m	0,18 m
caw19	0,51	0,18 m
caw20	0,46 m	0,15 m
caw21	0,45 m	0,15 m

Taula 4.11: Dimensions dels perfils que conformen el caire d'atac de l'ala.

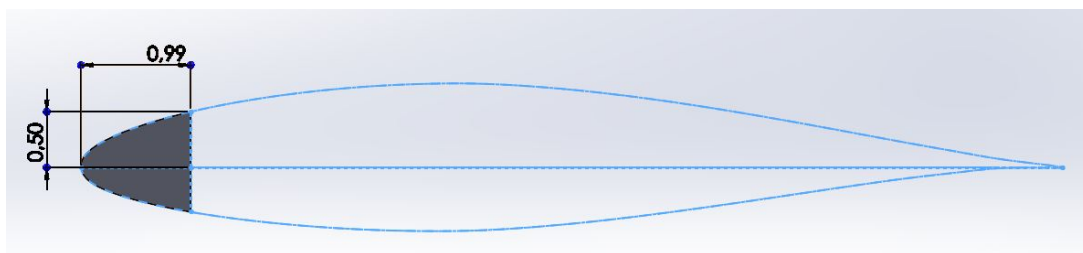


Figura 4.33: Dimensions del perfil caw1 del caire d'atac de l'ala.

A partir dels valors de la Taula 4.11 s'han obtingut totes les parts que conformen el caire d'atac, i posteriorment s'han unit a la part central del fuselatge. A continuació es mostra l'ensamblatge resultant.

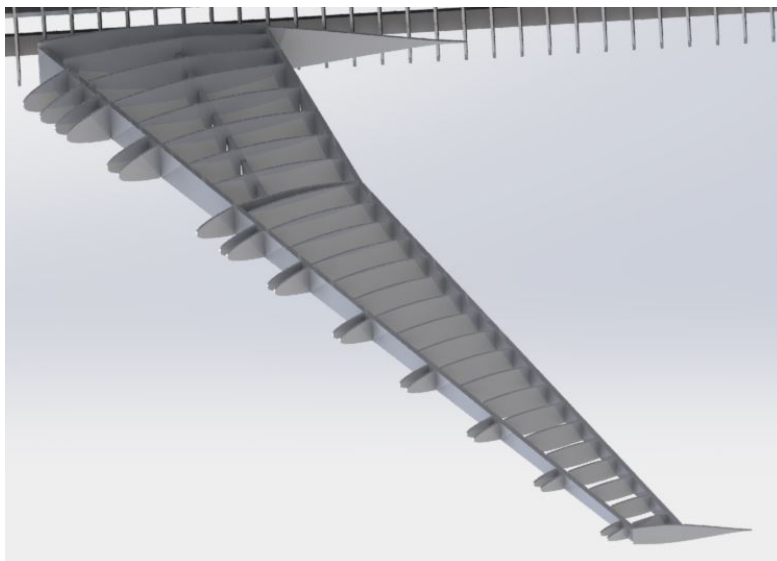


Figura 4.34: Ensamblatge del caire d'atac amb la resta de l'ala.

### 4.3.3 Caire de sortida

En aquest apartat es realitzarà la modelització de la part posterior de l'ala. Aquesta també presenta una elevada complexitat ja que s'hi ubiquen tant els dispositius hipersustentadors de caire de sortida (flaps) com les superfícies de control (alerons). Ambdós elements són mòbils, i per tant, presenten mecanismes i una estructura complexa que permet aquesta deflexió. De manera semblant a l'apartat anterior, s'han simplificat aquests elements per tal de poder viabilitzar la realització del model.

A l'hora d'analitzar l'estructura d'aquesta secció de l'ala, es distingirà entre 3 parts que presenten característiques completament diferents.

#### Estructura davantera de l'aleró i ubicació del tren d'aterratge

Aquesta part presenta una gran similitud amb l'estructura central de l'ala, ja que està formada per dos travessers, i un seguit de costelles que en permeten la unió. Pel que fa a la part més interior de l'estructura, es manté un espai buit, corresponent a la ubicació del tren d'aterratge mentre l'aeronau es manté en vol.

L'estructura que constitueix la unió entre l'estructura central i l'aleró està formada per 12 costelles. Com que es coneix l'amplada de les costelles, la distància entre la costella i el caire de sortida i l'amplada a l'inici de la peça (per garantir la continuïtat de la geometria), l'estructura queda completament definida. Així, amb aquestes tres magnituds s'han obtingut les 13 costelles que constitueixen aquesta part, i finalment s'han construït els 2 travessers restants respectant la continuïtat de la geometria de l'ala.

A continuació es mostren tabulats els valors que defineixen la geometria i dimensions d'aquesta part de l'estructura. També es mostra la costella situada més a prop del fuselatge (cc1) on es pot observar com s'ha construït, i la unió d'aquesta part de l'estructura amb la resta de l'ala.

Costella	Amplada	Alçada a l'inici de la peça	Dist. fins el caire de sortida
ccw1	1,55 m	0,451 m	2,74 m
ccw2	1,49 m	0,442 m	2,69 m
ccw3	1,44 m	0,433 m	2,63 m
ccw4	1,38 m	0,423 m	2,58 m
ccw5	1,33 m	0,414 m	2,52 m
ccw6	1,27 m	0,404 m	2,48 m
ccw7	1,22 m	0,395 m	2,42 m
ccw8	1,16 m	0,385 m	2,36 m
ccw9	1,11 m	0,376 m	2,3 m
ccw10	1,05 m	0,367 m	2,25 m
ccw11	1 m	0,357 m	2,19 m
ccw12	0,94 m	0,348 m	2,14 m
ccw13	0,89 m	0,328 m	2,08 m

Taula 4.12: Dimensions de les costelles de l'estructura que uneix la part central de l'ala amb l'aleró.

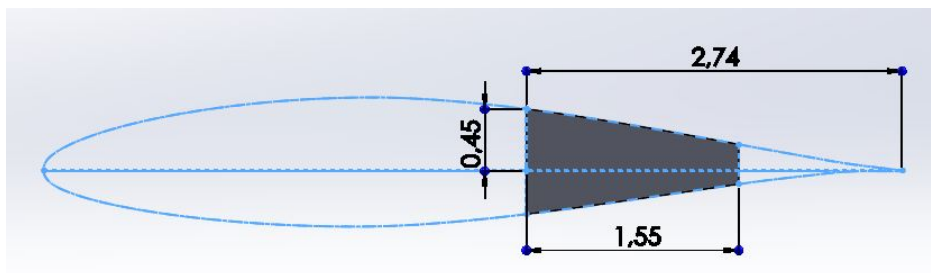


Figura 4.35: Geometria i dimensions de la costella ccw1.

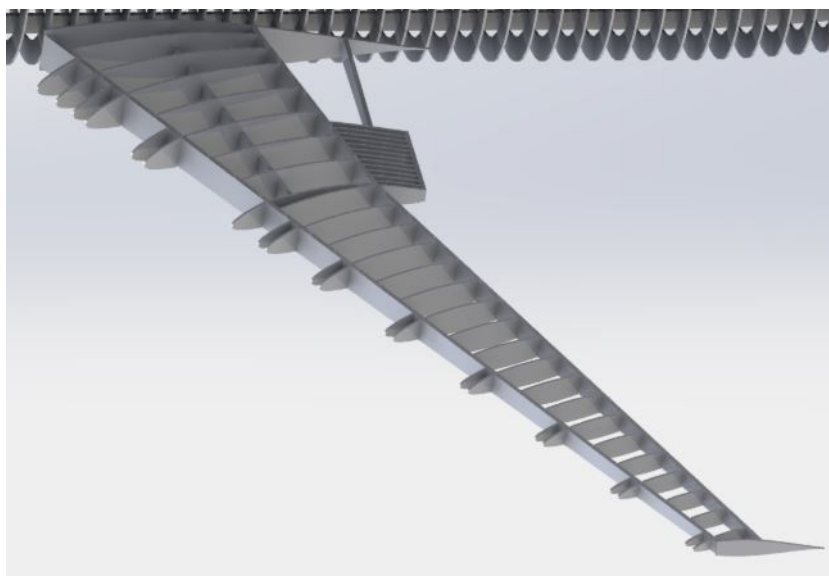


Figura 4.36: Ensamblatge de l'ala amb la unió de l'aleró i l'ubicació del tren d'aterratge.

## Flaps

Aquests elements hipersustentadors es troben situats tant en la part més interior com en la més exterior de l'ala. Com ja s'ha comentat, se'n simplificarà notablement l'estructura, ja que la complexa estructura que en permet la deflexió no entra en l'abast d'aquest treball. De manera semblant a com s'ha realitzat en el caire d'atac de l'ala, es dissenyarà la part de l'estructura no mòbil que manté la rigidesa del caire de sortida quan el flap està deflectat, continuant la geometria del perfil aerodinàmic corresponent i negligint les parts mòbils (els spoilers també s'ometran). La distribució real dels elements estructurals fixes es mantindrà.

La distribució de les seccions que constitueixen el caire de sortida en la ubicació del flap de la part interior i exterior presenta diferències, ja que en la part exterior els perfils estan disposats de forma més separada, però a banda d'aquest fet, les dues configuracions són molt semblants. Per aquesta raó, les dues parts s'han modelitzat simultàniament.

Tenint en compte les consideracions comentades, ja es poden obtenir els elements d'aquesta part de l'estructura. A continuació es mostren els valors que han permès el disseny de les diferents parts, així com dos exemples (un de cada tram) on es pot comprovar aquesta geometria. També es mostra l'ensamblatge que s'ha realitzat amb la resta de l'estructura de l'ala.

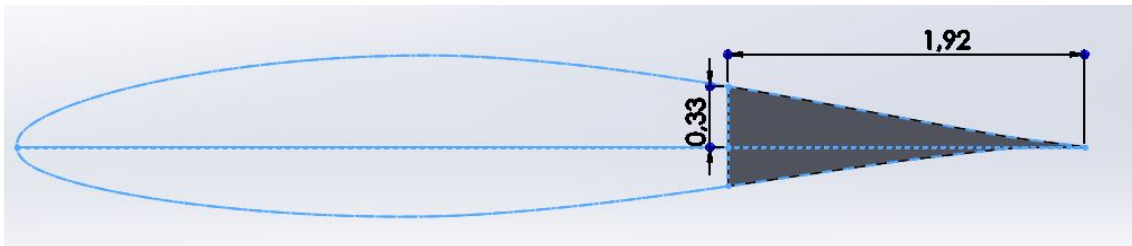


Figura 4.37: Geometria i dimensions del caire de sortida de la part exterior de l'ala (csew2).

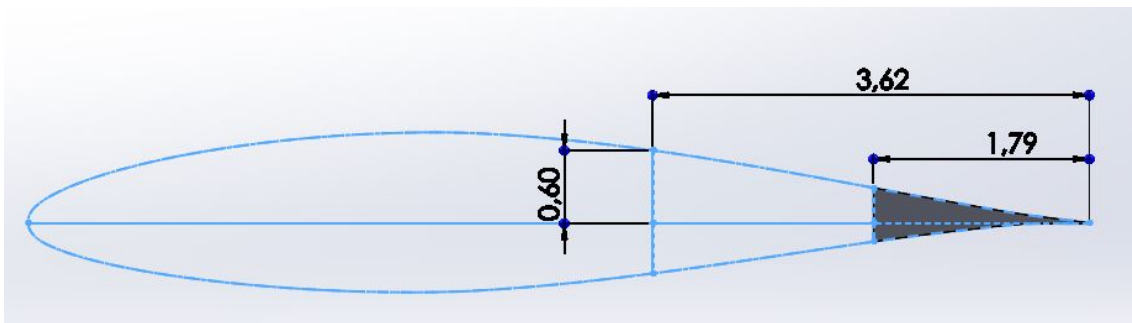


Figura 4.38: Geometria i dimensions del caire de sortida de la part interior de l'ala (csiw2).

<b>Caire sortida exterior</b>	<b>Dist.fins caire de sortida</b>	<b>Alçada a l'inici de la peça</b>
csew1	1,07 m (no arriba al final)	0,34 m
csew2	1,92 m	0,33 m
csew3	1,90 m	0,32 m
csew4	1,88 m	0,32 m
csew5	1,86 m	0,32 m
csew6	1,84 m	0,31 m
csew7	1,82 m	0,31 m
csew8	1,80 m	0,31 m
csew9	1,78 m	0,3 m
csew10	1,76 m	0,297 m
csew11	1,74 m	0,29 m
csew12	1,72 m	0,29 m
csew13	1,70 m	0,285 m
csew14	1,68 m	0,281 m
csew15	1,66 m	0,277 m
csew16	1,64 m	0,272 m
csew17	1,62 m	0,268 m
csew18	1,6 m	0,264 m
csew19	1,58 m	0,26 m
csew20	1,56 m	0,256 m
csew21	1,54 m	0,252 m
csew22	1,52 m	0,247 m
csew23	1,50 m	0,243 m
csew24	1,48 m	0,239 m
csew25	1,46 m	0,235 m
csew26	1,44 m	0,231 m
csew27	1,42 m	0,226 m
csew28	1,40 m	0,222 m
csew29	1,33 m	0,21 m

Taula 4.13: Geometria del caire de sortida de la zona del flap exterior.

Caire sortida interior	Distància travesser-caire sortida	Alçada final travesser
csiw1	3,67 m	0,61 m
csiw2	3,62 m	0,60 m
csiw3	3,58 m	0,60 m
csiw4	3,53 m	0,59 m
csiw5	3,49 m	0,58 m
csiw6	3,44 m	0,57 m
csiw7	3,39 m	0,56 m
csiw8	3,35 m	0,56 m
csiw9	3,30 m	0,55 m
csiw10	3,25 m	0,54 m
csiw11	3,21 m	0,53 m
csiw12	3,16 m	0,52 m
csiw13	3,11 m	0,52 m
csiw14	3,07 m	0,51 m
csiw15	3,02 m	0,50 m
csiw16	2,97 m	0,49 m
csiw17	2,93 m	0,48 m
csiw18	2,88 m	0,48 m
csiw19	2,83 m	0,47 m
csiw20	2,79 m	0,46 m

Taula 4.14: Geometria del caire de sortida de la zona del flap interior.

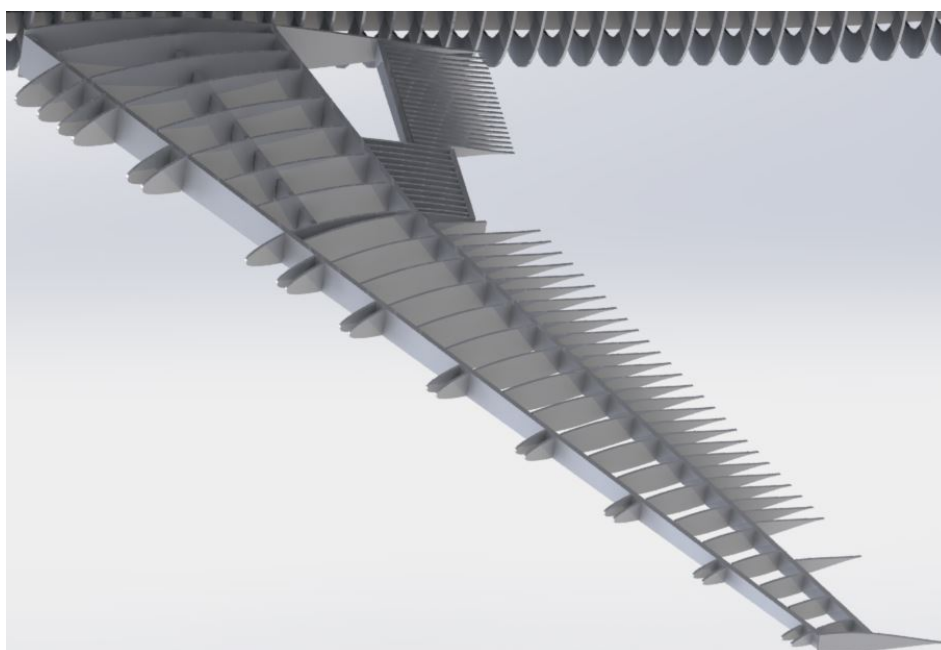


Figura 4.39: Ensamblatge de l'estructura de l'ala afegint el caire de sortida de la part exterior i interior.



## Aleró

L'aleró és el darrer element de l'ala que s'ha modelat. Aquesta estructura s'ha pogut mantenir pràcticament igual a la realitat, ja que encara que aquesta superfície de control presenti mobilitat, aquest moviment és al voltant d'una frontissa (a diferència de la deflexió dels flaps i slats).

Aquesta estructura esta constituïda únicament pels 13 perfils que consisteixen en la continuació de les costelles de l'estructura que uneix l'aleró al centre de l'ala, però aquests presenten un grau de llibertat, de manera que es pot realitzar una rotació. En el model 3D s'ha mantingut aquest grau de llibertat ja que mitjançant el SOLIDWORKS no presentava complicacions i dóna cert realisme a l'ala, però tot i això, es fixarà en el model real, ja que sinó complicaria més el muntatge.

Pel que fa a la geometria dels perfils que constitueixen aquesta secció, la variació entre les dimensions és ínfim, de manera que la geometria es mantindrà constant pels 13 perfils, i és la que es mostra a sota.

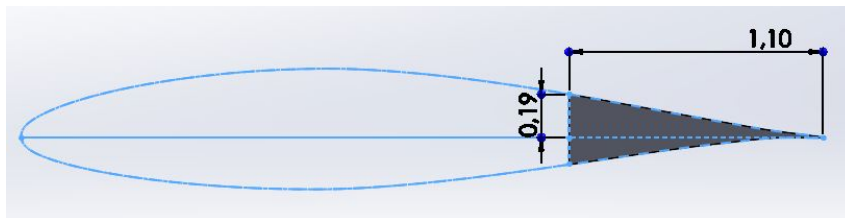


Figura 4.40: Geometria del perfil de l'aleró

A continuació es mostra l'ensamblatge final de l'ala, i també s'ha afegit una figura on es mostra la deflexió de l'aleró.

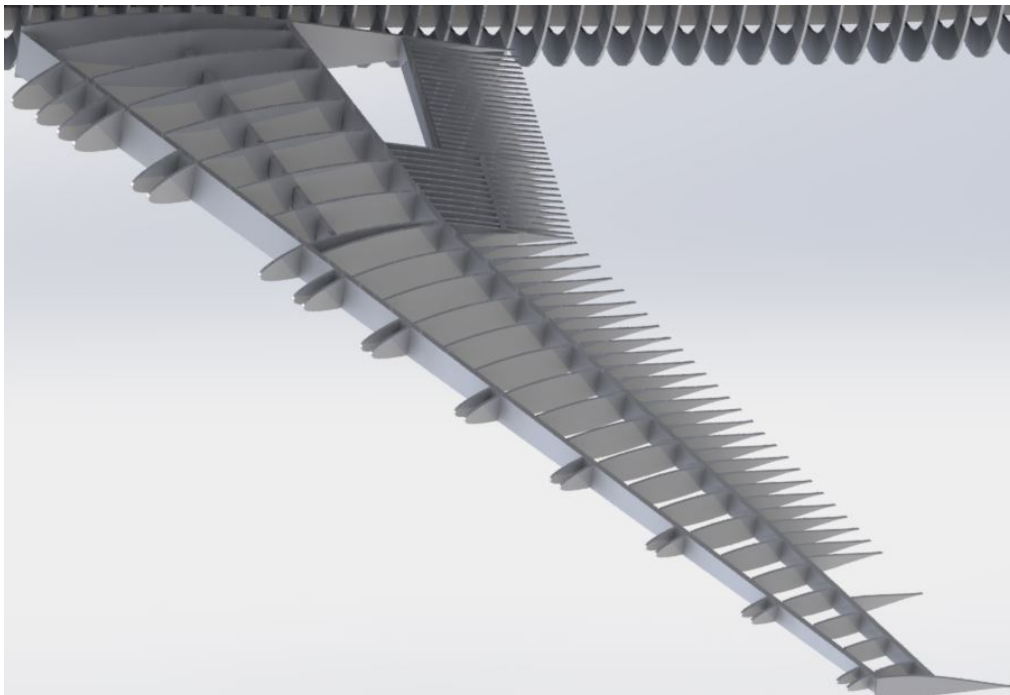


Figura 4.41: Ensamblatge final de l'ala.

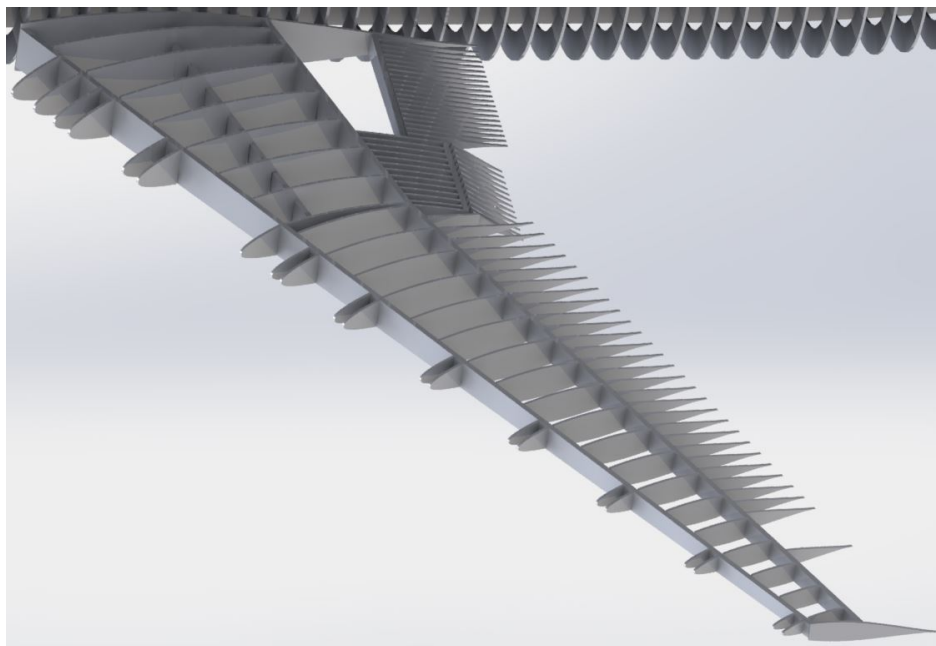


Figura 4.42: Ala amb l'aleró deflectat.

Després d'haver finalitzat l'ensamblatge de la semi-ala esquerra, per mitjà d'una simetria respecte el pla central de l'aeronau, s'ha obtingut la semi-ala dreta.

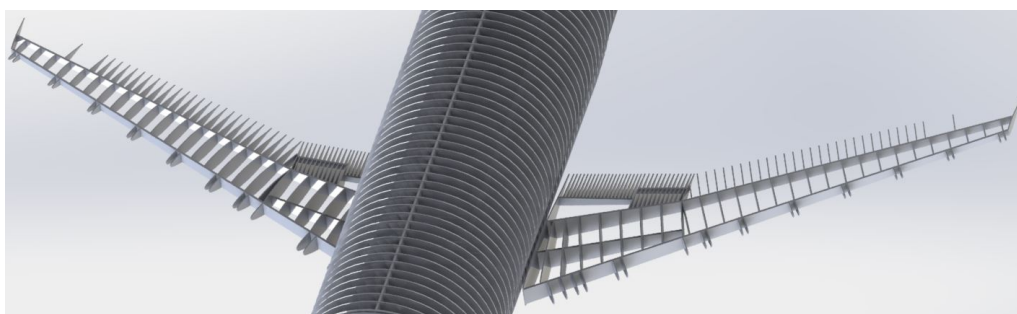


Figura 4.43: Ensamblatge amb les dues semi-ales

A la Figura 4.43 podem observar l'ala de l'aeronau pràcticament sencera, juntament amb el fuselatge. Tot i això, aquesta estructura no està complerta, ja que encara manca la unió entre aquestes dues parts. L'arquitectura d'aquesta part de l'estructura es detalla en el següent apartat.

#### 4.3.4 Unió amb el fuselatge (wing box)

La tasca de la caixa de l'ala o caixa de torsió, consisteix en la unió de l'ala i el fuselatge, i ha de presentar una rigidesa suficient com perquè l'encast entre l'ala i el fuselatge resisteixi les càrregues corresponents.

Tal i com es pot observar en la figura 4.1, aquesta estructura està formada per dos travessers perpendiculars al fuselatge (extensió dels travessers dels extrems de l'estructura central de l'ala) i per quatre elements paral·lels al fuselatge que uneixen els travessers amb les quadernes.

El disseny d'aquesta estructura d'unió entre les dues parts s'ha realitzat seguint l'esquema estructural de l'aeronau, però per fer viable la realització del model s'ha realitzat una lleugera modificació. Els dos travessers que uneixen les dues semi-ales s'han unit a la biga central del fuselatge i la unió entre les quadernes i els travessers s'ha realitzat per mitjà d'encaixos. Per fer-ho, s'han modificat 7 quadernes del tram de secció constant (corresponents al tram coincident amb l'ala), i se'ls han realitzat quatre orificis que permeten l'encaix comentat.

Tenint en consideració el conjunt d'aspectes que s'acaben de comentar, s'ha procedit al disseny de la caixa de l'ala. A continuació es mostren dues figures d'aquesta part de l'estructura, la primera mostra únicament l'ala i les parts que permeten l'encaix amb el fuselatge, i en la segona es presenten tots els elements que intervenen en aquest encaix.

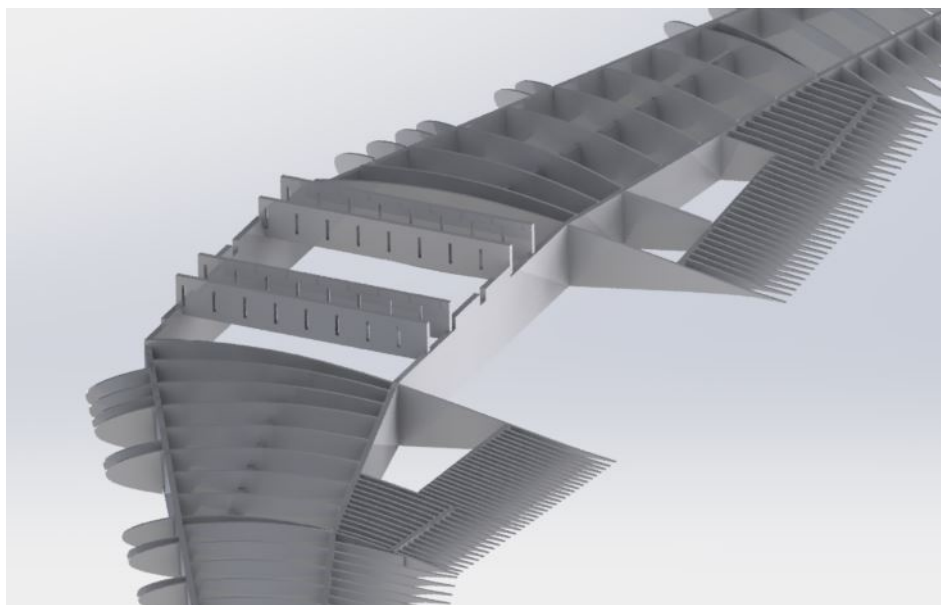


Figura 4.44: Elements de la caixa de l'ala.

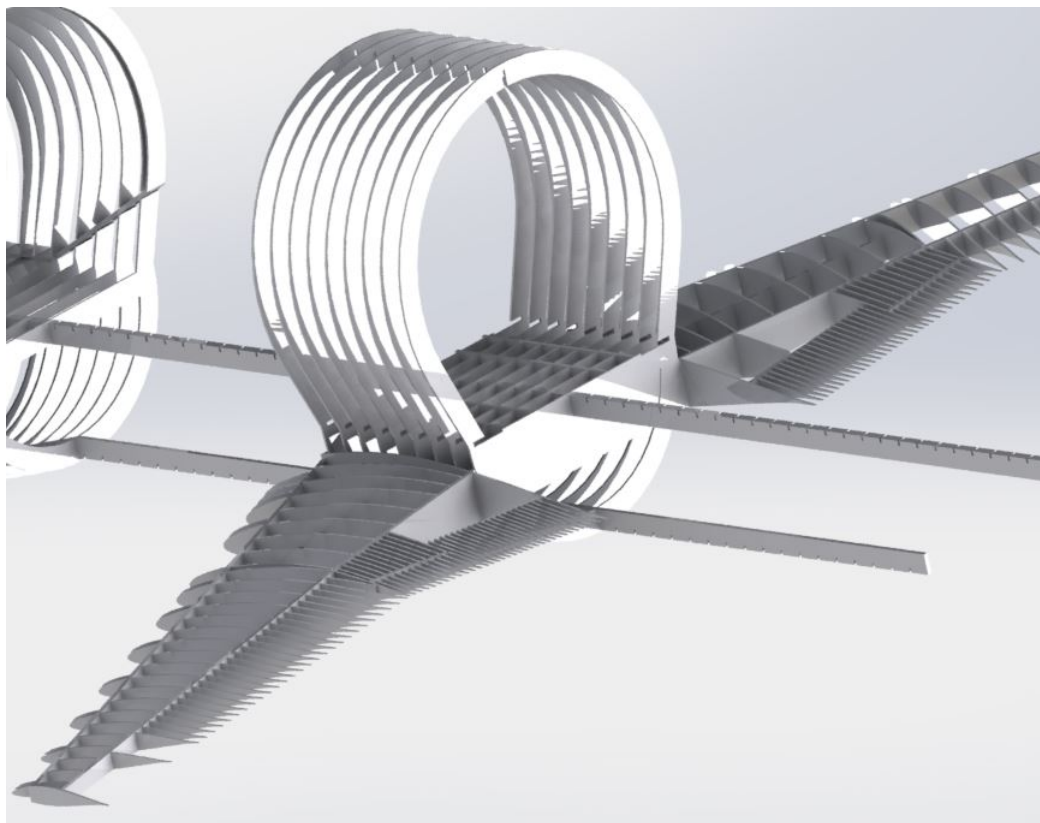


Figura 4.45: Encaix complet entre l'ala i el fuselatge.

Finalment, a la figura següent es presenta l'ensamblatge amb tots els elements que constitueixen l'ala i el fuselatge.

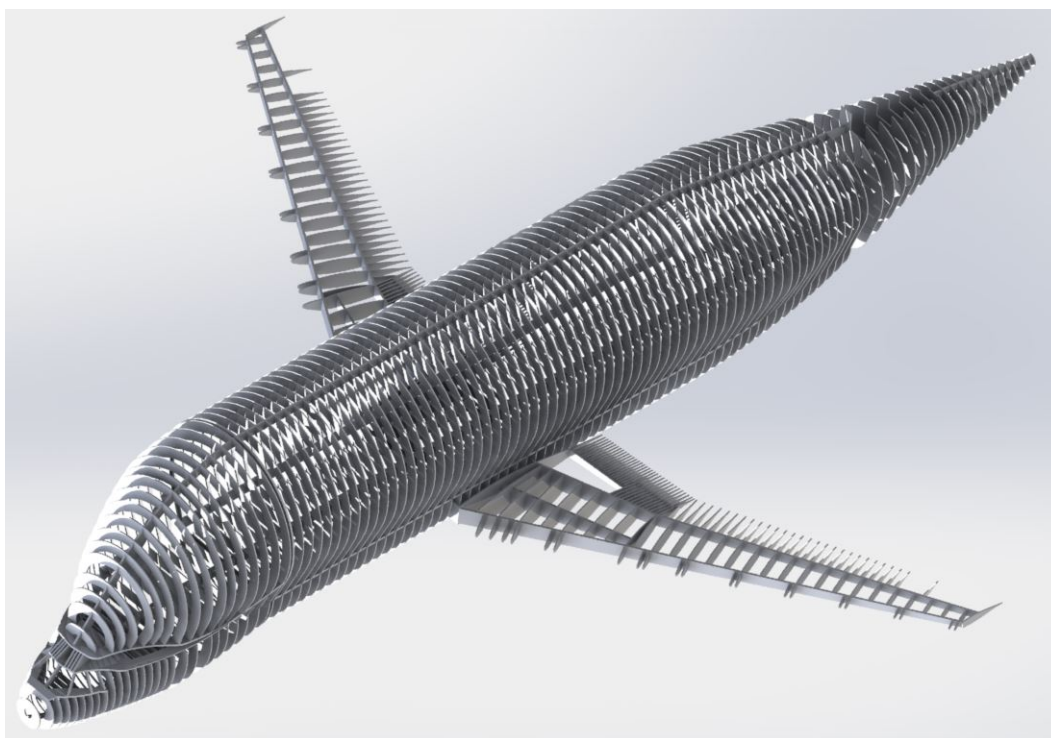


Figura 4.46: Ensamblatge complet de l'estructura del fuselatge i l'ala.

## 4.4 Disseny de l'estabilitzador

L'última part de l'estructura que s'ha estudiat és l'estabilitzador de cua. Les seves funcions principals són l'estabilització de l'aeronau (com el seu nom indica) així com el control d'aquesta. Les parts que la constitueixen presenten unes característiques i una arquitectura molt semblants a la de l'ala, de manera que la metodologia seguida en la seva modelització és molt semblant. És per aquesta raó que aquest apartat es comentarà de manera més general per evitar la redundància. D'aquesta manera, les magnituds que fixen les dimensions de les costelles i els elements del caire d'atac i sortida es definiran de la mateixa manera que s'ha fet en el modelat de l'ala, i únicament es presentaran les taules de valors d'aquestes magnituds.

Per realitzar el model d'aquesta part de l'estructura, s'ha diferenciat entre tres parts, que s'han tractat per separat. Inicialment s'ha dissenyat l'estructura de l'estabilitzador vertical principal, posteriorment s'ha modelat l'estabilitzador horitzontal, i finalment s'ha definit l'estructura dels estabilitzadors verticals secundaris, situats als extrems de l'estabilitzador horitzontal.

Abans de procedir amb l'anàlisi de les diferents parts de l'estabilitzador de cua, és important comentar que es desconeix el perfil aerodinàmic present en els diferents components estabilitzadors. És per aquesta raó que s'ha buscat un perfil aerodinàmic simètric, que a efectes de model compleix amb la funcionalitat (qualitativa) que se li vol donar. És evident que aquest perfil hauria d'estar disposat amb un cert angle d'atac en l'estabilitzador horitzontal per tal de contrarestar el moment generat per l'ala, però per tal de simplificar la realització del model els perfils es disposaran amb angle d'atac nul. El perfil aerodinàmic escollit és el NACA 0012, que com en el cas de l'ala, s'ha reproduït en el programa SOLIDWORKS per mitjà de les coordenades que el defineixen.

A continuació es comentarà com s'ha realitzat el modelat de les diferents parts de l'estabilitzador de cua.

### 4.4.1 Estabilitzador vertical principal

Aquest element de l'aeronau està situat a la part superior del con de cua del fuselatge, i la seva funció consisteix en la reducció del lliscament lateral aerodinàmic. A més, també s'hi ubica el timó de direcció, que permet el control de guinyada de l'avió.

El primer pas per obtenir el modelat d'aquest component ha estat la definició de la vista de perfil de l'estructura, així com la identificació de la distribució dels elements que la formen. D'aquesta manera s'ha obtingut la vista següent, amb la qual s'ha iniciat l'anàlisi d'aquesta estructura.

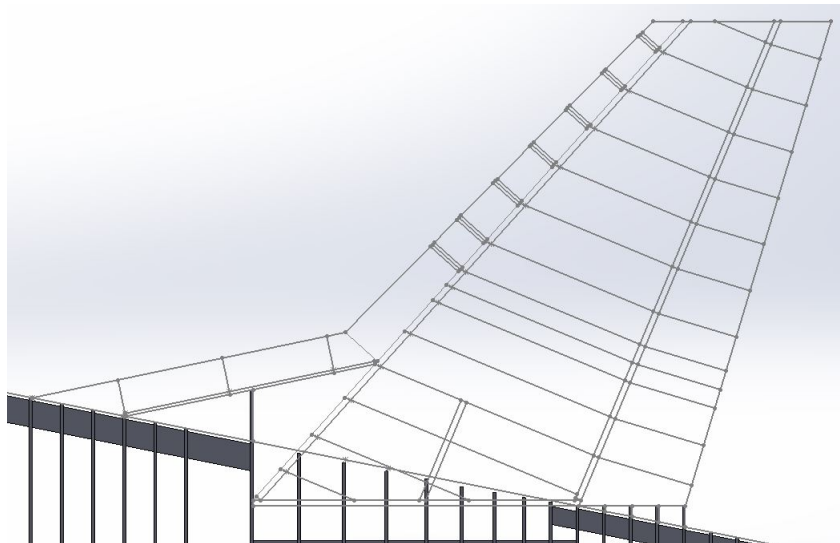


Figura 4.47: Vista de perfil de l'estabilitzador vertical principal.

Tal i com es pot apreciar en la figura anterior, la part inferior de l'estructura es superposa amb algunes de les quadernes del fuselatge. És per aquesta raó que es modificaran les quadernes t19-t32, i s'adaptaran de manera que es garanteixi l'encaix entre el fuselatge i l'estabilitzador. Aquesta modificació ja es va planificar durant la realització del fuselatge, de manera que no ha suposat cap problema. A continuació es mostra una vista amb perspectiva de la part posterior de l'aeronau, on es poden observar els canvis de disseny d'aquestes quadernes. En els plànols es detallarà la geometria d'aquestes peces.

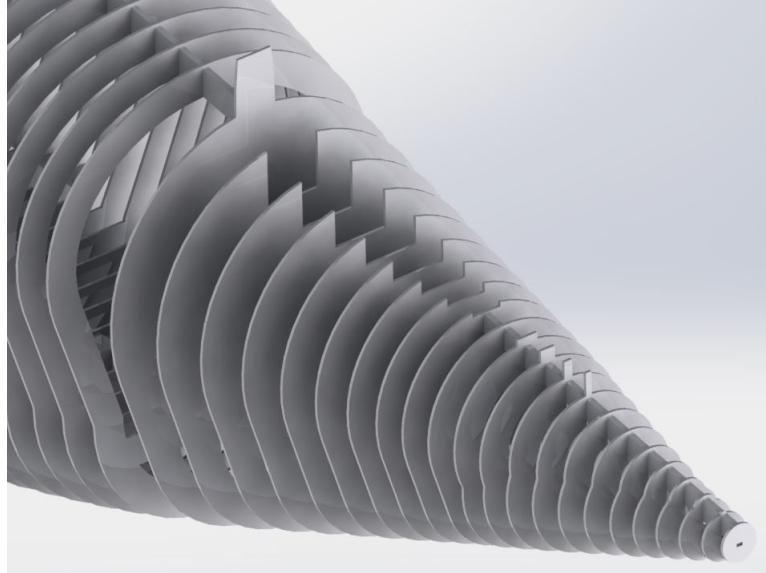


Figura 4.48: Adaptació de la part posterior del fuselatge que permet la unió amb l'estabilitzador vertical.

Després d'haver adaptat el fuselatge, s'ha començat a modelar l'estructura central de l'estabilitzador vertical. Aquesta està constituïda per una biga que reposa sobre el fuselatge, quatre travessers que uneixen la biga de la base amb el perfil de la punta de l'estructura, i una costella que uneix les diferents bigues. Mitjançant les dimensions que s'extreuen de la vista de perfil, s'ha obtingut el disseny de l'estructura central.

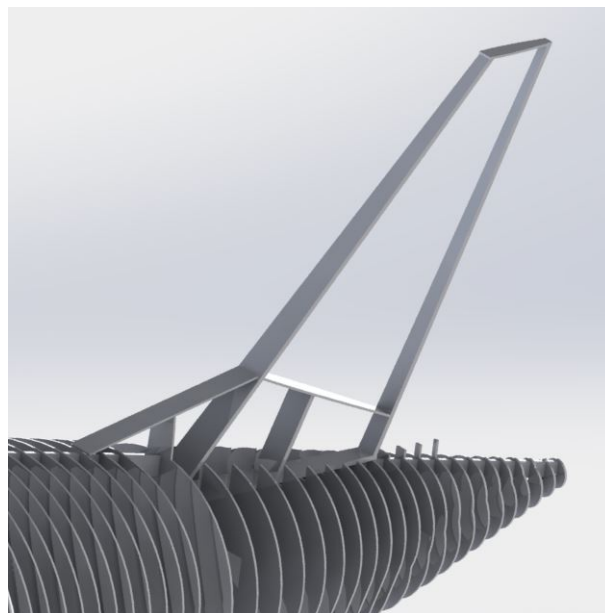


Figura 4.49: Estructura central de l'estabilitzador vertical principal.

Per completar aquesta estructura central s'han modelat les costelles. A continuació es presenten les mides que les defineixen, així com una figura on es pot observar l'ensamblatge d'aquestes amb la resta de l'estructura.

<b>Costella</b>	<b>Distància caire atac</b>	<b>Amplada</b>	<b>Distància caire sortida</b>
cvppunta	0,5 m	1,65 m	0,85 m
cvp1	-	0,92 m	0,86 m
cvp2	0,39 m	1,53 m	0,95 m
cvp3	0,43 m	1,82 m	1,03 m
cvp4	0,47 m	2,11 m	1,12 m
cvp5	0,51 m	2,39 m	1,20 m
cvp6	0,56 m	2,68 m	1,29 m
cvp7	0,60 m	2,97 m	1,37 m
cvp8	0,63 m	3,18 m	1,43 m
cvp9	0,65 m	3,29 m	1,47 m
cvp10	0,66 m	3,41 m	1,50 m
cvp11	0,70 m	3,64 m	1,66 m
cvp12	0,73 m	3,89 m	1,64 m

Taula 4.15: Dimensions de les costelles de l'estabilitzador vertical.

Pel que fa a la costella que uneix un dels travessers amb la punta de l'estructura, la dimensió que li falta perquè la geometria quedi definida és l'altura a l'inici de la peça (0.40 m). Pel que fa a les 3 costelles restants (les més properes al fuselatge) es presenten de forma separada, ja que aquestes estan travessades per un dels travessers estructurals, i les costelles 13 i 14 s'han dissenyat en dos trams. L'última costella s'ha dissenyat juntament amb aquestes per comoditat, però ha pogut ser construïda en un únic tram, com en les descrites anteriorment.

<b>Costella</b>	<b>Corda</b>	<b>Amplada part 1</b>	<b>Amplada part 2</b>	<b>Distància caire atac</b>
cvp13	6,9 m	1,72 m	2,32 m	0,77 m
cvp14	7,28 m	2 m	0,67 m	0,81 m
cvp15	7,67 m	1,24 m	-	0,85 m

Taula 4.16: Dimensions de les costelles de l'estabilitzador vertical.

A la figura següent es mostra l'ensamblatge de l'estructura central després d'afegir-hi les costelles.



Figura 4.50: Costelles de l'estabilitzador vertical principal.

Seguint amb la mateixa metodologia s'ha obtingut la geometria corresponent als elements que constitueixen el caire d'atac de l'estructura.

<b>Caire atac</b>	<b>Distància fins el travesser</b>	<b>Alçada a l'inici de la peça</b>
cavp1	0,38 m	0,33 m
cavp2	0,39 m	0,33 m
cavp3	0,43 m	0,37 m
cavp4	0,43 m	0,37 m
cavp5	0,47 m	0,41 m
cavp6	0,47 m	0,41 m
cavp7	0,51 m	0,45 m
cavp8	0,52 m	0,45 m
cavp9	0,55 m	0,49 m
cavp10	0,56 m	0,49 m
cavp11	0,60 m	0,53 m
cavp12	0,60 m	0,53 m
cavp13	0,63 m	0,56 m
cavp14	0,63 m	0,56 m
cavp15	0,73 m	0,66 m
cavp16	0,58 m	0,57 m
cavp17	0,58 m	0,57 m
cavp18	0,58 m	0,57 m

Taula 4.17: Dimensions dels perfils que conformen el caire d'atac de l'estabilitzador vertical principal.



A continuació es mostra la unió d'aquests elements amb la resta de l'estructura.

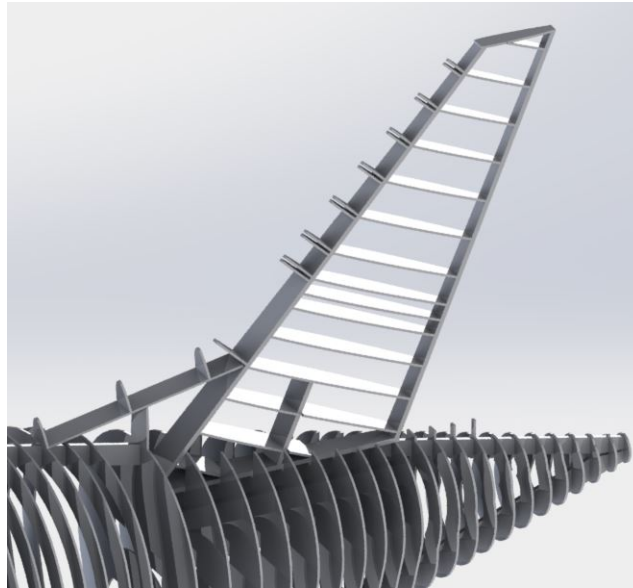


Figura 4.51: Perfils del caire d'atac de l'estabilitzador vertical principal.

La última part de l'estabilitzador vertical primari que s'ha modelat és la situada a la part més posterior (on s'ubicaria el timó de direcció). Aquesta estructura consisteix en un element mòbil, amb unes característiques molt semblants a la de l'aleró de l'ala. Una dificultat afegida a l'hora de dissenyar aquesta part és que en l'esquema de l'estructura del Beluga, en el que s'ha basat la realització del 3D, no apareix l'arquitectura d'aquesta secció. Pel que fa al disseny que se n'ha decidit fer, aquest es modelarà en posició neutra, i es suposarà que presenta una construcció que consisteix en la continuació de les costelles de la part central de l'ala, fins el caire de sortida. Així, aquest quedarà constituït per 14 elements, tal i com es mostra a continuació.

Caire sortida	Distància fins caire de sortida	Alçada a l'inici de la peça
punta	0,85 m	0,21 m
csvp1	0,86 m	0,22 m
csvp2	0,94 m	0,23 m
csvp3	1,03 m	0,25 m
csvp4	1,11 m	0,28 m
csvp5	1,19 m	0,30 m
csvp6	1,28 m	0,32 m
csvp7	1,36 m	0,34 m
csvp8	1,42 m	0,36 m
csvp9	1,46 m	0,37 m
csvp10	1,49 m	0,38 m
csvp11	1,56 m	0,40 m
csvp12	1,63 m	0,41 m
arrel	1,80 m	0,45 m

Taula 4.18: Geometria del caire de sortida de l'estabilitzador vertical primari.

Finalment es presenta a continuació una imatge de l'estructura de l'estabilitzador vertical primari completa.

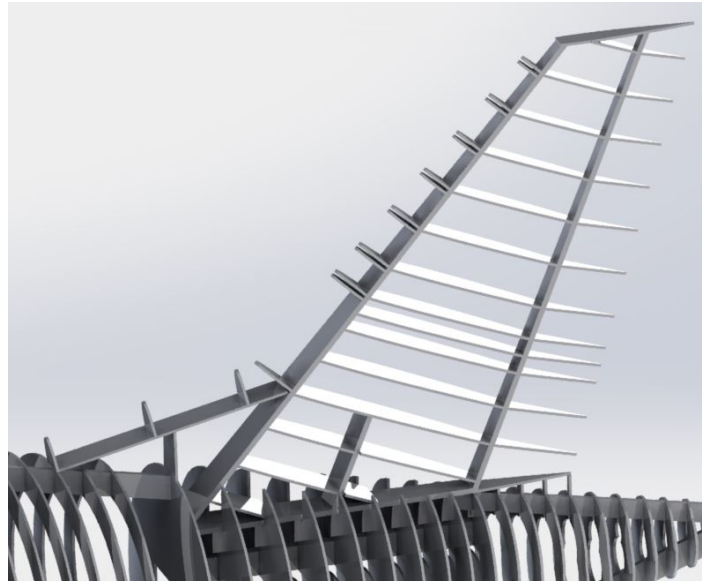


Figura 4.52: Estabilitzador vertical principal.

#### 4.4.2 Estabilitzador horitzontal

Aquest component també s'ubica a la part posterior del fuselatge, i presenta com a funcions principals l'estabilització longitudinal i el control del picat de l'aeronau. A continuació es mostra la vista en planta en la que s'ha basat el disseny posterior d'aquest component (també es mostra la distribució de costelles i la resta d'elements estructurals). Cal recordar que el croquis en el que s'ha definit aquesta vista, està ubicat sobre un pla que forma un angle de  $6,3^\circ$  respecte la horitzontal (diedre de l'estabilitzador horitzontal).

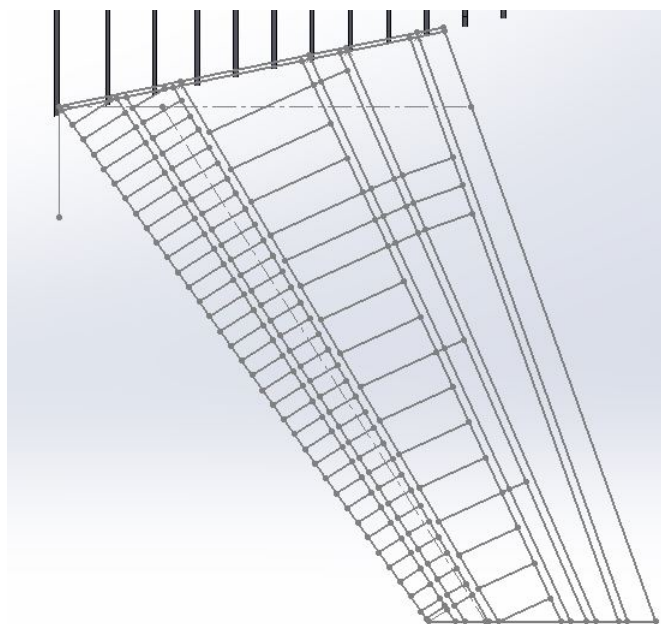


Figura 4.53: Vista en planta de l'estructura de l'estabilitzador horitzontal.

Tenint definida la vista en planta i la distribució dels diferents elements que formen l'estructura, es procedirà al modelat d'aquesta, que s'ha dividit en dues parts generals: la primera consisteix en una superfície fixa que presenta exactament la mateixa estructura que la part davantera de l'ala, i la segona, la part posterior de l'estructura que constitueix el timó de profunditat (aquest presenta moviment de la mateixa forma que l'aleró). Tal i com s'ha fet en altres parts, es dissenyarà aquest element en posició neutra.

Tenint en compte els diferents aspectes que s'acaben de comentar, s'ha realitzat el modelat de l'estructura central d'aquest estabilitzador, formada pels perfils de l'arrel i la punta, units per cinc travessers (3 pertanyents a la part fixa de l'estructura i 2 pertanyents al timó). A continuació es mostra gràficament l'estructura resultant.



Figura 4.54: Estructura principal de l'estabilitzador horitzontal.

Com que tant les costelles com els elements que formen el caire d'atac i sortida de l'estructura s'han obtingut de la mateixa manera que en l'ala, a continuació només es presenten les taules que inclouen els valors que han permès l'obtenció d'aquestes. Per la realització del model, l'ordre en el qual es van dissenyar aquests elements és el següent: costelles de la part central de l'estructura, costelles del caire d'atac, perfils de l'extrem del caire d'atac i finalment costelles de la part anterior i posterior del caire de sortida. Per la presentació de dades es mantindrà el mateix ordre.

Costella	Distància caire atac	Amplada	Distància caire sortida
cch1	1,17 m	1,34 m	1,67 m
cch2	1,12 m	1,29 m	1,62 m
cch3	1,08 m	1,25 m	1,58 m
cch4	1,04 m	1,20 m	1,54 m
cch5	1,01 m	1,17 m	1,51 m
cch6	0,98 m	1,13 m	1,48 m
cch7	0,94 m	1,08 m	1,44 m
cch8	0,90 m	1,04 m	1,40 m
cch9	0,86 m	0,99 m	1,36 m
cch10	0,81 m	0,95 m	1,32 m
cch11	0,77 m	0,90 m	1,28 m
cch12	0,73 m	0,86 m	1,24 m
cch13	0,69 m	0,81 m	1,20 m
cch14	0,65 m	0,76 m	1,15 m
cch15	0,61 m	0,72 m	1,11 m
cch16	-	0,67 m	1,07 m

Taula 4.19: Dimensions de les costelles de la part central de l'estabilitzador horitzontal.

La darrera magnitud que s'ha utilitzat per definir la costella cch16 és l'alçada a l'inici de la peça (0,32 m) per assegurar la continuïtat amb el perfil de la punta de l'estructura.

<b>Costella</b>	<b>Distància caire atac</b>	<b>Amplada</b>	<b>Alçada a l'inici de la peça</b>
ccah1	0,70 m	0,46 m	0,55 m
ccah2	0,69 m	0,52 m	0,48 m
ccah3	0,68 m	0,52 m	0,48 m
ccah4	0,67 m	0,51 m	0,47 m
ccah5	0,66 m	0,50 m	0,46 m
ccah6	0,65 m	0,49 m	0,46 m
ccah7	0,64 m	0,48 m	0,45 m
ccah8	0,63 m	0,47 m	0,44 m
ccah9	0,62 m	0,46 m	0,44 m
ccah10	0,61 m	0,45 m	0,43 m
ccah11	0,60 m	0,45 m	0,42 m
ccah12	0,58 m	0,43 m	0,42 m
ccah13	0,57 m	0,43 m	0,41 m
ccah14	0,56 m	0,42 m	0,40 m
ccah15	0,55 m	0,41 m	0,40 m
ccah16	0,54 m	0,40 m	0,39 m
ccah17	0,53 m	0,39 m	0,38 m
ccah18	0,52 m	0,38 m	0,38 m
ccah19	0,51 m	0,38 m	0,37 m
ccah20	0,50 m	0,37 m	0,36 m
ccah21	0,49 m	0,36 m	0,36 m
ccah22	0,48 m	0,35 m	0,35 m
ccah23	0,47 m	0,33 m	0,34 m
ccah24	0,46 m	0,33 m	0,34 m
ccah25	0,45 m	0,32 m	0,33 m
ccah26	0,44 m	0,31 m	0,32 m
ccah27	0,43 m	0,30 m	0,32 m
ccah28	0,42 m	0,30 m	0,31 m
ccah29	0,41 m	0,29 m	0,30 m
ccah30	0,40 m	0,28 m	0,30 m
ccah31	0,39 m	0,27 m	0,29 m
ccah32	0,38 m	0,26 m	0,28 m
ccah33	0,37 m	0,25 m	0,28 m
ccah34	0,36 m	0,25 m	0,27 m

Taula 4.20: Dimensions de les costelles del caire d'atac de l'estabilitzador horitzontal.

<b>Caire atac</b>	<b>Distància fins el travesser</b>	<b>Alçada a l'inici de la peça</b>
cah0	0,54 m	0,47 m
cah1	0,60 m	0,50 m
cah2	0,59 m	0,45 m
cah3	0,58 m	0,44 m
cah4	0,57 m	0,43 m
cah5	0,56 m	0,43 m
cah6	0,55 m	0,42 m
cah7	0,54 m	0,41 m
cah8	0,53 m	0,41 m
cah9	0,52 m	0,40 m
cah10	0,51 m	0,40 m
cah11	0,50 m	0,39 m
cah12	0,48 m	0,38 m
cah13	0,47 m	0,38 m
cah14	0,46 m	0,37 m
cah15	0,45 m	0,37 m
cah16	0,44 m	0,36 m
cah17	0,43 m	0,35 m
cah18	0,42 m	0,35 m
cah19	0,41 m	0,34 m
cah20	0,40 m	0,33 m
cah21	0,39 m	0,33 m
cah22	0,38 m	0,32 m
cah23	0,37 m	0,31 m
cah24	0,36 m	0,31 m
cah25	0,35 m	0,30 m
cah26	0,34 m	0,30 m
cah27	0,33 m	0,29 m
cah28	0,32 m	0,28 m
cah29	0,31 m	0,28 m
cah30	0,30 m	0,27 m
cah31	0,29 m	0,26 m
cah32	0,28 m	0,26 m
cah33	0,27 m	0,25 m
cah34	0,26 m	0,25 m

Taula 4.21: Dimensions dels perfils que conformen el caire d'atac de l'estabilitzador horitzontal.

Costella	Distància caire sortida	Amplada	Alçada a l'inici de la peça
cs1	1,24 m	0,33 m	0,38 m
cs2	1,14 m	0,30 m	0,35 m
cs3	1,12 m	0,29 m	0,34 m
cs4	1,10 m	0,29 m	0,33 m
cs5	1,00 m	0,26 m	0,30 m
cs6	0,88 m	0,21 m	0,26 m
cs7	0,41 m	0,63 m	0,29 m
cs8	0,41 m	0,61 m	0,28 m
cs9	0,41 m	0,59 m	0,28 m

Taula 4.22: Dimensions de les costelles del caire de sortida de l'estabilitzador horitzontal.

Finalment es presenta una figura on es pot apreciar l'ensamblatge de tots els elements que constitueixen aquesta estructura.

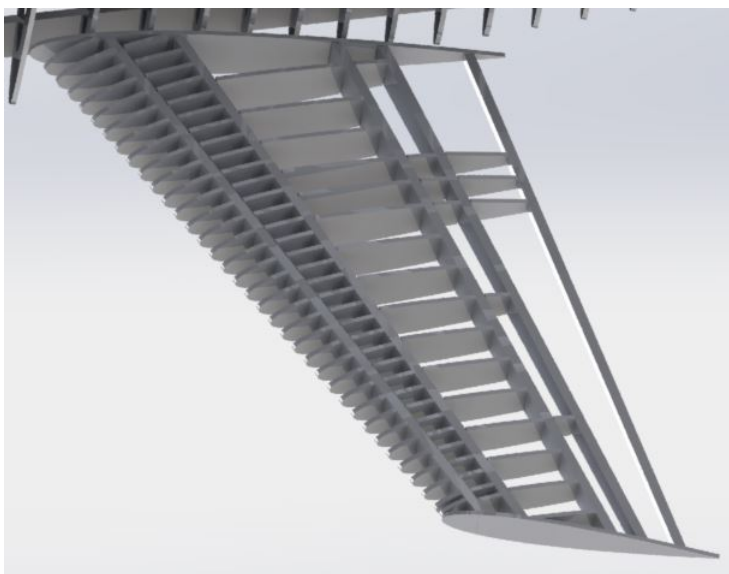


Figura 4.55: Estabilitzador horitzontal.

#### 4.4.3 Estabilitzadors verticals secundaris

Aquests components de l'aeronau es troben situats als extrems de l'estabilitzador horitzontal, i la seva funció és contribuir a l'estabilització lateral de l'avió. Tal i com s'ha comentat anteriorment en la memòria, aquesta aeronau presenta l'existència d'estabilitzadors verticals secundaris perquè d'aquesta manera es pot reduir l'altura total de l'aeronau (com que aquests aporten certa contribució a l'estabilització lateral, els requeriments de l'estabilitzador vertical principal no són tan exigents).

Amb la informació extreta dels plànols i la figura 4.1, s'ha obtingut la vista de perfil d'aquest component, així com la distribució dels elements de la seva estructura.

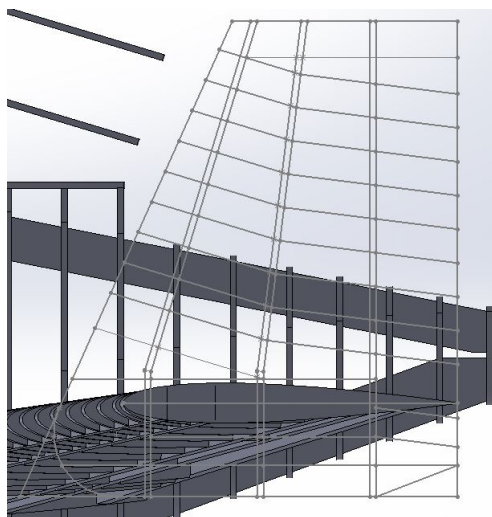


Figura 4.56: Vista de perfil de l'estabilitzador vertical secundari.

Si es compara aquesta figura amb la figura 4.1, és senzill adonar-se que l'estructura real està formada per 4 travessers en comptes de 3. Aquesta modificació s'ha hagut de realitzar a causa de l'escalat de la maqueta, ja que si es mantenien els 4 travessers, s'haurien hagut de dissenyar elements de dimensions massa reduïdes, que haurien fet inviable la realització de la maqueta. Tot i aquest canvi, la posició de la resta d'elements s'ha mantingut, i l'única modificació introduïda és la supressió del travesser més pròxim al caire d'atac.

Tenint en compte aquesta modificació, s'ha procedit al disseny dels travessers de l'estructura. El resultat obtingut es mostra a la figura següent.



Figura 4.57: Travessers de l'estabilitzador vertical secundari.

Tenint aquesta part principal de l'estructura definida, es pot procedir a l'obtenció de les costelles, caire d'atac i caire de sortida de l'estructura. Aquestes parts s'han dividit en dos blocs separats, per una banda s'han estudiat els elements que s'estenen des del caire d'atac fins el segon travesser, i per altra els elements que van des del segon travesser fins el caire de sortida. Aquesta divisió s'ha realitzat perquè els elements d'aquests dos trams presenten inclinacions diferents (primer tram perpendicular al primer travesser i segon tram perpendicular al segon travesser). Aprofitant que els perfils del caire d'atac i les costelles de la part davantera estan ubicats en el mateix pla, s'han

definit conjuntament (en els casos que ha estat possible). S'ha realitzat el mateix amb les costelles de la part posterior i els perfils del caire de sortida. A continuació es presenten els valors que han permès definir aquests elements.

<b>Peça</b>	<b>Dist. trav.3-caire sortida</b>	<b>Dist. trav.2-trav.3</b>	<b>Dist. costella-caire atac</b>
csvsh1	0,65 m	0,59 m	0,64 m
csvs1	0,66 m	0,61 m	0,68 m
csvs2	0,66 m	0,64 m	0,76 m
csvs3	0,66 m	0,67 m	0,84 m
csvs4	0,66 m	0,71 m	0,91 m
csvs5	0,66 m	0,74 m	0,99 m
csvs6	0,66 m	0,78 m	1,07 m
csvs7	0,66 m	0,81 m	1,15 m
csvs8	0,66 m	0,84 m	1,23 m
csvs9	0,66 m	0,88 m	1,31 m
csvsh2	0,66 m	0,90 m	1,53 m
csvssol	0,66 m	0,90 m	1,63 m
csvssep	0,66 m	0,90 m	1,68 m
csvsh3	0,65 m	0,90 m	1,61 m

Taula 4.23: Dimensions de les costelles i perfils del caire de sortida de l'estabilitzador vertical secundari.

<b>Peça</b>	<b>Dist. trav.2-caire sortida</b>	<b>Dist. trav.2-trav.1</b>	<b>Alçada inici peça</b>
cavsh1	0,59 m	0,40 m	0,23 m
cavs1	0,63 m	0,40 m	0,23 m
cavs2	0,71 m	0,45 m	0,25 m
cavs3	0,79 m	0,50 m	0,26 m
cavs4	0,86 m	0,54 m	0,27 m
cavs5	0,94 m	0,59 m	0,28 m
cavs6	1,02 m	0,63 m	0,29 m
cavs7	1,1 m	0,68 m	0,30 m
cavs8	1,18 m	0,72 m	0,31 m
cavs9	1,26 m	0,77 m	0,32 m
cavs10	1,36 m	0,83 m	0,33 m
cavsh2	1,48 m	0,85 m	0,34 m
cavsh3	1,63 m	0,85 m	0,34 m
cavsh4	1,56 m	0,85 m	0,34 m

Taula 4.24: Dimensions de les costelles i perfils del caire d'atac de l'estabilitzador vertical secundari.



És important destacar que els elements cavsh1 i cavsh2 estan formats per una única peça (únicament s'ha suprimit la part corresponent al caire d'atac). S'ha realitzat el mateix en les peces csvsh2 (suprimint el perfil del caire de sortida) i en la csvsol (suprimint la costella). També comentar pel que fa a la part csvssep, que s'han dissenyat la costella i el perfil del caire de sortida per separat, ja que estan disposats amb una inclinació diferent. Tot i aquests factors que s'han tingut en compte, les peces queden totalment definides amb les magnituds que s'han presentat. A continuació es mostra com s'han definit aquestes magnituds en els components csvs1 i cavs1 (serveix com a exemple per la resta d'elements).

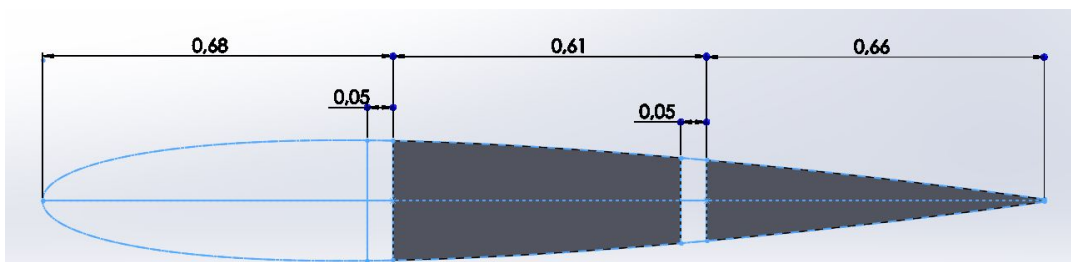


Figura 4.58: Geometria i dimensions de la peça csvs1.

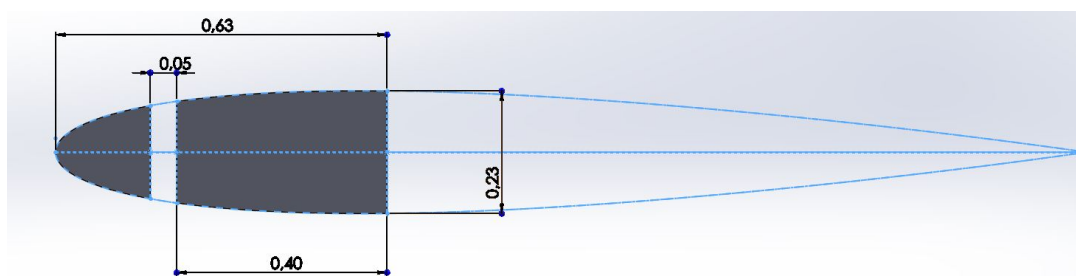


Figura 4.59: Geometria i dimensions de la peça cavs1.

Després d'haver obtingut totes les parts de l'estructura a partir dels valors mostrats a les taules, s'han ensamblat amb els travessers. D'aquesta manera s'ha obtingut l'estructura completa de l'estabilitzador vertical secundari, que es mostra a continuació.

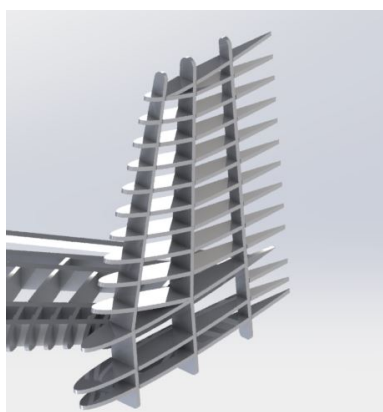


Figura 4.60: Estabilitzador vertical secundari.

Finalment s'ha realitzat una simetria de l'estabilitzador horitzontal i l'estabilitzador vertical secundari respecte el pla central de l'aeronau. D'aquesta manera es donarà per finalitzat l'estabilitzador de cua. A la figura següent es mostra l'ensamblatge final d'aquesta part de l'aeronau.

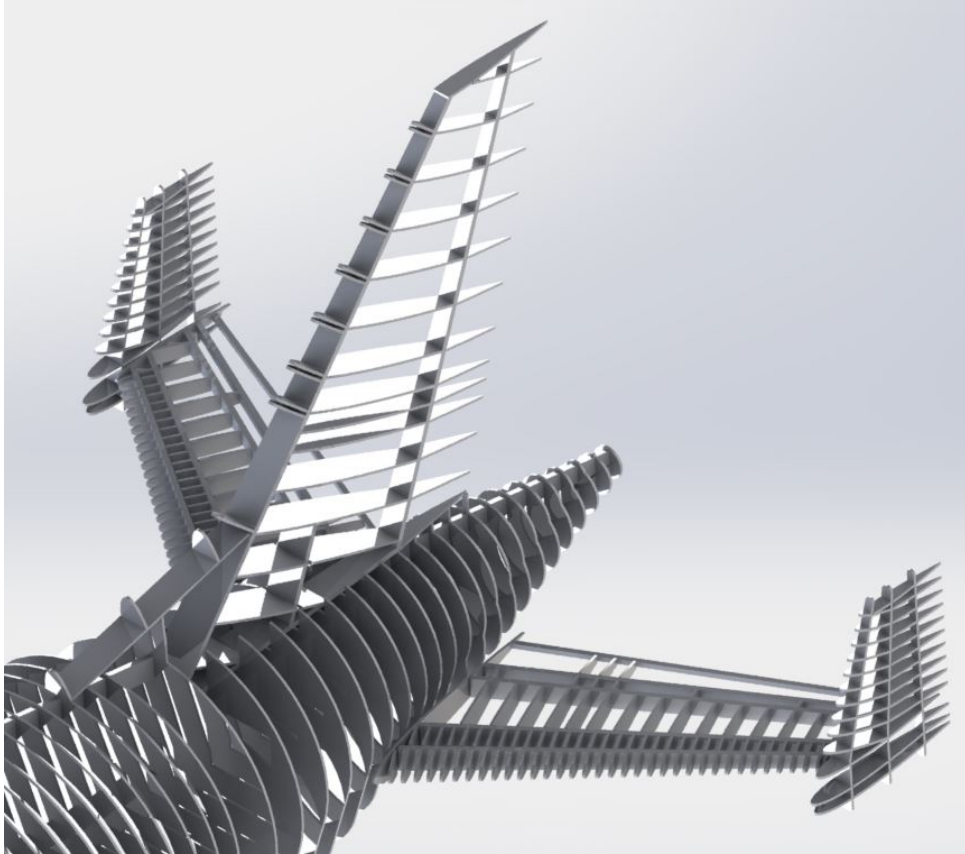


Figura 4.61: Estabilizador de cua.

## Capítol 5

# Resultats i conclusions

Per concloure la memòria, en aquest apartat es presentaran els resultats finals obtinguts i finalment les conclusions que se'n poden extreure. Com que des d'un inici s'ha enfocat el projecte a l'obtenció d'un model 3D de l'aeronau, els resultats que es mostren a continuació són de caire qualitatiu, en relació a la reproducció que s'ha dissenyat.

El punt de partida d'aquest estudi han estat els plànols de l'aeronau (alçat, vista i perfil) i l'esquema estructural d'aquesta, de manera que per valorar si el model final obtingut consisteix en una bona aproximació de la realitat, es presentaran les vistes principals de la reproducció realitzada. Aquestes es mostren a continuació.

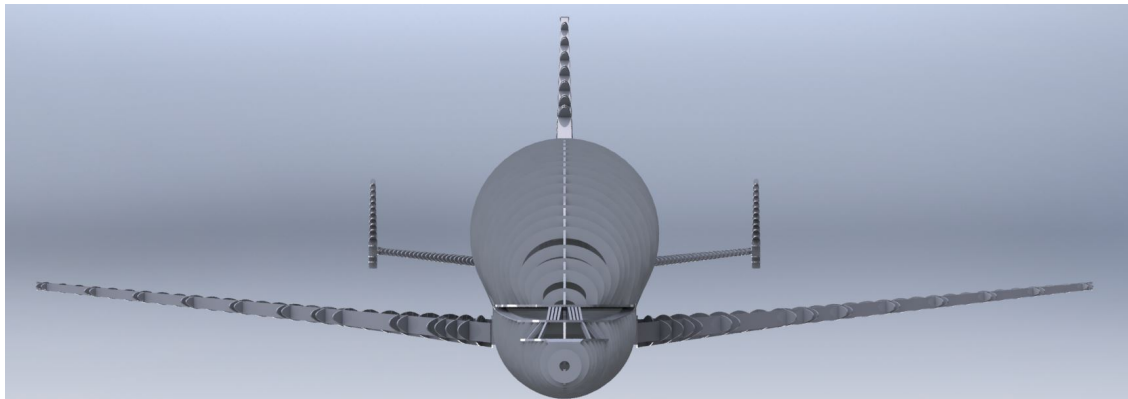


Figura 5.1: Alçat del model 3D dissenyat.

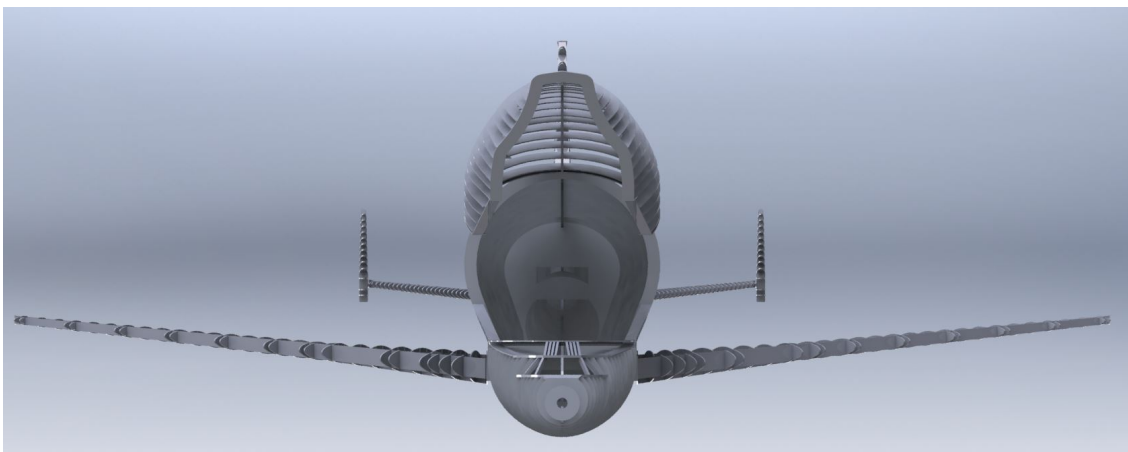


Figura 5.2: Vista en alçat del model 3D dissenyat amb la comporta de càrrega oberta.

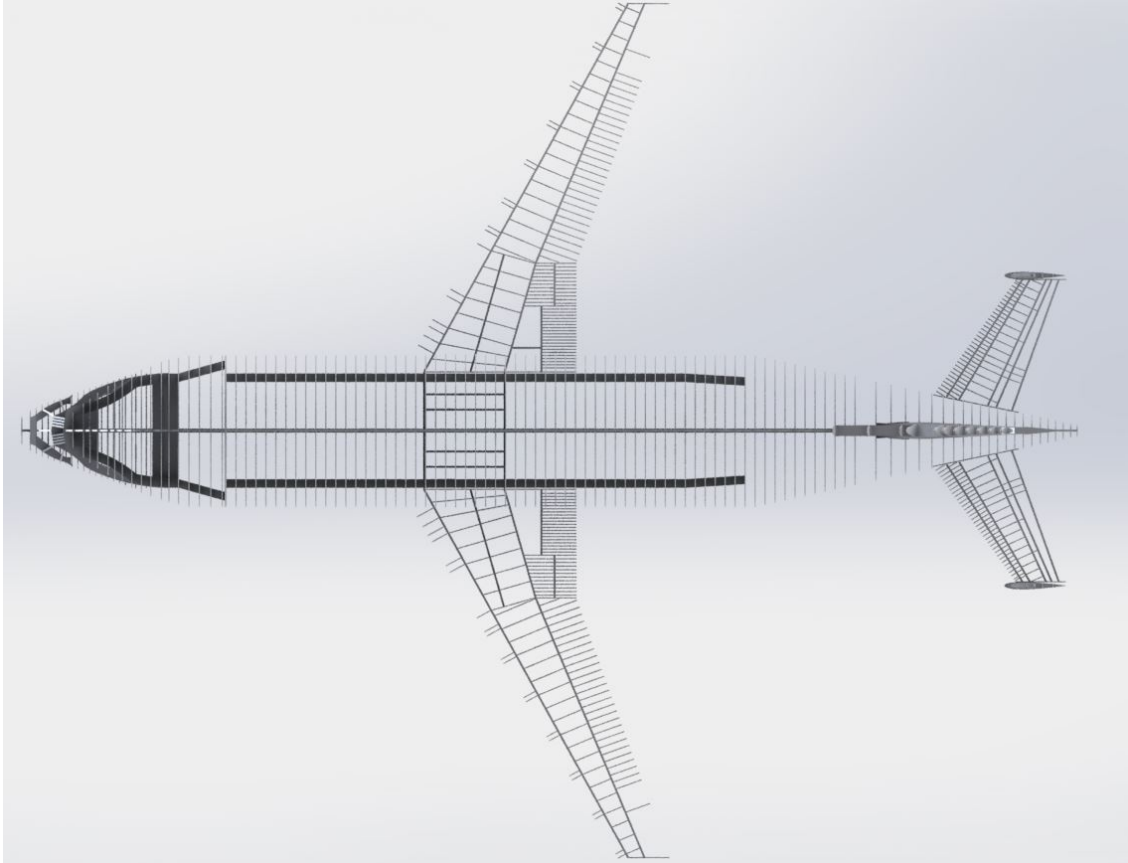


Figura 5.3: Vista en planta del model 3D dissenyat.

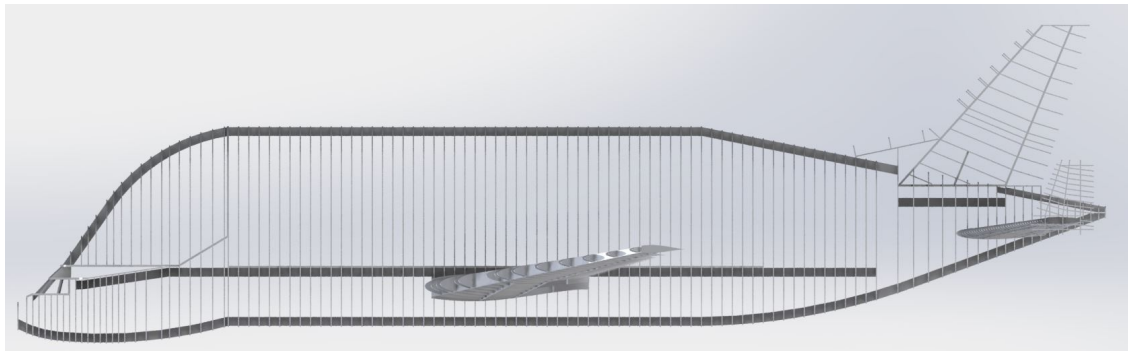


Figura 5.4: Vista de perfil del model 3D dissenyat.

Si es comparen les vistes del model amb les de l'aeronau real (figures 2.5, 2.6, 2.7 i 2.8) mostrades en l'estat de l'art, es pot observar que aquestes s'han respectat pràcticament en la seva totalitat. D'aquesta manera es pot concloure que el model s'ajusta aproximadament als contorns definits per l'estructura real de l'aeronau.

Per poder analitzar també si el conjunt d'elements estructurals que s'han reproduït són una bona aproximació del vehicle real, a continuació es mostren dues vistes amb perspectiva que es compararan amb l'esquema estructural de la figura 4.1. Per poder realitzar aquesta comparació, la segona figura que es mostra s'ha obtingut amb un punt de vista molt semblant al de l'esquema estructural utilitzat com a base.

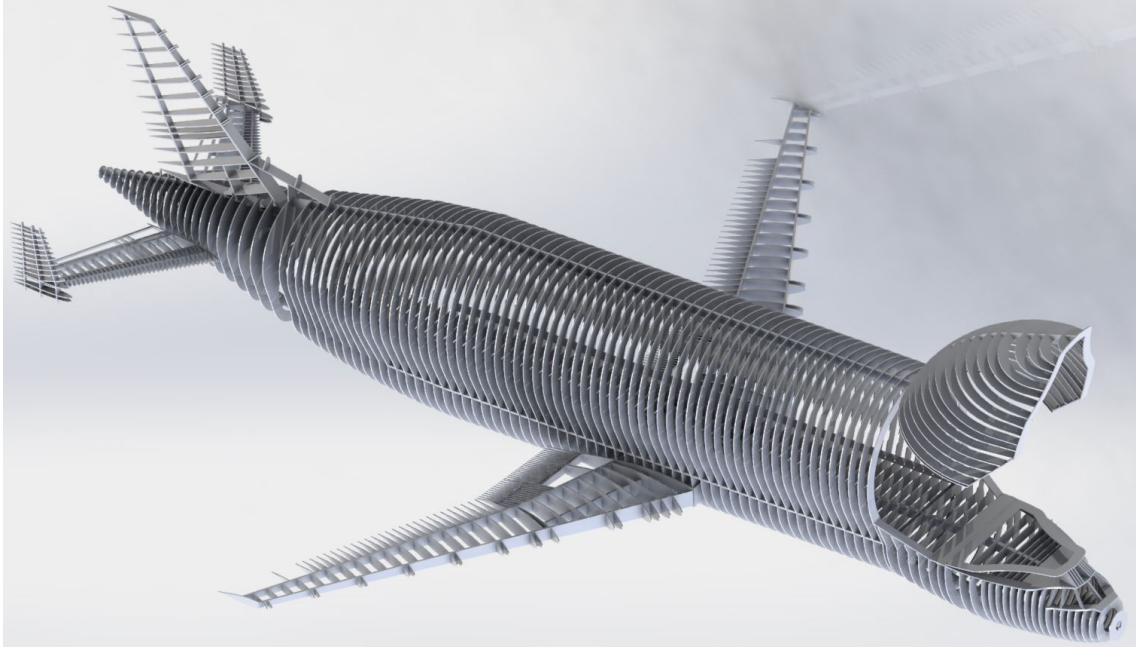


Figura 5.5: Model 3D dissenyat des d'un punt de vista semblant al de la figura 4.1.

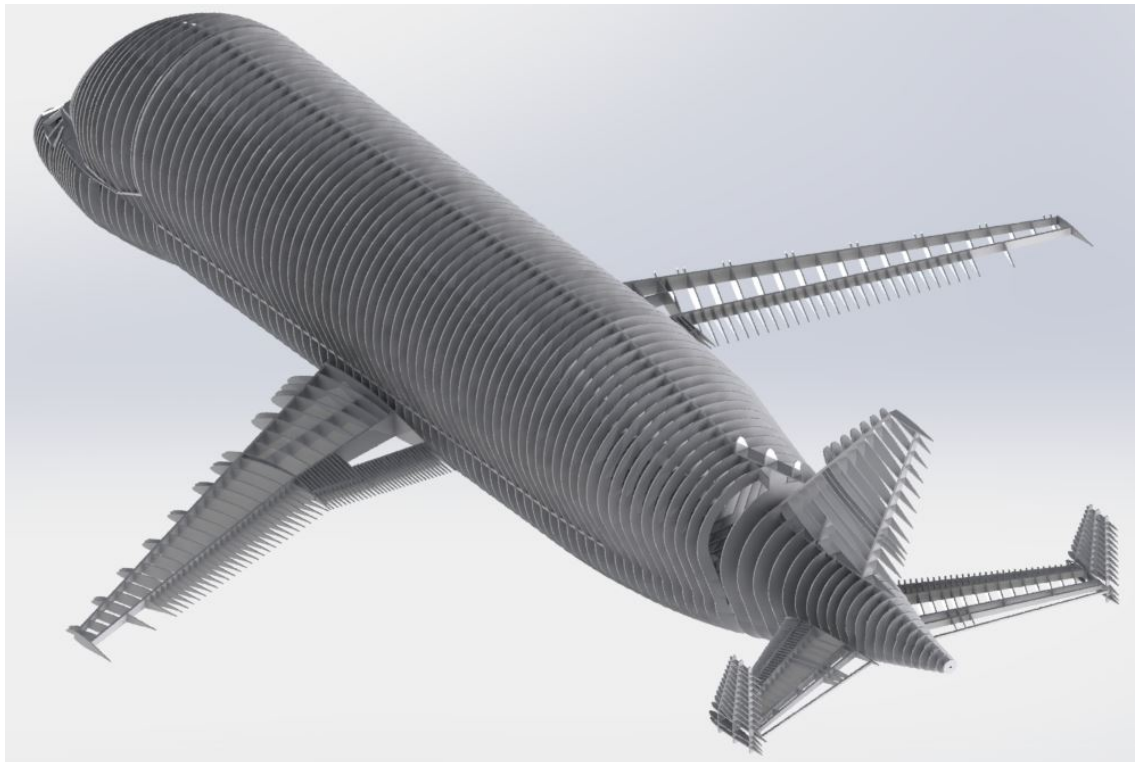


Figura 5.6: Vista posterior del model 3D dissenyat.

En aquestes dues figures es poden observar amb més detalls els elements que constitueixen l'estructura de l'aeronau. Pel que fa a aquesta comparació més detallada, si que s'aprecien lleugeres diferències respecte l'esquema de l'estructura original. Això és degut a la complexitat de l'estructura i les simplificacions que s'han hagut d'introduir per tal de poder realitzar el model. Tot i això el resultat final obtingut es pot considerar una aproximació coherent de la realitat, tenint en compte l'abast que s'havia definit inicialment.

També comentar que a partir d'aquest model s'han obtingut els plànols necessaris per la realització de la maqueta. La complexitat de l'estructura estudiada ha complicat i allargat el procés d'obtenció del modelat 3D, de manera que el muntatge complet de la maqueta no ha estat possible pel dia 10 de juny. Tot i això, s'han enllestit tot els procediments previs de forma satisfactòria, de manera que únicament s'ha de realitzar el muntatge final. Aquest es realitzarà posteriorment a l'entrega de la memòria i s'exposarà el dia de la defensa del treball.

D'aquesta manera, queden tancats els diferents objectius plantejats inicialment i es pot considerar conclòs el projecte.

# Bibliografia

- [1] *Airbus Beluga (s.d.)*. Recuperat de la pàgina web: <https://www.aircraftcompare.com/aircraft/airbus-beluga/>
- [2] *Airbus BELUGA, Transporting components for the Airbus fleet*. Publicat per l'empresa multinacional i consultoria del sector aeronàutic AERTEC Solutions.
- [3] *Airplane Characteristics For Airport planning - A300-600*. Document propietat d'AIRBUS S.A.S. França: Blagnac (2009).
- [4] *Beluga For outsized cargo transport (s.d.)*. Recuperat de la pàgina web oficial d'AIRBUS S.A.S: <https://www.airbus.com/aircraft/freighter/beluga.html>
- [5] Dewoitine, E. (2017). *Restricted Type-Certificate Data Sheet*. Publicat per la EASA (European Aviation Safety Agency). França: Blagnac.
- [6] *Future Air Cargo Aircraft - Chapter 3*. Capítol 3 de la part 2 de la memòria (The Air Cargo System) publicada per l'OTA (Office of Technology Assessment) . Estats Units: Washington D.C (1982).
- [7] Kumar, K. (2014). *Wing Structure Analysis of Airbus A300*. Memòria publicada per la Indira Gandhi National Open University i per la Hindustan Aviation Academy.
- [8] Reche, A. (2009). *Estructuras principales del avión*. Publicat per l'IVAO (International Virtual Aviator Organization).
- [9] Roncero, S.E. *Estructuras preliminares*. Publicat per la Universitat de Sevilla. Recuperat de l'enllaç: [http://www.aero.us.es/adesign/Slides/Temas/Tema\\_07%20-%20Estructuras%20Preliminares.pdf](http://www.aero.us.es/adesign/Slides/Temas/Tema_07%20-%20Estructuras%20Preliminares.pdf)
- [10] Ros, M. (2014). *Airbus' Beluga: The world's strangest-looking airplane turns 20*. Recuperat de la pàgina web: <http://edition.cnn.com/travel/article/inside-airbus-beluga/index.html>
- [11] Pathan, R. *Aircraft Structures*. Publicat per la M.S. Ramaiah School of Advanced Studies.