



UNIVERSITAT
POLITÈCNICA
DE VALÈNCIA


ETSI Aeroespacial y Diseño Industrial

UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALÈNCIA

Escuela Técnica Superior de Ingeniería Aeroespacial
y Diseño Industrial

Anteproyecto de aeronave no tripulada de ala fija VTOL
impulsada por hidrógeno

Trabajo Fin de Máster

Máster Universitario en Ingeniería Aeronáutica

AUTOR/A: Huertas Gomez, Victor Alfonso

Tutor/a: García Manrique, Juan Antonio

CURSO ACADÉMICO: 2023/2024



UNIVERSITAT
POLITÈCNICA
DE VALÈNCIA



Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño

Anteproyecto de aeronave no tripulada de ala fija VTOL impulsada por hidrógeno

Huertas Gómez, Víctor Alfonso

ÍNDICE

1.	Prefacio.....	7
1.0.	Descripción	7
2.	Aerodinámica	8
2.0.	Método de Malla de Torbellinos.....	8
2.1.	Validación.....	9
2.2.	Estudio aerodinámico del ala.....	12
2.3	Resistencia aerodinámica y polar	13
3.	Resistencia estructural	14
3.0.	Cargas	14
3.1.	Revestimiento del ala.....	20
3.1.1.	Caso de validación 1.....	20
3.1.2.	Caso de validación 2.....	21
3.1.3.	Revestimiento posterior	22
3.1.4.	Revestimiento anterior.....	28
3.3	Larguero	31
3.4	Costillas.....	32
3.6	Fuselaje	33
3.7	Depósitos	35
4.	Pesos y cdg	36
4.0.	Ala	36
4.1.	Timones de dirección y profundidad.....	36
4.1.1.	Timón de dirección	36
4.1.2	Timón de profundidad	37
4.2.	Fuselaje	37
4.3.	Sistema de combustible.....	38
4.4.	Baterías	40
4.5.	Sistema propulsivo.....	43
4.6.	Cableado y sistema electrónico.....	46
4.6.1.	Cableado	46
4.6.2.	Transmisiones	46
4.6.3.	Aviónica	47
4.6.4.	Sistema de visión.....	48
4.7	CDG	49

4.7 OEW	49
4.8 MFW	49
4.9 MTOW	50
5. Método de fabricación.	51
5.2. Material	57
6. Actuaciones	57
6.0. Rendimiento de la hélice.	57
6.1. Despegue	58
6.2. Transición modos de vuelo	58
6.3. Estabilidad estática longitudinal.....	61
6.4 Envolvente de vuelo.	61
6.4. Potencia mínima requerida.....	62
6.4 Alcance y autonomía.	64
7. Conclusiones.....	67
8. Bibliografía.....	68
ANEXO I, PIEGO DE PRESCRIPCIONES TÉCNICAS	71
ANEXO II, COSTES.....	72
ANEXO III, COMPONENTES DE LA AERNAVE.....	73

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1: H215 y C235, extraído de [2]	7
Figura 2: MQ-9 Reaper, extraído de [2]	7
Figura 3: Definición del ala de validación en XFLR5	10
Figura 4: Polar del ala de validación en XFLR5	11
Figura 5: aerodinámica del ala con XFLR5	12
Figura 6: distribución de Cl en la envergadura para el ala a Vc y Alpha=4°	16
Figura 7: distribución de sustentación	17
Figura 8: cortante en el semiala	18
Figura 9: Flector en el semiala	18
Figura 10: cortante en el fuselaje	19
Figura 11: Flector en el fuselaje	19
Figura 12: flecha ejercicio de validación 1; izquierda, Ansys; derecha, calculada con el método de la energía.	21
Figura 13: tensión en “x” ejercicio de validación 1; izquierda, Ansys; derecha, calculada con el método de la energía	21
Figura 14: flecha ejercicio de validación 2; izquierda, Ansys; derecha, calculada con el método de la energía.	22
Figura 15: tensión en “x” ejercicio de validación 2; izquierda, Ansys; derecha, calculada con el método de la energía	22
Figura 16: Coeficiente de presiones en el encastre obtenido por XFLR5 y la aproximación polinómica	23
Figura 17: comparación del coeficiente de sustentación a lo largo de la envergadura entre la función de Cp polinómica y XFLR5	23
Figura 18: mallado del revestimiento posterior del fuselaje	24
Figura 19: líneas de aplicación de las condiciones de contorno	24
Figura 20: desplazamiento transversal máximo previsto en el revestimiento posterior, vista 1 [mm]	25
Figura 21: desplazamiento transversal máximo previsto en el revestimiento posterior, vista 2 [mm]	25
Figura 22: tensión principal 1 máxima prevista en el revestimiento posterior, vista 1 [MPa]	26
Figura 23: tensión principal 1 máxima prevista en el revestimiento posterior, vista 2 [MPa]	26
Figura 24: tensión en dirección de la cuerda máxima prevista en el revestimiento posterior [MPa]	27
Figura 25: tensión en dirección de la envergadura máxima prevista en el revestimiento posterior [MPa]	27
Figura 26: tensión de cortadura en el plano máxima prevista en el revestimiento posterior [MPa]	28
Figura 27: desplazamiento transversal máximo previsto en el revestimiento anterior [mm]	28
Figura 28: tensión principal 1 máxima prevista en el revestimiento anterior [MPa]	29
Figura 29: tensión en dirección de la cuerda máxima prevista en el revestimiento anterior [MPa]	29
Figura 30: tensión en dirección de la envergadura máxima prevista en el revestimiento anterior [MPa]	30

Figura 31: tensión de cortadura en el plano máxima prevista en el revestimiento anterior [MPa].....	30
Figura 32: sección del larguero	31
Figura 33: resistencia del adhesivo de unión.....	33
Figura 34: carenado y suspensión de los tanques y de la pila y batería.	39
Figura 35: especificaciones de la célula de combustible, obtenido de [27]	39
Figura 36: vida media en ciclos de una batería en función de la profundidad de descarga, extraído de [28]	40
Figura 37: perfil de descarga y carga de la batería, extraído de [29]	41
Figura 38: especificaciones de la pila	41
Figura 39: disposición de las pilas en la batería.....	42
Figura 40: especificaciones del motor eléctrico primario, obtenido de [12].....	44
Figura 41: especificaciones del motor eléctrico secundario	45
Figura 42: sistema de anclaje del sistema motor, extraído de[30]	45
Figura 43: dimensiones del sistema de anclaje del sistema motor, extraído de[30]	45
Figura 44: especificaciones de un cable AWG según [13].....	46
Figura 45: especificaciones del transmisor de vídeo	47
Figura 46: especificaciones de la aviónica.....	48
Figura 47: especificaciones del sistema de visión	49
Figura 48: mecanizado de los moldes con CNC.	51
Figura 49: aplicación de desmoldeante	52
Figura 50: preparación de plantillas.....	53
Figura 51: colocación del preimpregnado.....	54
Figura 52: fijación del preimpregnado	55
Figura 53: horno	56
Figura 54: propiedades del preimpregnado, obtenido de [26]	57
Figura 55: ley de abatimiento de las hélices delanteras.....	59
Figura 56: velocidad durante la transición	60
Figura 57: Empuje requerido durante la transición	60
Figura 58: envolvente de vuelo.....	62
Figura 59: potencia mínima requerida a 500 m de altitud.....	63
Figura 60: potencia mínima requerida en función de la altitud con 23,4 kg.	63
Figura 61: diagrama PL-R.....	65
Figura 62: Autonomía máxima de la aeronave en función del TOW.	66

RESUMEN

Diseño para la fabricación de una aeronave no tripulada de ala fija impulsada por hidrógeno para misiones de vigilancia. Se planificarán todas las tareas de fabricación en materiales compuestos de fuselaje y alas. Se propone el uso de moldes de aluminio tanto para las alas como el fuselaje. Los moldes se fabricarán usando máquinas herramientas de control numérico y se deberán planificar las operaciones de mecanizado. La propulsión se basa en una pila de hidrógeno. La aeronave debe ser diseñada teniendo en cuenta el peso y limitaciones de la propulsión y carga de pago definidas.

Design for the manufacture of a hydrogen-powered fixed-wing unmanned aerial vehicle for surveillance missions. All manufacturing operations are planned in composite materials for the fuselage and wings. It is proposed to use aluminium moulds for both wings and fuselage. The moulds will be manufactured using numerically controlled machine tools and machining operations will need to be planned. Propulsion will be based on a hydrogen fuel cell. The aircraft must be designed taking into account the weight and limitations of the defined propulsion and payload.

PALABRAS CLAVE

UAV; composites; Máquinas herramientas; CNC; Hidrógeno; VTOL

UAV; Composites; Machine Tools; CNC; Hydrogen; VTOL

1. Prefacio.

1.0. Descripción .

En el presente TFM se desarrolla un anteproyecto de aeronave no tripulada, con capacidad de despegue y aterrizaje vertical. Propulsado por hidrógeno, en cumplimiento de los Objetivos de Desarrollo Sostenible [1], en particular con el punto 9 relativo a la industria, innovación e infraestructura, punto que insta a invertir y desarrollar, entre otras, energías con baja huella de carbono.

La misión para la que está pensada es la de vigilancia marítima, actualmente estas labores se realizan generalmente con aeronaves de ala rotatoria o aeronaves de ala fija de gran tamaño, como por ejemplo , en el caso de España, con Airbus Helicopters H215 o CASA CN-235, en el caso particular expuesto, estas misiones también se desarrollan con el UAV General Atomics MQ-9 Reaper [2].



Figura 1: H215 y C235, extraído de [2]



Figura 2: MQ-9 Reaper, extraído de [2]

2. Aerodinámica

El ala es recta, sin estrechamiento, está formada por la unión de cuatro segmentos de 800 mm (dos a cada lado) y tiene las siguientes características:

	Ala
Perfil	NACA 2412
Envergadura	3,2 m
Cuerda en la raíz	0,18 m
Cuerda en la punta	0,18 m

Tabla 1: características aerodinámicas del ala

2.0. Método de Malla de Torbellinos

Para el estudio aerodinámico se empleará el Método de Malla de Torbellinos (VLM, por sus siglas en inglés) para la caracterización de las magnitudes lineales (como el coeficiente de sustentación a nulo ángulo de ataque del ala, CL_{w0} o la pendiente de sustentación, CL_{α} , entre otras), mientras que para el cálculo del CL máximo y la pérdida se empleará el programa desarrollado por la NASA XFLR5 y el método LLT.

El fundamento matemático del método del VLM es el que sigue [8] :

-LEY de Biot-Savart

Aplicando un torbellino de intensidad en un filamento, esta ley (analogía de la ley original que aplicaba al electromagnetismo) permite obtener el campo de velocidades.

$$V(x,y,z) = \int_C \frac{\Gamma}{4\pi} \frac{dl \wedge r_p(s)}{\|r_p(s)\|^3} \quad (1)$$

Donde:

- $V(x,y,z)$ es el campo de velocidades inducidas en un punto P
- El subíndice "P" denota el punto donde se calcula
- r_p es el vector posición de P, $r_p(s) = R_p - R(s)$ relativo a un punto genérico de la curva $R(s)$ (como es una curva, aunque tenga tres coordenadas en un sistema cartesiano, puede ser definida por un solo parámetro, "s")

Se muestra, a modo de ejemplo y de antecedente del VLM, la solución que resulta de aplicar un filamento de longitud semi-infinita y de herradura.

Filamento recto de longitud semi-infinita.

Intensidad Γ y dirección dl . La recta tiene un vector unitario n Γ (orientado al punto de la misma), "s" es la distancia al punto A por lo que $dl = ds n$ Γ por lo que

$$r_p(s) = r_{AP} + s n_{\Gamma} \quad (2)$$

Operando

$$V(x,y,z) = \frac{\Gamma}{4\pi} (n_{\Gamma} \wedge r_{AP}) \int_{s=0}^{\infty} \frac{ds}{[\|r_{AP}\|^2 + 2sr_{AP} \cdot n_{\Gamma} + s^2]^{3/2}} \quad (3)$$

Torbellino en herradura

Es la estructura que se aplicará sobre los panales en el VLM, se trata de un torbellino que va desde el infinito hasta el punto A (cuya solución ya se conoce), luego desde A a B en un segmento (que se puede descomponer en 2 semi-infinitos) y por último, desde B hasta el infinito nuevamente. Po lo que la solución es la superposición de la ya conocida.

VLM

Los teoremas de Vorticidad son:

- 1) La circulación permanece constante a lo largo de una línea de vórtice
- 2) El filamento debe ser cerrado y extenderse hasta el infinito o una superficie sólida, pero no en un fluido. Además, la circulación sobre cualquier sección es igual a la intensidad del torbellino.
- 3) Un fluido se mantiene irrotacional si inicialmente lo era y no es viscoso.

La malla se puede realizar de múltiples formas, pero se ha realizado según la forma clásica, que es poniendo el segmento A-B en la línea situada a $\frac{1}{4}$ del borde de ataque del panel y el punto de control a $\frac{3}{4}$ del mismo. Además la malla está formada por paralelepípedos.

Condiciones de contorno.

- La velocidad es tangente al panel por lo que :

$$V_{C_j} \cdot \nabla F(X_{C_j}) = [V_\infty - v_{avión} + v_\Gamma] = 0 \quad (4)$$

- F es la función matemática que define la superficie, en nuestro caso , $F(x,y,z)=0$ se puede reescribir como $z=f(x,y)$ siendo esta función:

$$z = 5t[0,2969\sqrt{x} - 0.126x - 0.3516x^2 + 0.2843x^3 - 0.1015x^4]c(y) \quad (5)$$

- Donde t es el espesor máximo relativo a la cuerda y la expresión sólo es válida cuando se trata de un perfil NACA de 4 dígitos, como es el caso, “x” es la posición a lo largo de la cuerda, C(y) es la ley de cuerdas, que solo depende de la posición a lo largo de la envergadura.

$$H_{ij} = V_{C_j} \cdot \nabla F_{C_j} = V_{herr}(R_{C_j}, R_{Ak}, R_{Bk}, n_\infty, 1) \cdot \nabla F_{C_j} \quad 1 \leq i, j, \leq N \quad (6)$$

Los coeficientes H_{ij} refleja el efecto del torbellino Γ_k en el punto de control del panel j. La ecuación 4 se escribe matricialmente como:

$$H\Gamma = U_\infty a \quad (7)$$

$$a = \left[\frac{V_\infty - v_{avión}(X_{C_j})}{U_\infty} \right] \cdot \nabla F_{C_j} \quad (8)$$

2.1. Validación

Antes de analizar los parámetros aerodinámicos del ala, se emplea a modo de validación un ala trapezoidal, con el mismo perfil aerodinámico y se comparan los resultados con los calculados por XFL5 mediante el método VLM, la razón de emplear este ala y no la real es que XFLR5 solo admite tramos rectos.

	CASO de validación
Perfil	NACA 4418
Envergadura	2 m
Cuerda en la raíz	0,3 m
Cuerda en la punta	0,1 m
U_∞	30 m/s
ρ	1,225 kg/m ³

Tabla 2 datos del ala de validación:

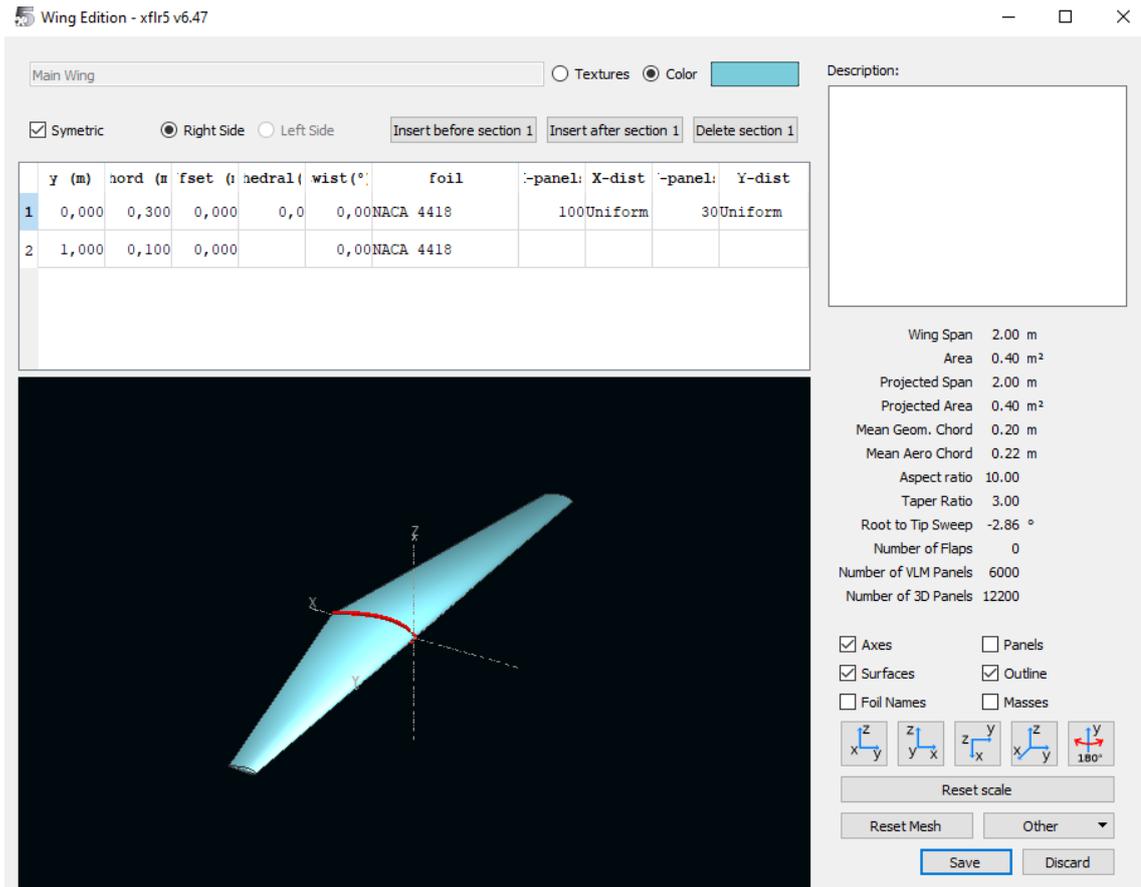


Figura 3: Definición del ala de validación en XFLR5

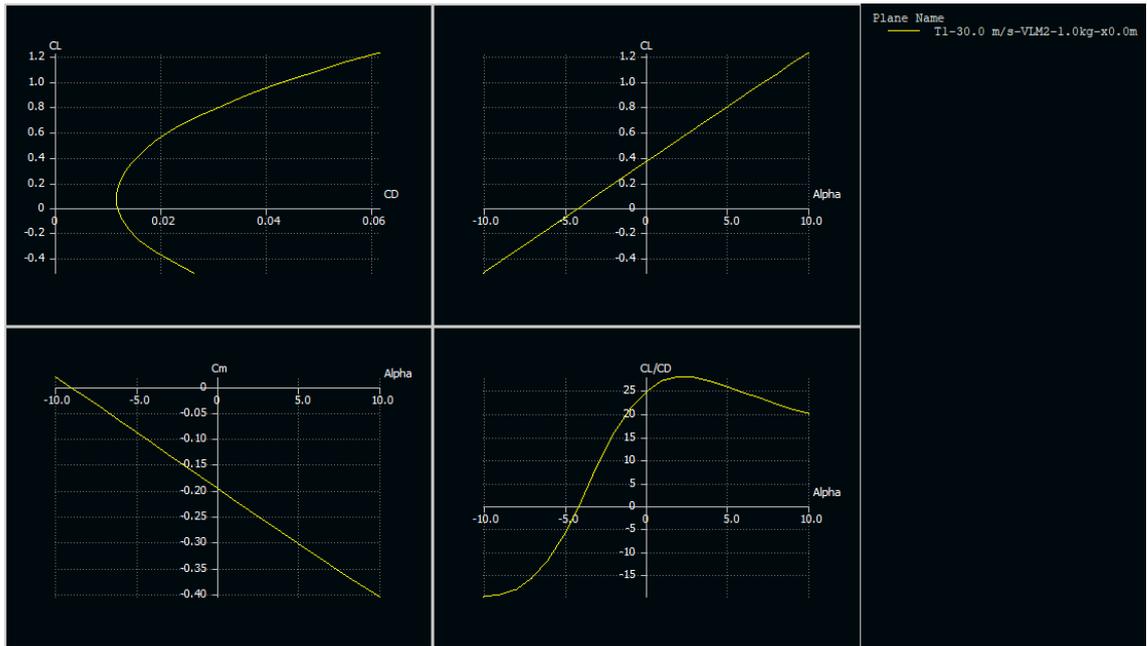


Figura 4: Polar del ala de validación en XFLR5

	Programa	XFLR5	Error relativo (%)
CL_0	0,3935	0,364	8,1
CL_α	5,16	4,98	3,6%
$CL(\alpha=5^\circ)$	0,8314	0,799	4%
CM_0	-0.206	-0,194	-6,2 %
CM_α	-1.2014	-1,226	-2 %

Tabla 3: Comparativa de los coeficientes aerodinámicos obtenidos con el programa con XFLR5

Con ello, queda validada la metodología.

2.2. Estudio aerodinámico del ala

Validada la metodología, se analiza el ala en cuestión (ver Tabla 1)

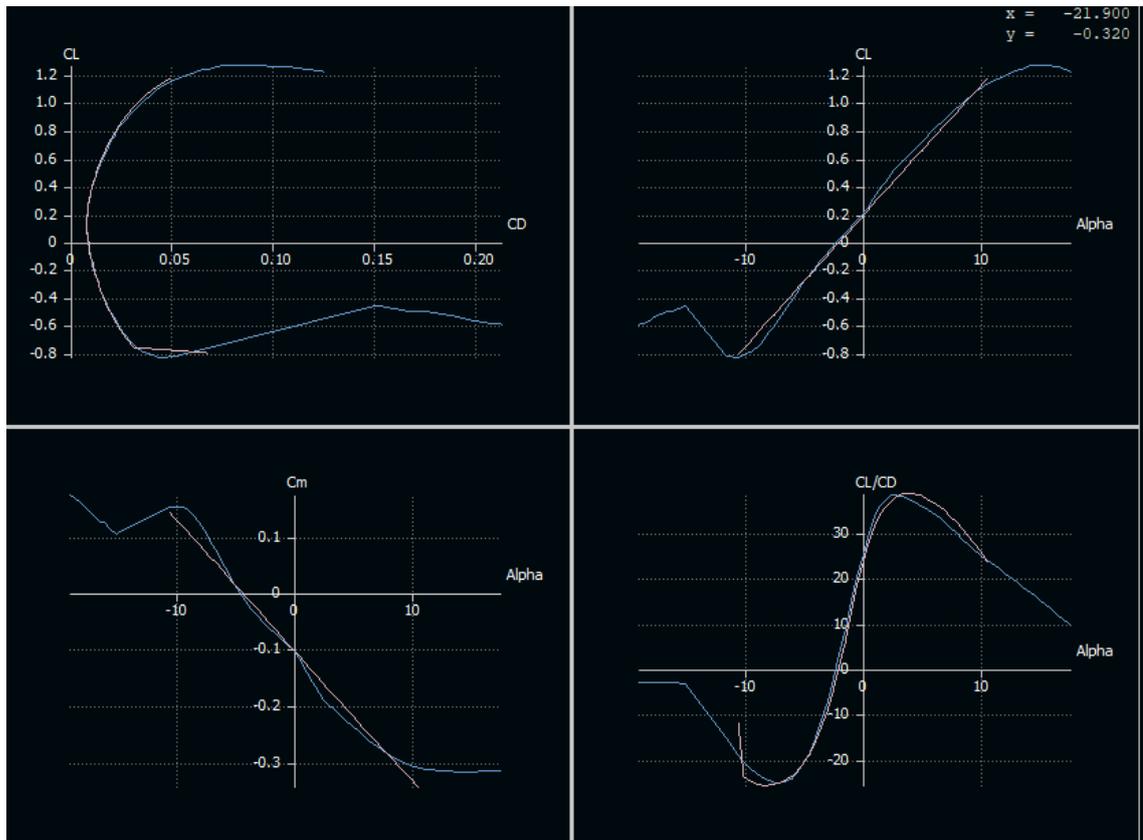


Figura 5: aerodinámica del ala con XFLR5

	XFLR5
C_{L_0}	0,1877
$C_{LW\alpha}$	5,3457 [1/rad]
$\alpha_{C_{Lmax}}$	15 °

Tabla 4: coeficientes de la sustentación linealizada del ala según XFR5

Para los estabilizadores y para las derivadas aerodinámicas del avión, se aplican las aproximaciones de la mecánica del vuelo [10]

$$C_{Lt\alpha} = \frac{2 \pi AR_t}{\left(2 + \sqrt{4 + AR_t^2(1 - M^2 + \tan(\Lambda_t))^2}\right)^2} \quad (9)$$

$$C_{Lt\eta} = \frac{6\pi f}{(1 + 2f)} \frac{C_{Lt\alpha}}{cla_{2D}} \quad (10)$$

Donde :

“f” es la fracción de la cuerda que es superficie móvil, en este caso, como es la totalidad, f=1.

$$\epsilon_{ta} = (16 / \pi^3) * C_{LW\alpha} / AR_w \quad (11)$$

$$C_{L\alpha} = C_{L\alpha+} C_{Lt\alpha} \frac{S_t}{S_w} (1 - \epsilon_{ta}) \quad (12)$$

$$C_{M\alpha} = C_{L\alpha} \frac{l_w}{c_w} - C_{Lt\alpha} \frac{l_t S_t}{c_w S_w} (1 - \epsilon_{ta}) \quad (13)$$

$$C_{M\eta} = -\frac{3(1-f)\pi}{2+4f} \frac{C_{Lt\alpha}}{c l a_{2D}} \quad (14)$$

2.3 Resistencia aerodinámica y polar

Para el cálculo de la polar de la aeronave se empleará el método de Raymer [5]

$$C_{D0} = \frac{\sum C_{f_c} F F_c Q_c S_{wet_c}}{S_{ref}} + C_{D_{mis}} + C_{D_{L\&P}} \quad (15)$$

Donde C_{f_c} es el coeficiente de fricción del componente “c”, el cual depende poderosamente del régimen (laminar o turbulento), es decir, del número de Reynolds.

$$Re = \frac{\rho l V}{\mu} \quad (16)$$

Donde “l” es la longitud característica de la componente, por ejemplo: en el ala es la CMA o en el fuselaje es la longitud total. El coeficiente de fricción laminar:

$$C_{f_c} = \frac{1,328}{\sqrt{Re}} \quad (17)$$

Para tener en cuenta el incremento de resistencia que se produce si el régimen es turbulento, se define el Reynolds de corte, que separa el régimen laminar del turbulento, si este es menor que el Reynold calculado se empleara este, aumentando el Coeficiente de fricción.

$$Re_{cutoff} = 38,21 \left(\frac{l}{k}\right)^{1,053} \quad (18)$$

Donde k depende del acabado superficial, Raymer ofrece la siguiente tabla:

Surface	k, ft	k, m
Camouflage paint on aluminum	3.33×10^{-5}	1.015×10^{-5}
Smooth paint	2.08×10^{-5}	0.634×10^{-5}
Production sheet metal	1.33×10^{-5}	0.405×10^{-5}
Polished sheet metal	0.50×10^{-5}	0.152×10^{-5}
Smooth molded composite	0.7×10^{-5}	0.052×10^{-5}

El factor de forma para el ala y estabilizadores:

$$FF = \left[1 + \frac{0,6}{\left(\frac{x}{c}\right)_m} \left(\frac{t}{c}\right) + 100 \left(\frac{t}{c}\right)^4 \right] [1,34M^{0,18}(\cos \Lambda_m)^{0,28}] \quad (19)$$

Para el fuselaje:

$$FF = \left(0,9 + \frac{5}{f^{1,5}} + \frac{f}{400} \right) \quad (20)$$

Carena del motor y depósitos externos:

$$FF = \left(1 + \frac{0,35}{f} \right) \quad (21)$$

Donde "f"

$$f = l/d = \frac{l}{\sqrt{\frac{4}{\pi} A_{max}}} \quad (22)$$

El factor de interferencia del depósito será 1,5 y para los estabilizadores 1,05 (como propone Raymer, de hecho)

Por último, las interferencias de las hélices mayoran el Cd0 en un 10% (también hipótesis de Raymer).

El factor de Oswald, e, implicado en la resistencia parásita, se adopta la formulación de Obert ([11] y [25]):

$$e = \frac{1}{1,05 + 0,007 \pi AR} \quad (23)$$

Obteniendo e=0,694.

El coeficiente de resistencia parásita:

$$K = \frac{1}{e \pi AR} \quad (24)$$

Así la polar adopta la siguiente forma

$$C_D = 0,0275 + 0,0258 C_L^2 \quad (25)$$

3. Resistencia estructural

3.0. Cargas

Código de referencia: STANAG 4617

USAR 337. Factor límite positivo de maniobra

$$n_{lim} = \min \left\{ 3,8 \left| 2,1 + \frac{10900}{MTOW + 4536} \right. \right\} \quad (26)$$

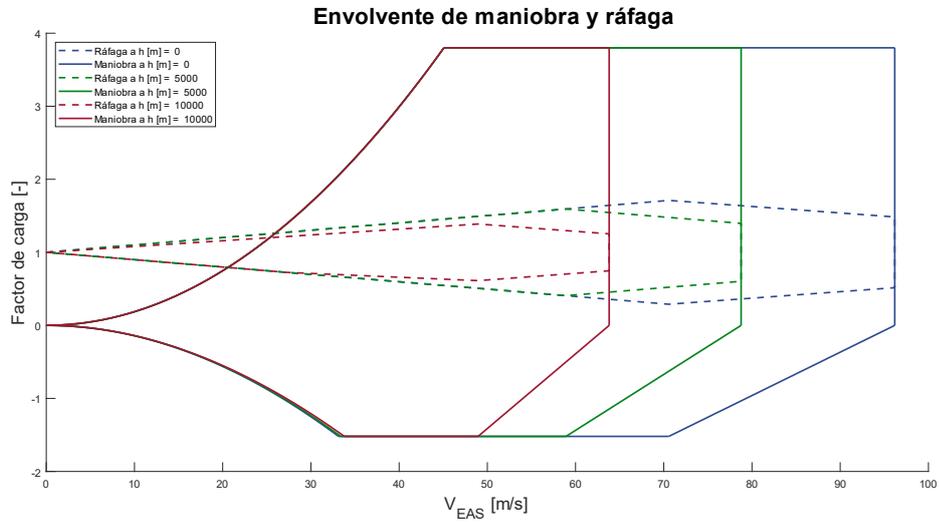
Donde:

-MTOW: es el peso máximo de diseño al despegue en kg.

Y el factor límite negativo de maniobra no debe ser inferior a 0,4 veces el descrito anteriormente.

Por lo que, para un MTOW de 25 kg, resulta en un factor límite positivo de maniobra de 3,8.

USAR 333. Envoltente de maniobra y ráfaga



USAR 335 Velocidades de proyecto.

Como se observa, en ningún caso se supera el factor de carga 3,8, este será el usado para el cálculo estructural.

MANIOBRA SIMÉTRICA ESTACIONARIA A FACTOR DE CARGA MÁXIMO

Se plantean y resuelven las ecuaciones que nos permiten conocer las variables de estado del problema. A saber, el sumatorio de fuerzas en la vertical y el sumatorio de momentos nulos:

$$L = nW = \frac{1}{2} \rho V^2 S_w (C L_\alpha \alpha + C L_\eta \eta + C L_q q + C L_0) \quad (27)$$

$$0 = \frac{1}{2} \rho V^2 S_w C M A (C M_\alpha \alpha + C M_\eta \eta + C M_q q) \quad (28)$$

Sabiendo que $q = \frac{\Delta n}{V} g$ y conocidas las derivadas de estabilidad (calculadas con las fórmulas de mecánica del vuelo), se presenta un sistema de dos ecuaciones y dos incógnitas (α y η). Con ello se puede calcular la sustentación del ala y del estabilizador.

$$L_w = \frac{1}{2} \rho V^2 S_w (C L_{\alpha w} \alpha + C L_0) \quad (29)$$

$$L_t = \frac{1}{2} \rho V^2 S_w (C L_{\alpha t} \alpha_t + C L_{\eta t} \eta + C L_q q) \quad (30)$$

Donde α_t es el ángulo de ataque que incide en el estabilizador horizontal debido al efecto de la estela de torbellinos en el ala cuya expresión es de forma aproximada:

$$\alpha_t = \left(1 - \frac{16 \cdot C L_{w\alpha}}{\pi^3 \cdot AR}\right) \alpha \quad (31)$$

La distribución de sustentación puede escribirse como [3]

$$p_w(X) = \frac{1}{2} \rho V^2 c_w(X) c_L(X) \quad (32)$$

Donde “X” es la coordenada a lo largo de la semienvergadura. La sustentación será la integral a lo largo de la envergadura de la distribución de esta.

$$L_w = \frac{1}{2} \rho V^2 \int_{-b/2}^{b/2} c_w(X) c_L(X) dX \quad (33)$$

De la ecuación (29) se calculó la sustentación del ala, por lo que se puede calcular la distribución de sustentación:

$$p_w(X) = \frac{c_w(X) c_L(X)}{\int_{-b/2}^{b/2} c_w(X) c_L(X) dX} L_w \quad (34)$$

Se puede tomar la hipótesis de distribución elíptica, queda el $c_L(X)$ (único que queda por determinar)

$$c_L(X) = C_{L,max} \sqrt{1 - \left(\frac{2X}{b}\right)^2} \quad (35)$$

O bien se toman los resultados del análisis de XFLR5 (opción escogida)

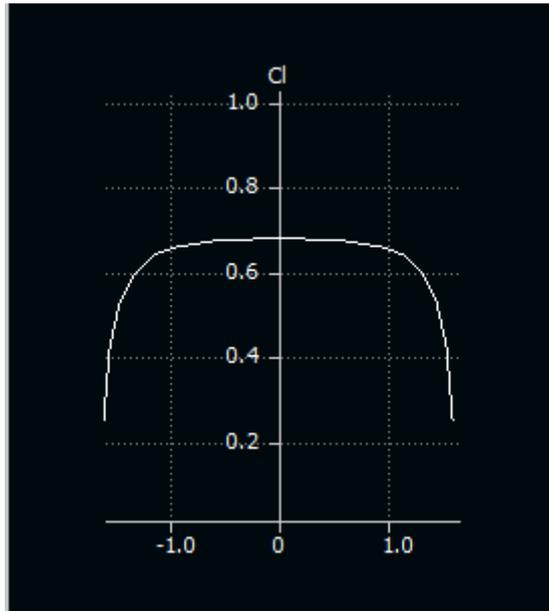


Figura 6: distribución de Cl en la envergadura para el ala a V_c y $\text{Alpha}=4^\circ$

Para los momentos se ejecuta análogamente, quedando:

$$m_w(X) = \frac{c_w^2(X) c_L(X)}{\int_{-b/2}^{b/2} c_w^2(X) c_L(X) dX} M_w \quad (36)$$

Los esfuerzos, en cada sección quedan:

$$V_Z(X) = \int_X^{b/2} p_w(\alpha) d\alpha - n \int_X^{b/2} \mu_w(\alpha) d\alpha \quad (37)$$

$$M_Y(X) = \int_X^{b/2} (\alpha - X)p_w(\alpha)d\alpha - n \int_X^{b/2} (\alpha - X)\mu_w(\alpha)d\alpha \quad (38)$$

$$T_X(X) = - \int_X^{b/2} e_{caw}p_w(\alpha)d\alpha + n \int_X^{b/2} \mu_w e_{caw}(\alpha)d\alpha - \int_X^{b/2} m_w(\alpha)d\alpha \quad (39)$$

Resultando para nuestro caso particular:

Condiciones: $n=3.8$, $V=76$ m/s, $h=0$ m;

$L_w= 862,1411$ N

$L_t=- 69,8089$ N

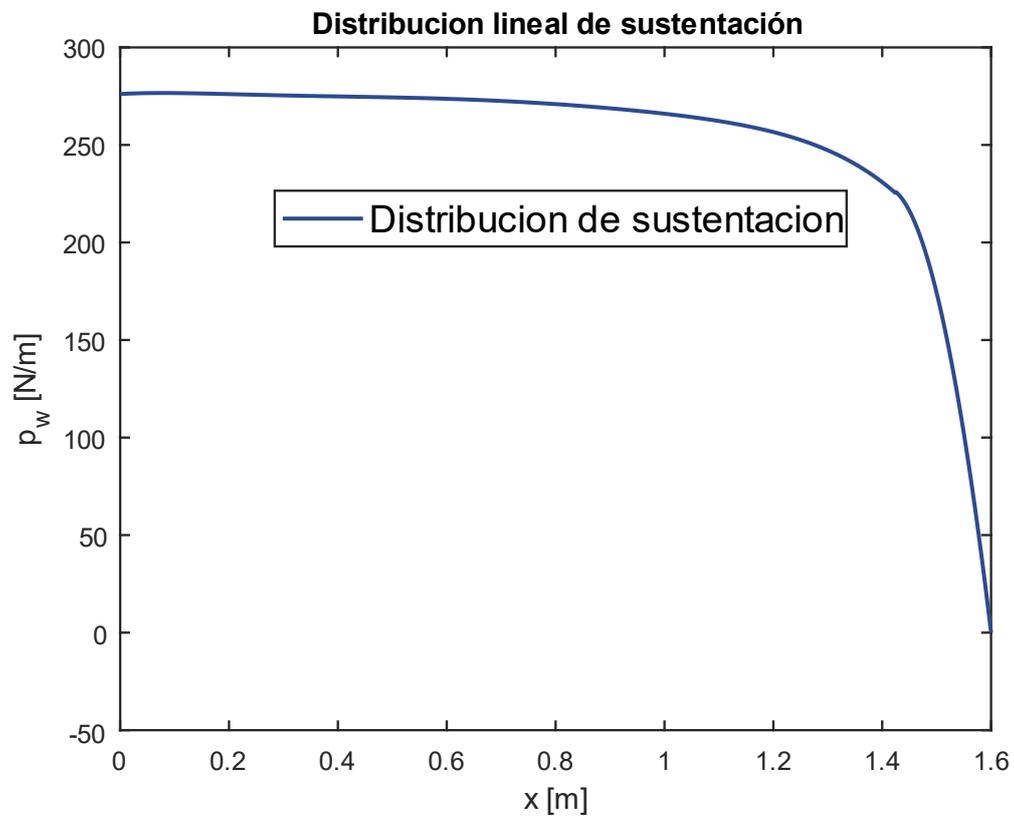


Figura 7: distribución de sustentación

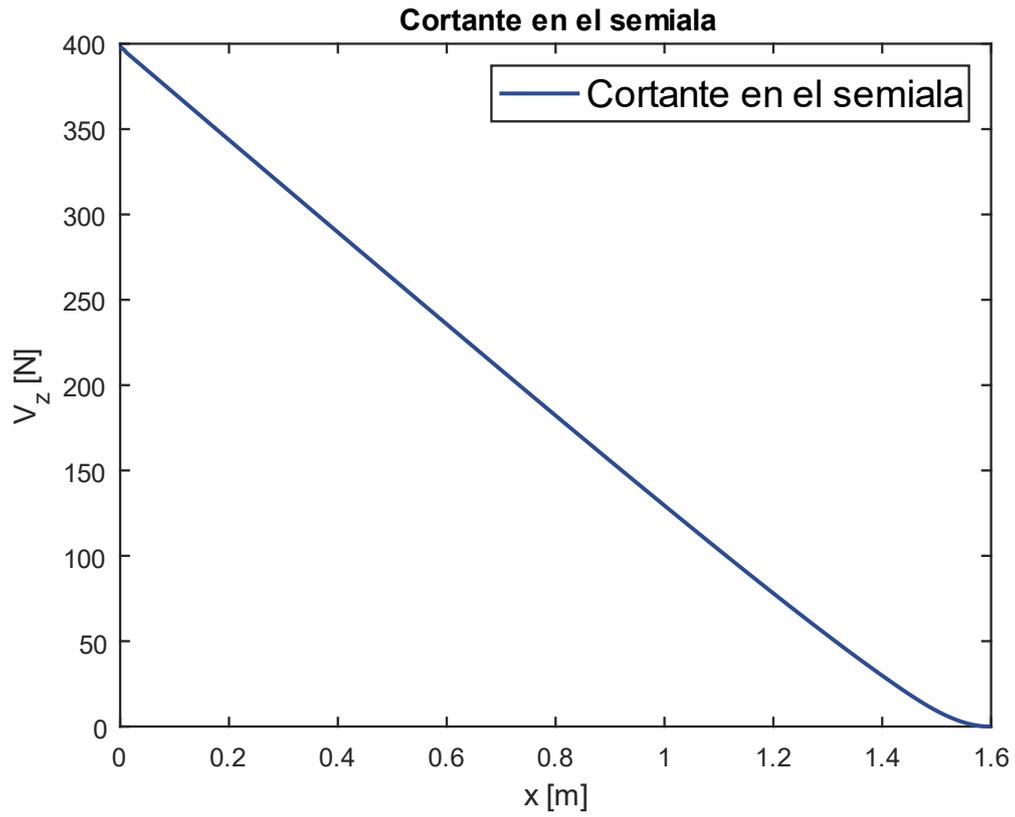


Figura 8: cortante en el semiala

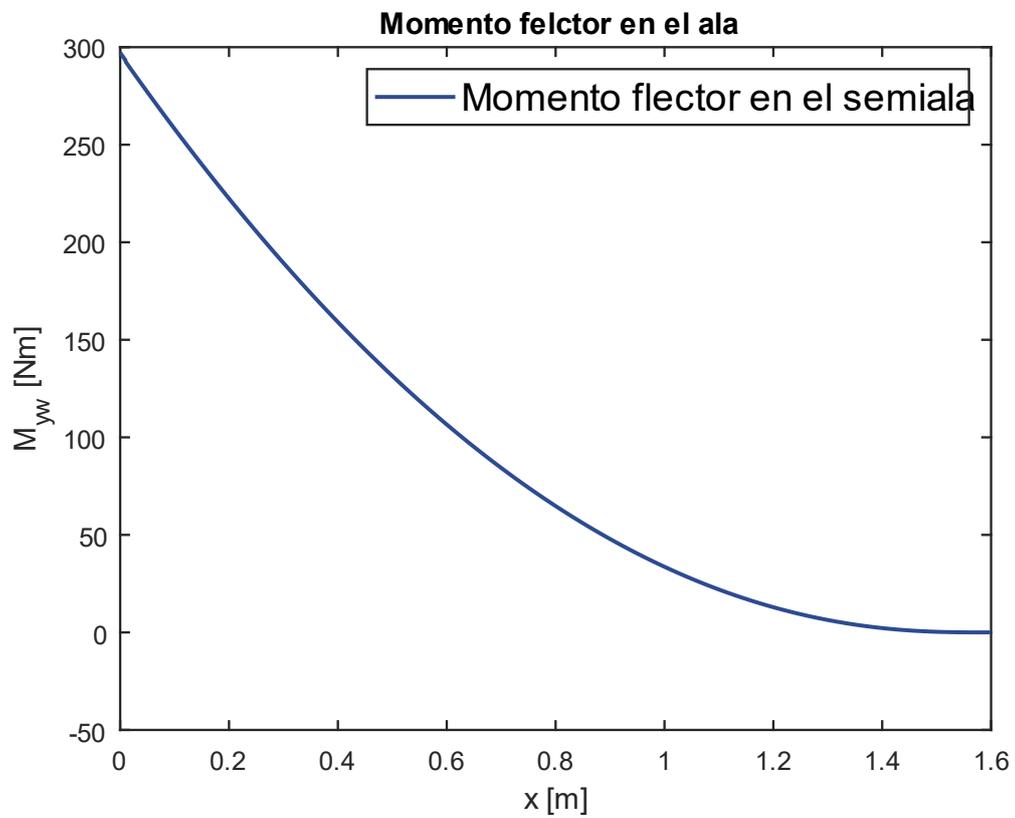


Figura 9: Flector en el semiala

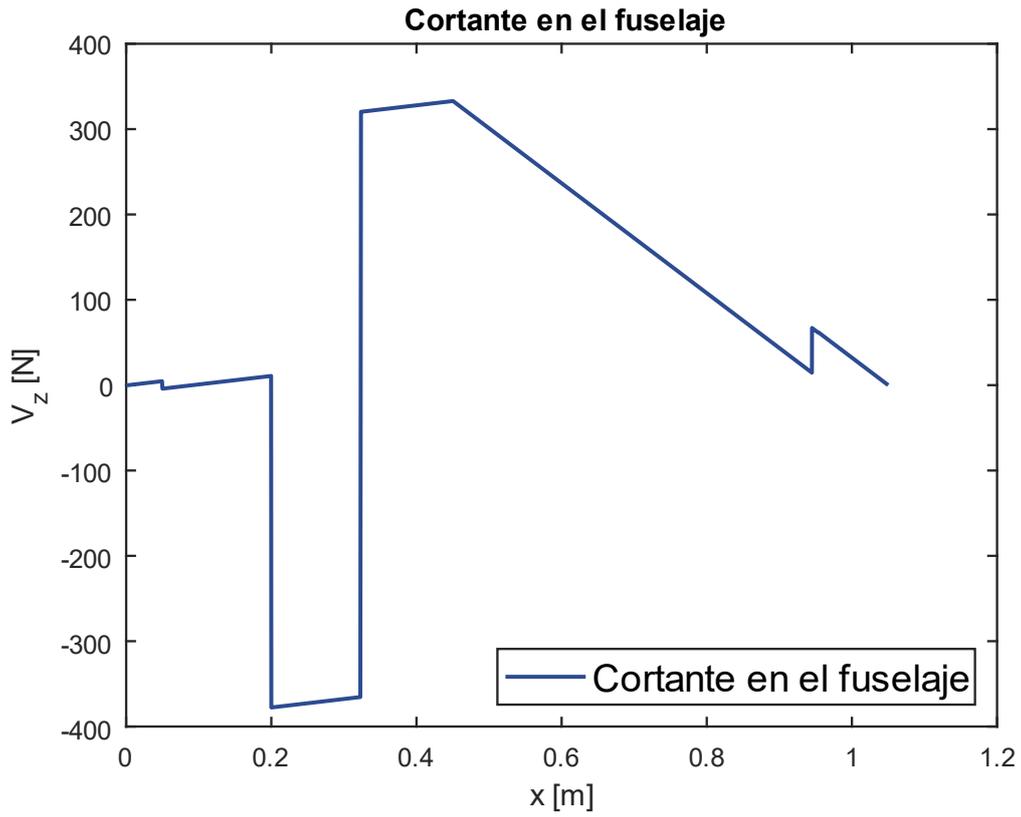


Figura 10: cortante en el fuselaje

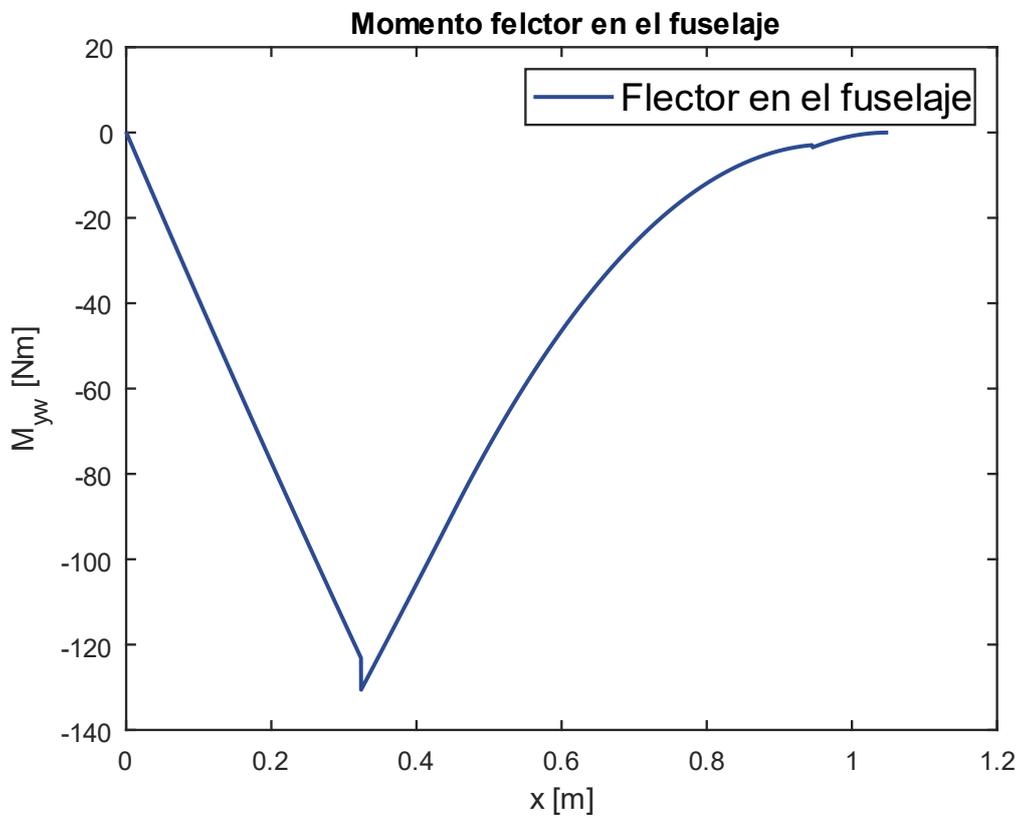


Figura 11: Flector en el fuselaje

3.1. Revestimiento del ala.

Para el cálculo del espesor del revestimiento del ala se emplea para el análisis de cargas, Ansys. Primero, y para comprobar que la metodología para introducir la carga (punto 3.3.) se efectuará dos casos de validación.

3.1.1. Caso de validación 1.

Se estudiará una placa rectangular sometida a presión uniforme q_0 , empotrada en todos sus lados y de lado paralelo al eje “x”, “b” y de lado paralela al eje “y”, “a” con las siguientes características:

Parámetro	Valor	Unidades
E	70	GPa
ν	0.3	-
a	2	m
b	2	0
q_0	7	Pa

Tabla 5: parámetros del ejercicio de validación 1

Para la resolución, se empleará el método de las energías [4]. La energía de deformación por flexión:

$$U_b = \frac{1}{2} \int_{\Omega} (\sigma_x \varepsilon_x + \sigma_y \varepsilon_y + \tau_{xy} \gamma_{xy}) d\Omega \quad (40)$$

$$U_b = \frac{D}{2} \int_0^a \int_0^b [(\omega_{xx} + \omega_{yy})^2 - 2(1 - \nu)(\omega_{xx}\omega_{yy} - \omega_{xy}^2)] dx dy \quad (41)$$

Donde:

- ω_{xx} es la derivada segunda de la flecha según x y D es la rigidez a flexión de la placa.

La energía de la carga:

$$V = \int_0^a \int_0^b \omega(x, y) q(x, y) dx dy \quad (42)$$

Siendo la flecha la siguiente expresión (que cumple las condiciones de contorno geométricas y, aunque no estrictamente necesario, las de fuerza):

$$\omega(x, y) = \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} \omega_{mn} (1 - \cos \frac{2m\pi}{a}) (1 - \cos \frac{2n\pi}{b}) \quad (43)$$

Se obtiene el valor de ω_{mn} minimizando la energía total:

$$0 = \frac{\partial (U_b - V)}{\partial \omega_{mn}} \quad (44)$$

De donde se obtiene los coeficientes ω_{mn}

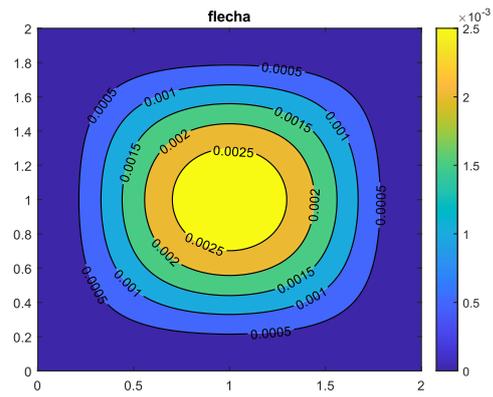
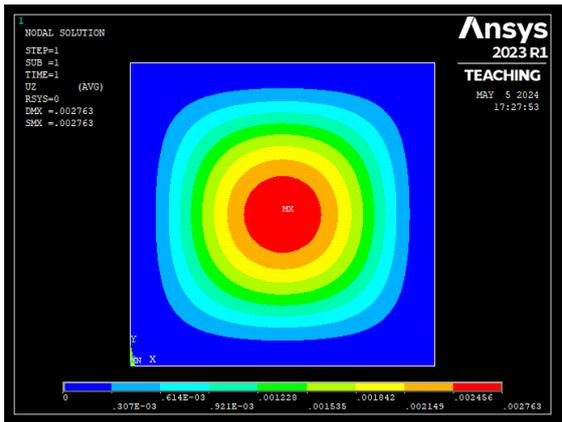


Figura 12: flecha ejercicio de validación 1; izquierda, Ansys; derecha, calculada con el método de la energía.

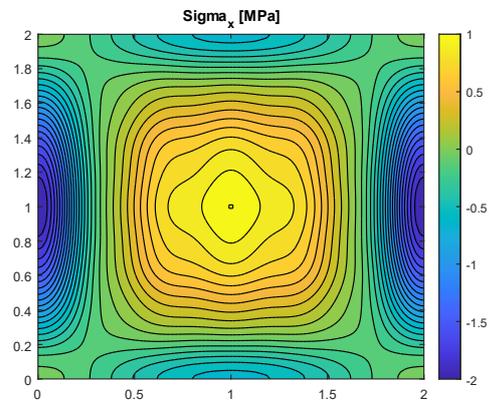
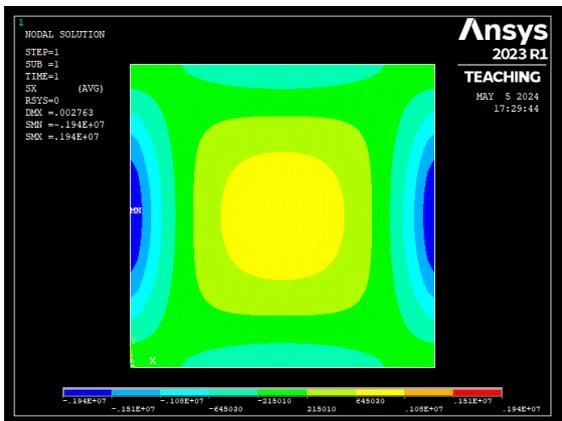


Figura 13: tensión en “x” ejercicio de validación 1; izquierda, Ansys; derecha, calculada con el método de la energía.

Los resultados muestran, habiendo empleado 25 términos, un error máximo en la flecha del 4,9 % y en las tensiones inferior al 1%.

3.1.2. Caso de validación 2

La razón de ser de este segundo caso es la validación de la introducción de las cargas en Ansys. El ejercicio es básicamente el mismo que el anterior pero con una carga distribuida de valor:

$$q(x,y) = 50(2 - x) \quad (45)$$

Resultando:

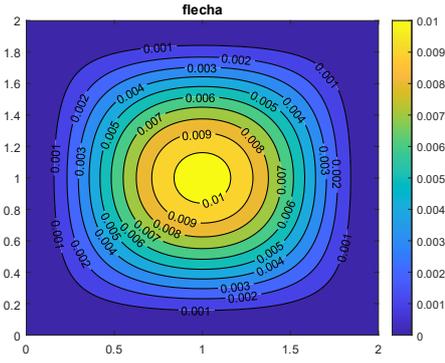
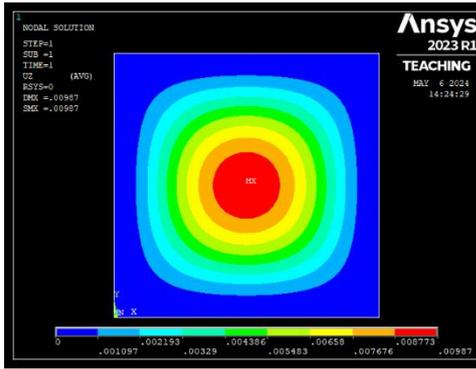


Figura 14: flecha ejercicio de validación 2; izquierda, Ansys; derecha, calculada con el método de la energía.

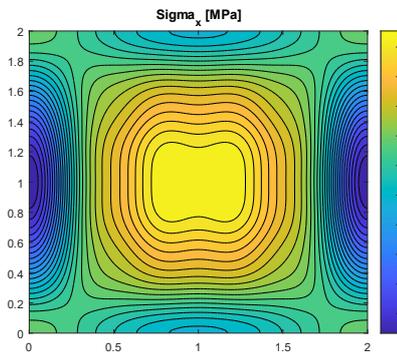
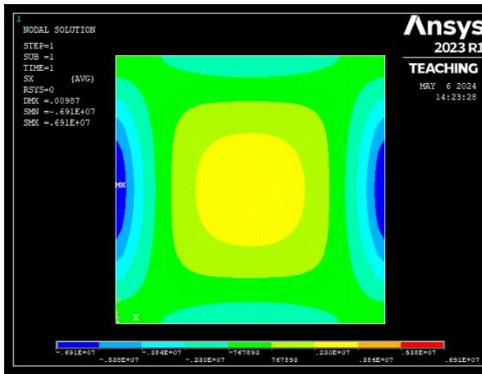


Figura 15: tensión en “x” ejercicio de validación 2; izquierda, Ansys; derecha, calculada con el método de la energía.

En la flecha se comete un error del 5,3 % (debido a la reducción en el número de términos que pasaron de 25 a 16) y en las tensiones en torno al 1%, por lo que se valida la metodología.

3.1.3. Revestimiento posterior

Para evaluar la carga de presión en cada punto, se extrae una fórmula para caracterizar el C_p , que otorgará el campo de presiones buscado:

$$C_{p_{extradós}}(x, y) = \frac{0.46093}{0.5196} (-3.94 * y^6 + 16.973y^5 + 27.505 * y^4 + 0.553y^3 + 6.9545y^2 + 0.8455y + 0.9867) * \begin{cases} 308046.1403 * x^2 - 1363.427232 * x + 0.7205867 & \text{si } x \leq 0,002 \\ 848637 * x^6 - 475376 * x^5 + 107596 * x^4 - 12575 * x^3 + 796.55 * x^2 - 19.403 * x - 0.7446 & \text{si } x > 0.002 \end{cases} \quad (46)$$

$$C_{p_{intradós}}(x, y) = \frac{0.46093}{0.5196} (-3.94 * y^6 + 16.973y^5 + 27.505 * y^4 + 0.553y^3 + 6.9545y^2 + 0.8455y + 0.9867) * \begin{cases} 20775577.62 * x^6 - 152289312.06 * x^5 + 18467300.72 * x^4 - 863293.91 * x^3 + 19421.27 * x^2 - 214.09 * x + 0.93 & \text{si } x \leq 0,04 \\ 1556007.94 * x^6 - 930397.02 * x^5 + 221871.23 * x^4 - 26853.09 * x^3 + 1732.03 * x^2 - 55.38 * x + 0.65 & \text{si } x > 0.04 \end{cases} \quad (47)$$

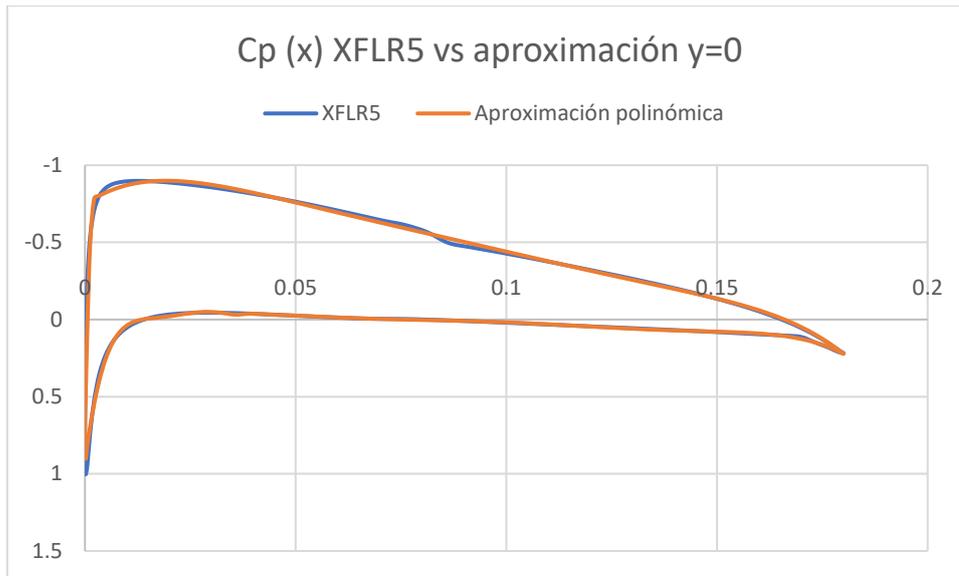


Figura 16: Coeficiente de presiones en el encastre obtenido por XFLR5 y la aproximación polinómica¹.

Para comprobar las expresiones del coeficiente de presiones, se obtiene la distribución de C_L . Como se puede ver, las expresiones constituyen de una función que depende de la semienvergadura $g(y)$ multiplicada por otra que depende de su posición en la cuerda $f(x)$. El coeficiente de sustentación para cada posición de “y” es:

$$C_L(y) = g(y) * \int_{BA}^{BS} \frac{Cp_{intrados}(x) - Cp_{extradós}(x)}{c} dx \quad (48)$$

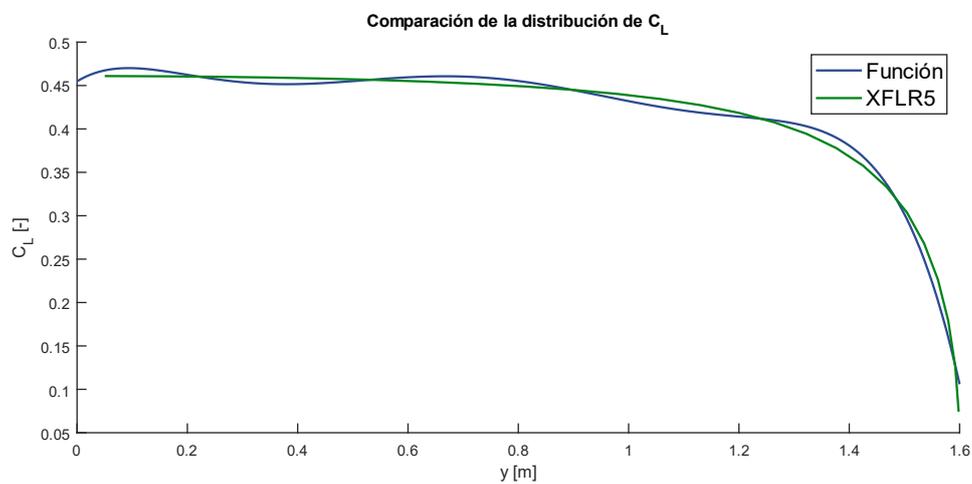


Figura 17: comparación del coeficiente de sustentación a lo largo de la envergadura entre la función de C_p polinómica y XFLR5

¹ Son las funciones definidas a trozos y no todo lo que le precede porque la comparativa es con la distribución de presiones analizando solo el perfil, al pasar a 3D hay efectos que provocan la disminución del C_l en la sección no siendo idéntico con el análisis 2D.

Se simulará el revestimiento, anteriormente se ha explicado y demostrado el modelo de obtención de cargas, ahora que se tienen las cargas de presión se modelará el revestimiento, dado que es de espesor constante, la sección más crítica es la del encastre. La unión con las costillas se supone perfecta (lo que se traduce como condiciones de empotramiento). Al tener 8 costillas equiespaciadas, se analiza un subpanel entre dos costillas, para comprobar la resistencia del revestimiento a las **cargas máximas previstas**

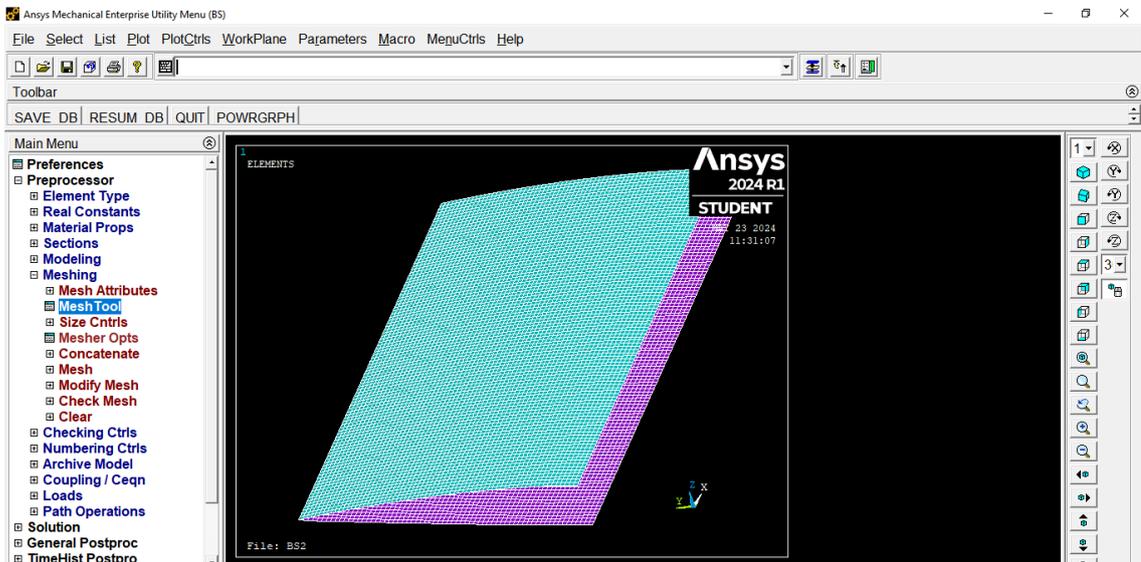


Figura 18: mallado del revestimiento posterior del fuselaje

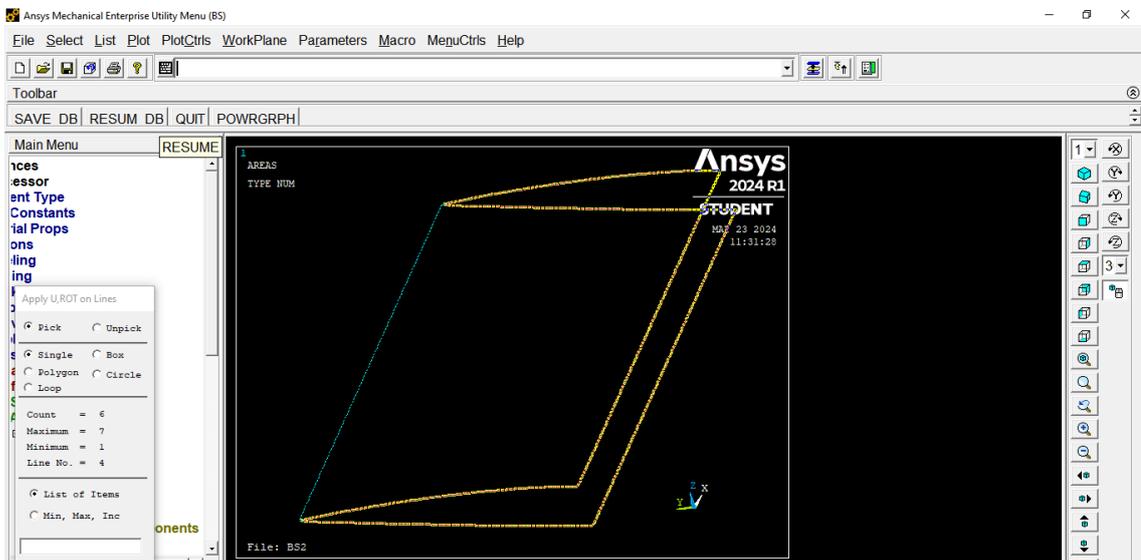


Figura 19: líneas de aplicación de las condiciones de contorno

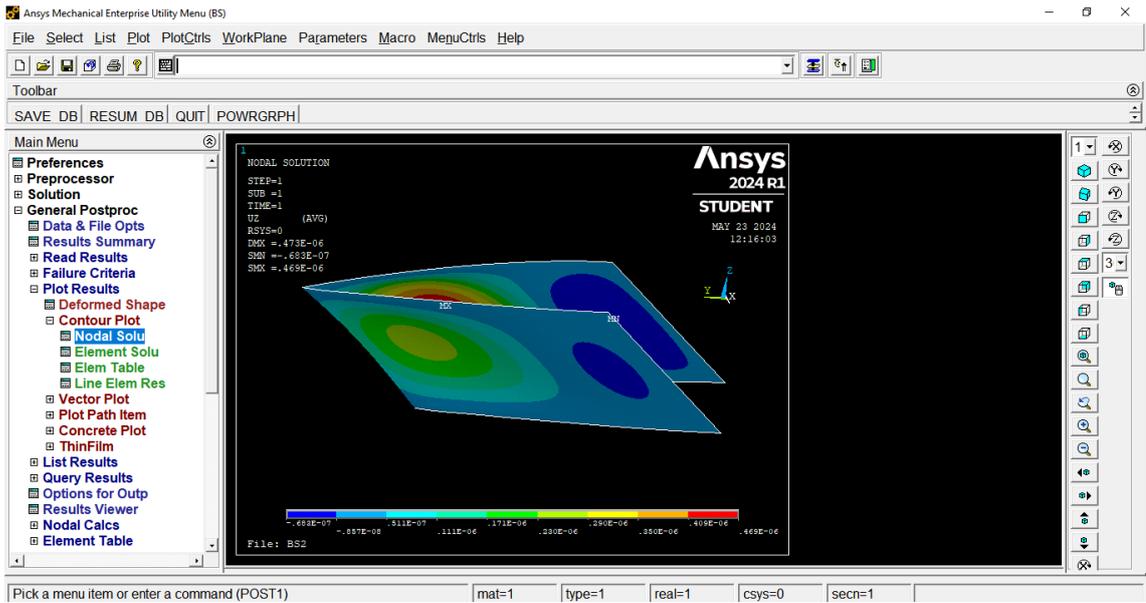


Figura 20: desplazamiento transversal máximo previsto en el revestimiento posterior, vista 1 [mm]

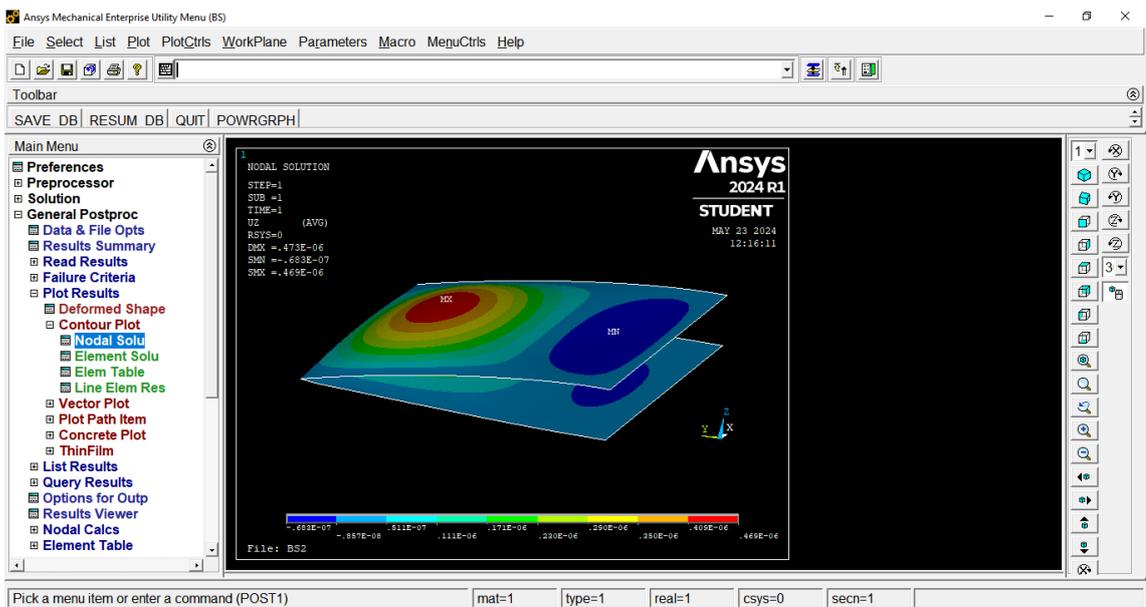


Figura 21: desplazamiento transversal máximo previsto en el revestimiento posterior, vista 2 [mm]

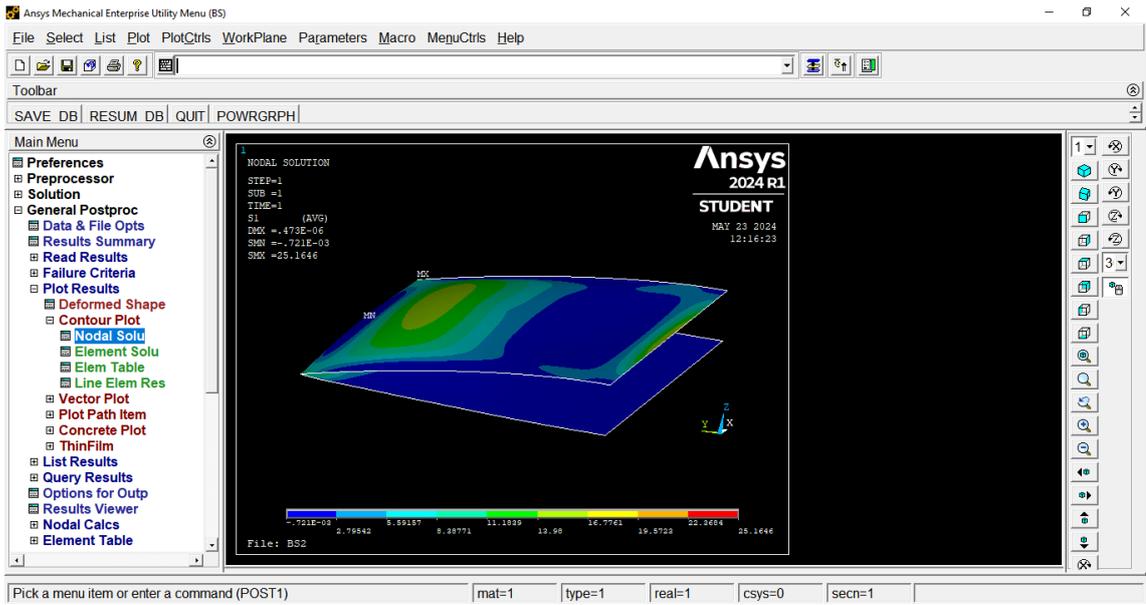


Figura 22: tensión principal 1 máxima prevista en el revestimiento posterior, vista 1 [MPa]

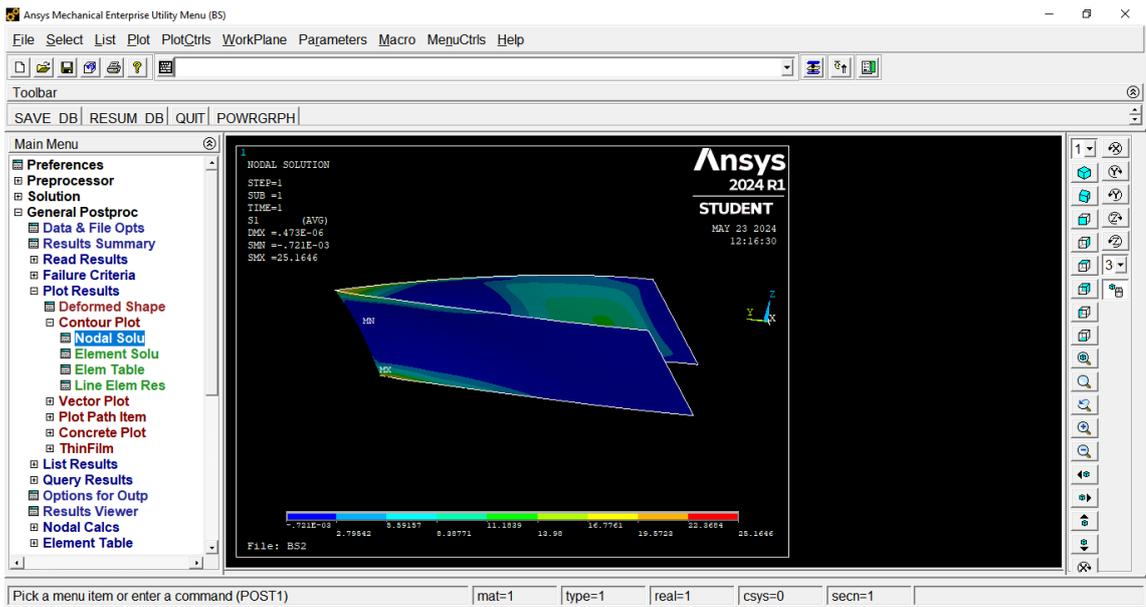


Figura 23: tensión principal 1 máxima prevista en el revestimiento posterior, vista 2 [MPa]

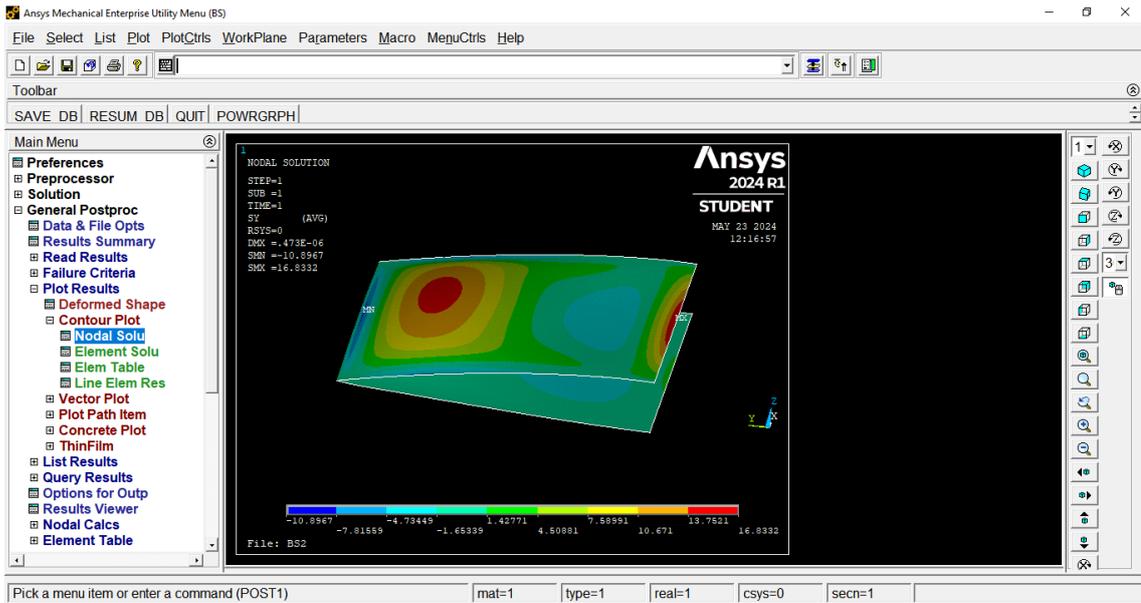


Figura 24: tensión en dirección de la cuerda máxima prevista en el revestimiento posterior [MPa]

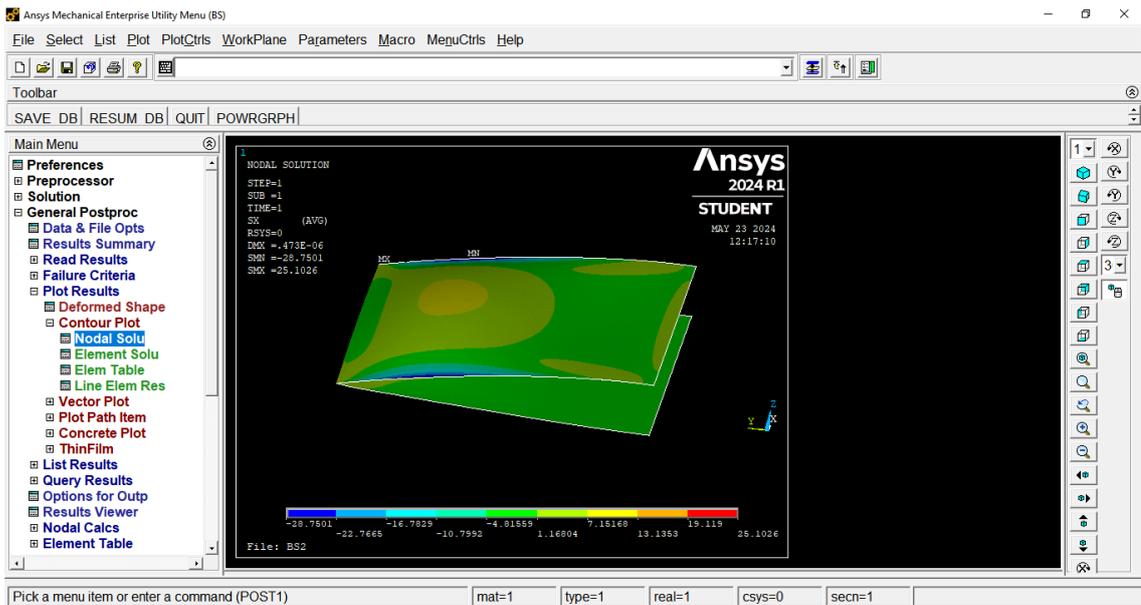


Figura 25: tensión en dirección de la envergadura máxima prevista en el revestimiento posterior [MPa]

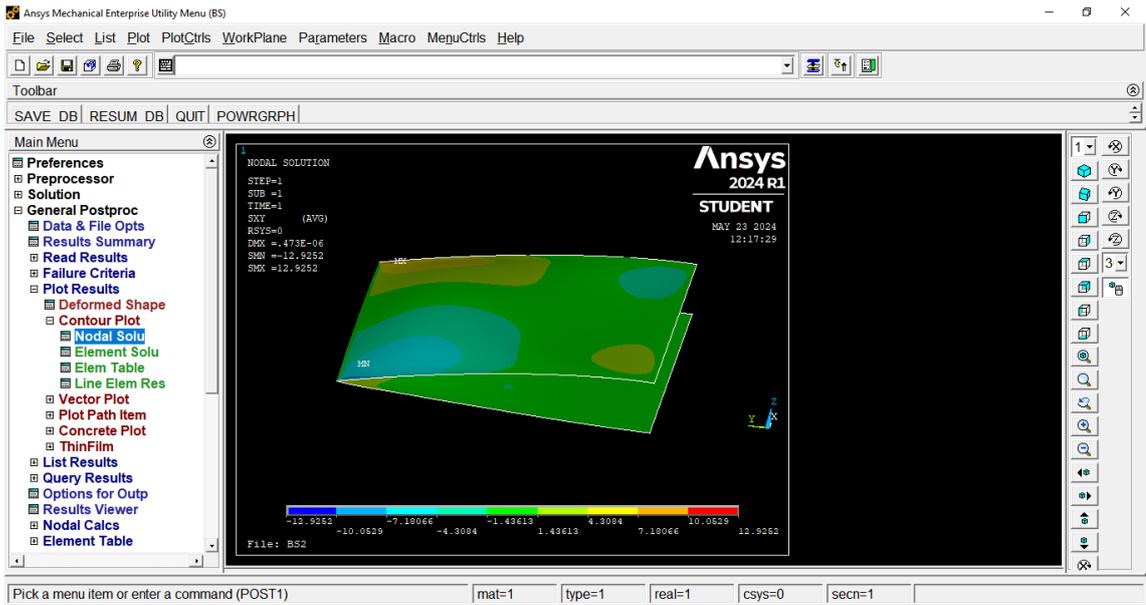


Figura 26: tensión de cortadura en el plano máxima prevista en el revestimiento posterior [MPa]

3.1.4. Revestimiento anterior

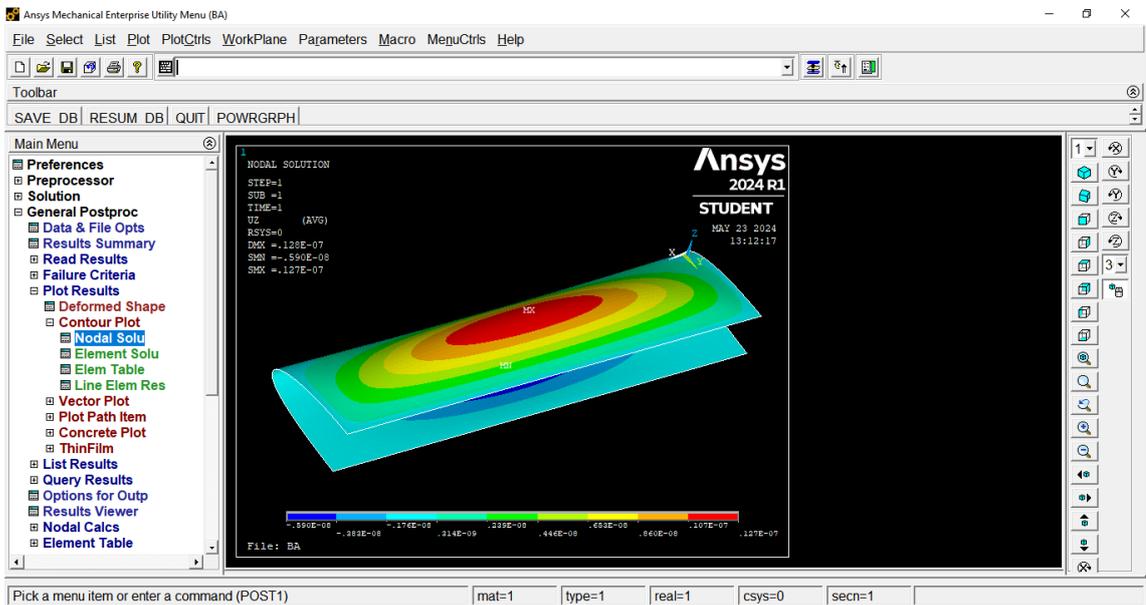


Figura 27: desplazamiento transversal máximo previsto en el revestimiento anterior [mm]

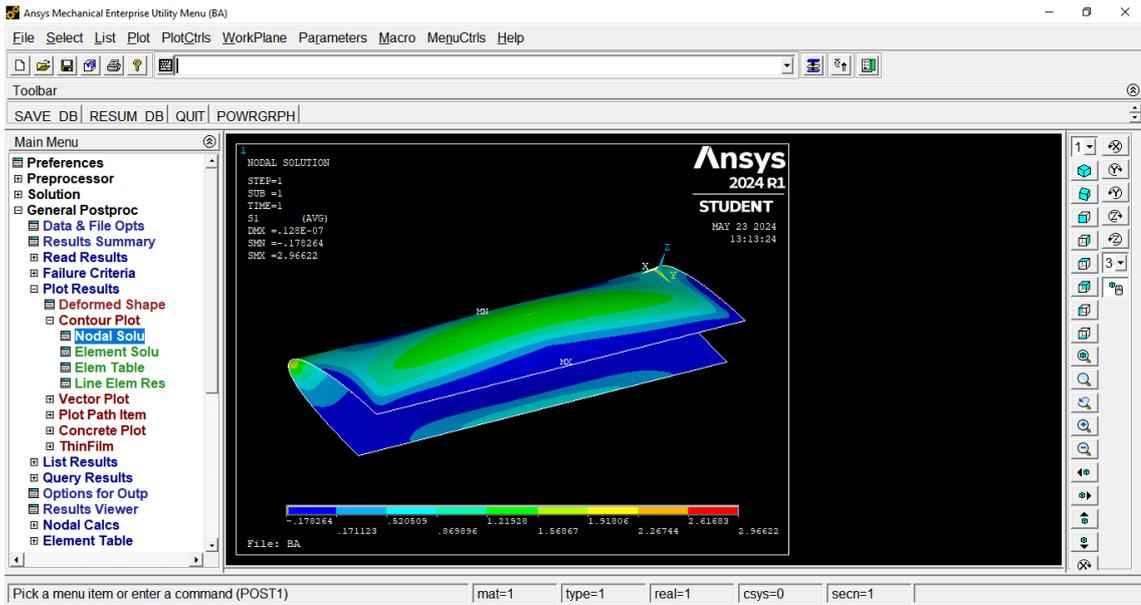


Figura 28: tensión principal 1 máxima prevista en el revestimiento anterior [MPa]

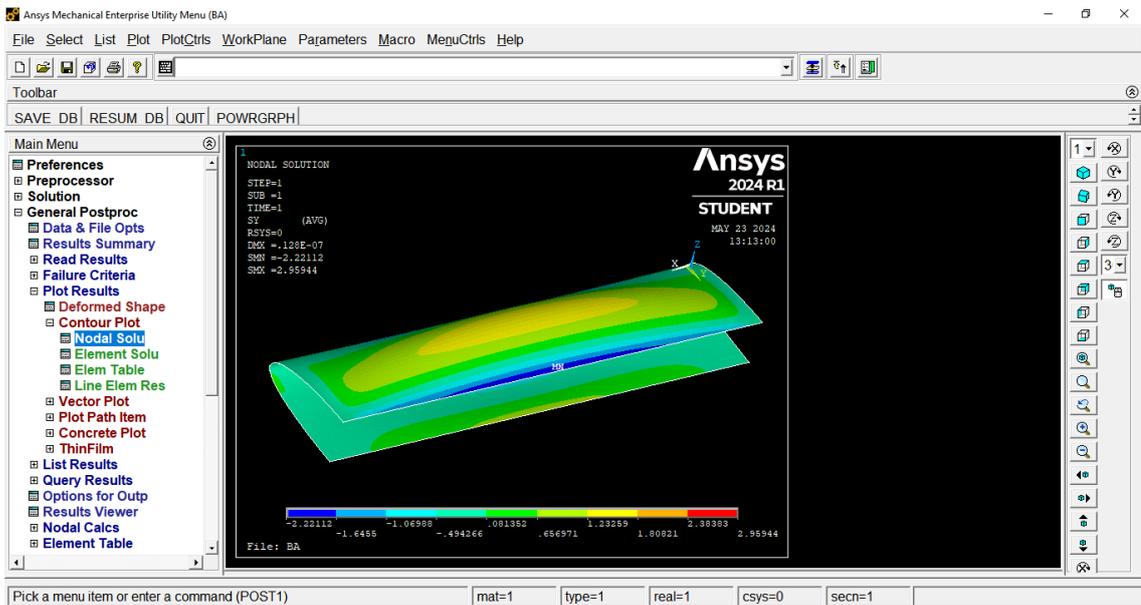


Figura 29: tensión en dirección de la cuerda máxima prevista en el revestimiento anterior [MPa]

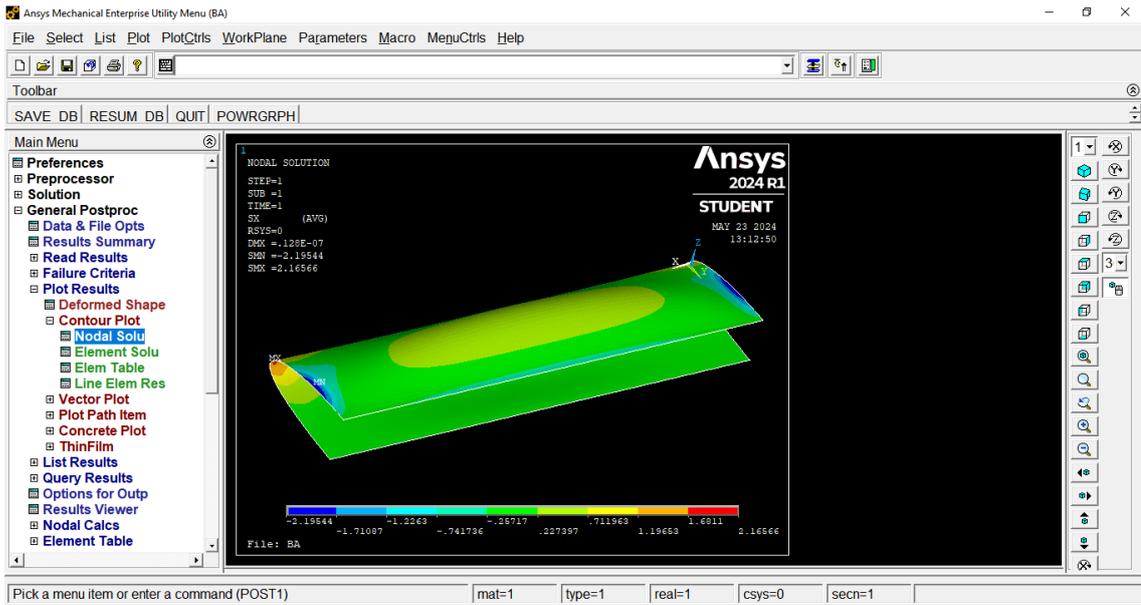


Figura 30: tensión en dirección de la envergadura máxima prevista en el revestimiento anterior [MPa]

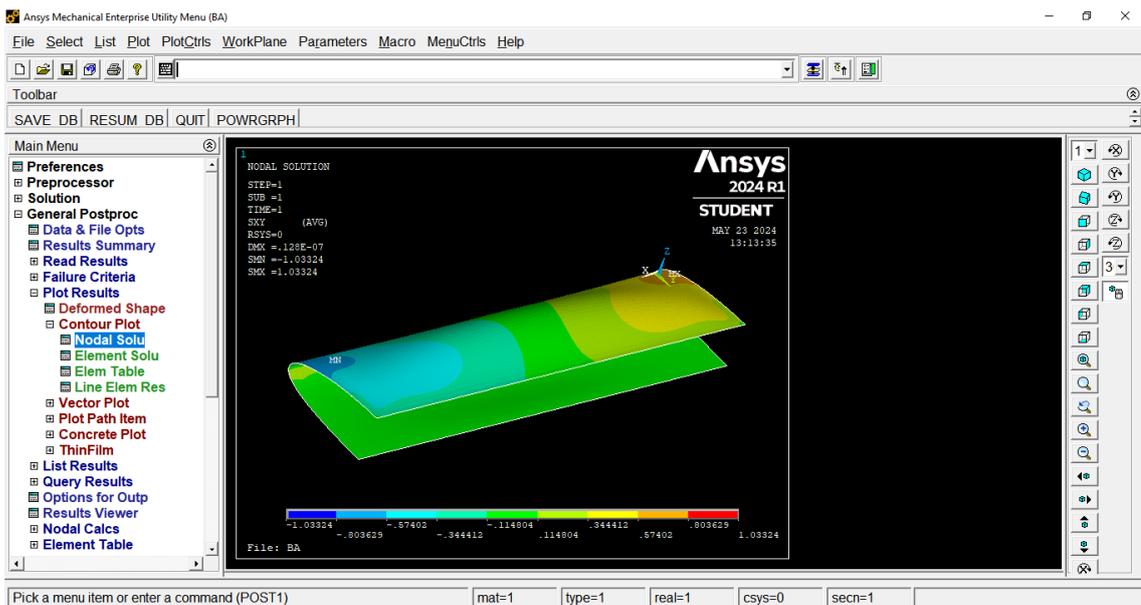


Figura 31: tensión de cortadura en el plano máxima prevista en el revestimiento anterior [MPa]

Se observa, a partir de las figuras Figura 20, Figura 21 y Figura 27 que el desplazamiento que provocan las cargas es muy pequeño, garantizando que el perfil mantiene su forma. Del resto de figuras se observa que las tensiones son perfectamente soportadas (aun teniendo en cuenta el margen de seguridad) quedando las cargas críticas muy lejos.

3.3 Larguero

Sección

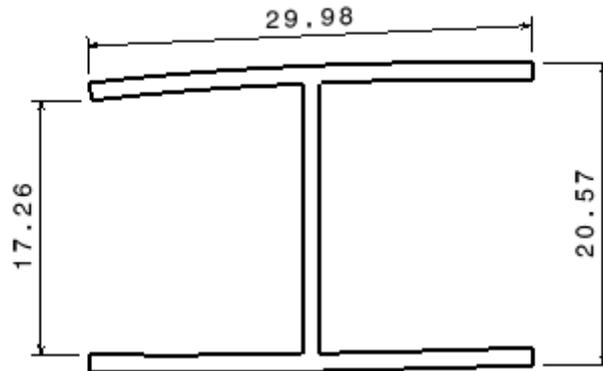


Figura 32: sección del larguero

El larguero soportará las principales cargas de flexión, en los anteriores apartados se ha demostrado que el revestimiento es capaz de trasladar las cargas, sin embargo, se hará recaer sobre el larguero toda la capacidad resistiva, despreciando la aportación que puedan hacer el resto de elementos (a flexión). El larguero tiene forma de “I”, pero con las alas adaptándose a la forma del perfil, para simplificar el cálculo y realizarlo analíticamente se tomarán las siguientes hipótesis:

- Las alas serán perpendiculares al alma y paralelas entre sí, es decir, se desprecia la curvatura por ser esta pequeña.
- En consecuencia de la anterior hipótesis, los Ejes Principales de Inercia son paralelo y perpendicular al alma, pasando por el centro de simetrías (vertical y horizontal).
- Para ejecutar la primera hipótesis, se toma como la altura la cota menor de las alas, de tal manera que la sección de cálculo está por debajo de la real en todo momento, provocando que la inercia resultante sea inferior a la real, pero cuando se aplique Navier, poniendo la real, de tal forma que la tensión obtenida se garantiza superior a la real, de tal forma que la simplificación del cálculo falle en favor de la seguridad (aunque la curvatura no es muy prolongada, por lo que no se desviaría mucho de la tensión real).

Datos del larguero:

Altura: 17,26+e

Ancho (longitud de las alas): 30 mm horizontales

Inercia del larguero :

$$I_y = 2 * 28,98 * e_1 * \left(\frac{19,97 - e_1}{2} \right)^2 + \frac{1}{12} * e_2 * (19,97 - e_1)^3$$

Usando 6 capas, de espesor 0,199 mm, la inercia es 6724,56 mm⁴

$$\text{Navier simplificada} = \sigma_{max} = \frac{M_{max}}{I} z_{max} = 459 \text{ MPa}$$

$$\sigma_{admisible} = 879 \text{ MPa} \rightarrow \text{Factor de seguridad} = 1,91 \text{ (norma prescribe 1,5)}$$

Numéricamente se ha determinado la inercia del larguero en $15\,592 \text{ mm}^4$, la enorme diferencia se explica a que, como se explicó, se usó una geometría que tomaba la altura de las alas constante e igual a la más corta, reduciendo su distancia y su inercia.

Torsión

$$J_a = \sum \frac{l_i t_i^3}{3} = 44,8 \text{ mm}^4 \quad (49)$$

$$\tau_a = \frac{T}{J_a} t_i \quad (50)$$

Donde tau máximo es 120 MPa.

3.4 Costillas

No se trata de un elemento estructural primario, la función de la costilla es proporcionar la forma al perfil y evitar el pandeo local. Las costillas, divididas por el larguero, se denominarán sus partes como refuerzo de borde de ataque y costilla. En este apartado se analiza si la unión al larguero aguantará las cargas, para ello se analiza la costilla del encastre. De la Figura 8 se observa que el cortante máximo es de 400 N, tanto la costilla como el refuerzo de borde de ataque ofrecen una superficie de contacto con el larguero producto del alto del alma del larguero (18,34 mm) por la longitud del solape, con una solapa de 5mm la tensión de cizalladura en la unión es de:

$$\tau = \frac{V_z}{S} = \frac{400}{18,35 * 5} = 4,36 \text{ MPa} \quad (51)$$

Nótese que esta situación es irreal porque se está suponiendo que absolutamente todo el cortante se está transmitiendo a través de la costilla (o refuerzo de borde de ataque) al larguero, despreciando al revestimiento, el larguero y el refuerzo de borde de ataque, y aún así queda muy lejos de los aproximadamente 22,1 MPa que esta unión adhesiva puede soportar (para el referencia de la unión adhesiva: [9], de la que se extrae la siguiente figura)

Substrates	Surface Preparation	Cure Time	Conditioning/ Aging	Test Temperature	DP6310NS		DP6330NS	
					Result [MPa]	Failure Mode	Result [MPa]	Failure Mode
Aluminum	Etched	24h @ 23 °C	None	23 °C	17,9	CF	22,8	CF
Cold Rolled Steel	AAA	24h @ 23 °C	None	23 °C	13,1	AF	14,5	AF
Galvanized Steel	AAA	24h @ 23 °C	None	23 °C	8,3	AF	11,7	AF
Stainless Steel	AAA	24h @ 23 °C	None	23 °C	20,7	CF	20,7	CF
ABS	IPA	24h @ 23 °C	None	23 °C	1,6	AF	4,5	AF
PC	IPA	24h @ 23 °C	None	23 °C	4,9	AF	7,6	SF
Carbon Fiber Epoxy	AAA	24h @ 23 °C	None	23 °C	22,1	CF	23,1	SF
Glass Filled Polyester	AAA	24h @ 23 °C	None	23 °C	6,9	SF	8,3	SF
SMC	AAA	24h @ 23 °C	None	23 °C	6,2	SF	6,9	SF

Figura 33: resistencia del adhesivo de unión

Torsión [15]

$$\tau = \frac{q_T}{e} = \frac{T_{max} / (2\pi r_{med}^2)}{espesor} = 3,17 \text{ MPa}$$

CORTANTE

$$q_c(s) = -\frac{Q_z}{(\pi * r)} \text{sen}\alpha \rightarrow \tau_{max} = \frac{Q_z / (\pi * r)}{espesor} = 16,8 \text{ MPa}$$

3.6 Fuselaje

De la figura **Figura 11** se observa que el máximo flector en el fuselaje es de 88 Nm en la sección situada a 735,8 mm desde el morro, esa sección tiene un radio exterior de 11,9 mm.

$$\sigma = \frac{M_y}{I_{y-}} z = \frac{88000 \text{ [Nmm]}}{\frac{\pi}{4} (11,93^4 - (11,93 - n \ 0,199)^4)} 35 \text{ [MPa]} \quad (52)$$

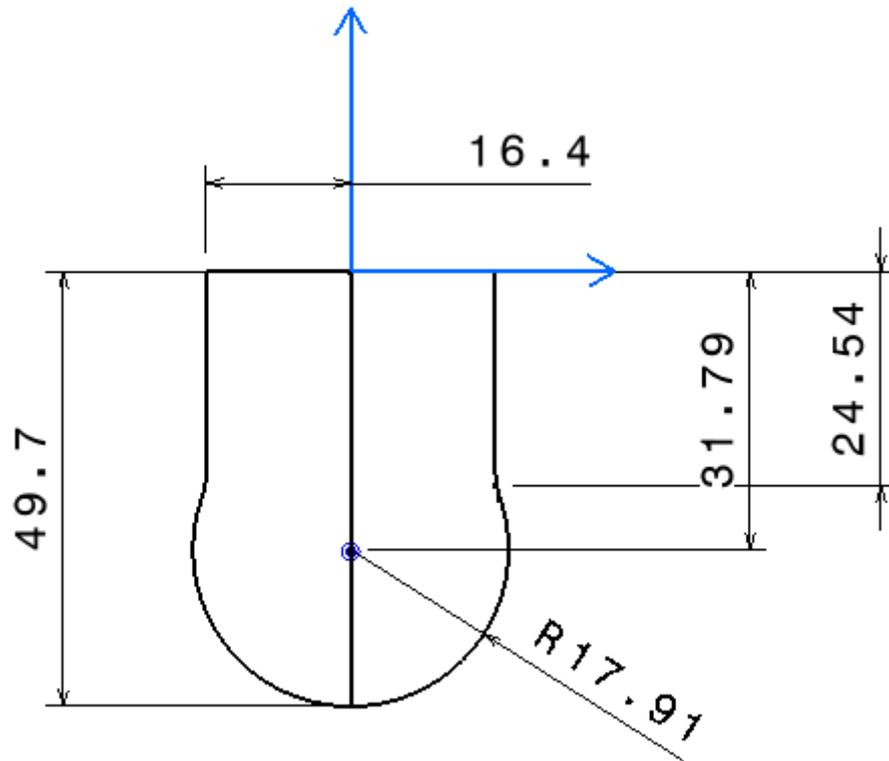
Donde “n” es el número de capas, para n=5 la tensión de tracción es de 52,09 MPa.

El cortante de una sección corona circular:

$$q_c(\alpha) = -\frac{Q_z}{(\pi * r)} \text{sen}\alpha \rightarrow \tau_{max} = \frac{Q_z / (\pi * r)}{espesor} = 9,07 \text{ MPa} \quad (53)$$

Donde α es la el ángulo desde la vertical en sentido horario, por tanto, para un cortante vertical, el flujo de cortante debido a cortante de una sección corona circular se halla perpendicular a la carga **Figura 11** se observa que el cortante máximo en la parte posterior del fuselaje es 332 N.

La sección del fuselaje donde se encuentra el máximo cortante tiene la siguiente geometría:



El cdg de la sección está en el eje de simetría a 22,621 mm de la parte superior

Como la sección tiene eje de simetría, se conoce el flujo de cortante en los puntos de intersección con el eje, valiendo 0 (implica que si hacemos el corte para calcular el flujo básico en el eje de simetría, no es necesario calcular el flujo hiperestático porque es cero).

La inercia del tramo circular es:

$$I_o = \int_0^\alpha (R \cos \theta)^2 e R d\theta = 4723 \text{ mm}^4 \quad (54)$$

Donde $\alpha = 113,696^\circ$ y $e = 5 * 0,199$ mm. En el cdg (teorema de Steiner):

$$I_y = I_o + Ad^2 = I_o + \pi * (17,91^2 - (17,91 - 5 * 0,199)^2) * (31,79 - 23,6)^2 = 12024,83 \text{ mm}^4 \quad (55)$$

Realizando el corte por la parte baja, el flujo de cortante:

$$q_b = -\frac{V_z}{I_y} \int z dA = -\frac{V_z}{I_y} \int_0^\alpha (-ecdg - R \cos \theta) e R d\theta \quad (56)$$

$$= \frac{V_z}{I_y} e R (ecdg \theta + R \text{sen} \alpha)$$

Donde e_{cdg} es la distancia entre el centro del arco y el cdg. En el tramo vertical:

$$q_b = \frac{V_Z}{I_y} e (R (e_{cdg}\theta + R \operatorname{sen}\alpha) - \left(-1.1969s + \frac{s^2}{2}\right)) \quad (57)$$

El máximo se encuentra cuando $s=1,1969$, proporcionando un flujo de cortante máximo de:

$$q_{b_max} = \frac{V_Z}{I_y} e (507,149) = 21,82 \text{ N/mm} \quad (58)$$

Por lo que la tensión de cortadura debido a cortante es:

$$\tau_{max} = \frac{q_{b_max}}{e} = \frac{21,82}{5 * 0,199} = 21,93 \text{ MPa} \quad (59)$$

El margen de seguridad es de 3.

En el caso del flector, empleando la ecuación (52) y siendo el máximo flector 131 Nm por lo que la tensión máxima es de 346,32 MPa (factor de seguridad de 2,8).

3.7 Depósitos

Los depósitos están conformados por dos esferas, la tensión debido a presión interna (hipótesis de pequeño espesor) es:

$$\sigma = \frac{Pr}{e} \quad (60)$$

Donde :

P es la presión

r es el radio interno

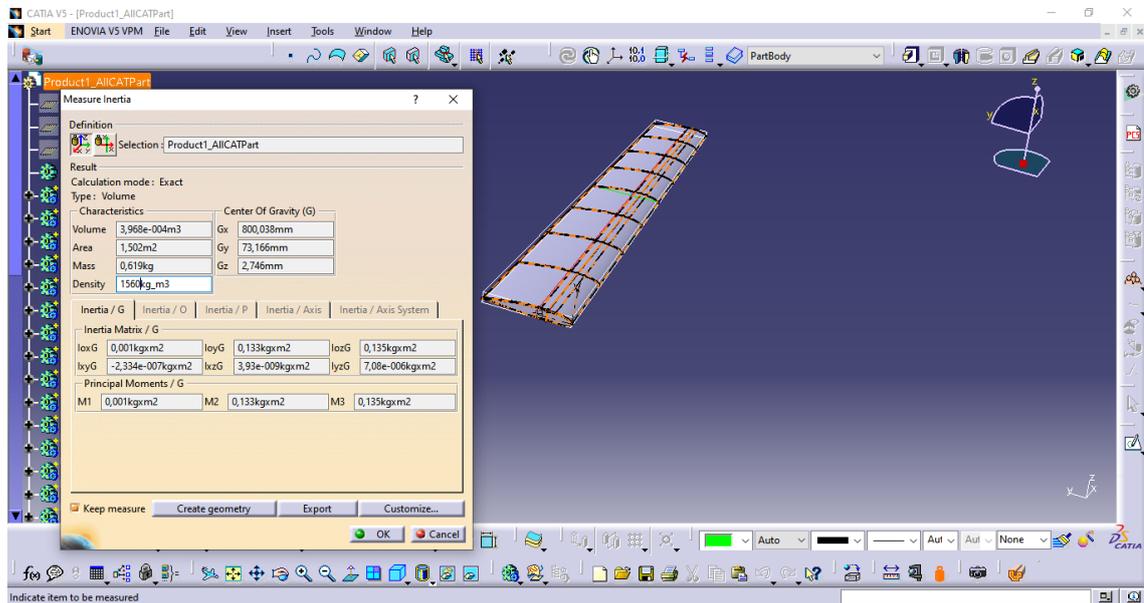
e es el espesor

A una presión de 700 bar (tanque de tipo IV), y un radio exterior de 12 cm y un espesor de 50 capas, la tensión es de 387,1 MPa, logrando un factor de seguridad de 2,53.

4. Pesos y cdg

4.0. Ala

El peso estructural del ala, así como de otros parámetros geométricos, se obtienen del modelo CAD.



La masa del semiala será la mostrada en la anterior figura más la masa del motor eléctrico y la hélice propulsivas, más el motor paso a paso responsable de orientar el vector de tracción y del mecanismo de suspensión (**Figura 42**), obteniéndose 1,221 kg.

La masa del ala total será, por tanto, de 2,442 kg y el cdg está al 40,65% de la cuerda.

4.1. Timones de dirección y profundidad

La dimensión de los timones será calculada como aquella área que permita, con cierta holgura, la estabilidad de la aeronave. Los motores que lo controlan son paso a paso [Motor paso a paso 1,8° 180mNm 0,3A 39x39mm Cable - Transmotec](#) de 120 g c/u. Por lo que el peso de cada superficie de control (exceptuando alerones, que están incluido en el ala) es de 187,1 g.

4.1.1. Timón de dirección

El timón de dirección (o estabilizador horizontal, ya que no existen diferencias al ser toda la superficie del estabilizador móvil) se compone de una placa cuyo C_L se puede obtener de la expresión (9)

$$C_{L_R} = 3,56 \beta \quad (61)$$

Donde β es el ángulo de deflexión del estabilizador en radianes

La situación a controlar será en vuelo horizontal el fallo de un motor, las condiciones de vuelo se establecen en: volando a c_l de máximo alcance, la velocidad es de 28,33 m/s, esta situación requiere un empuje total igual a la resistencia ($C_D=0,04658$) de 13 N (si se observa la **Figura 57** es el valor al que converge T1, lo cual era de esperar pues las condiciones finales de ese transitorio es precisamente este estacionario). Por lo que un motor otorgará la mitad y multiplicado por la

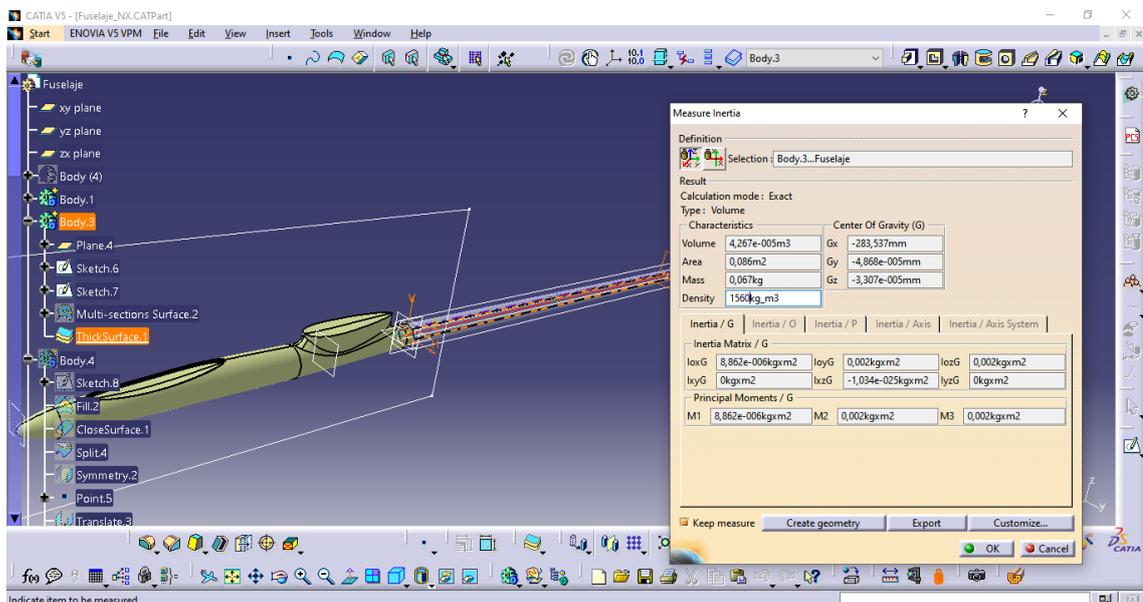
distancia al eje de simetría arroja que el momento introducido es de 2,7 Nm. Deflectando el timón de dirección 15 grados se obtiene que, para esa velocidad, un momento de 5,14 Nm.

4.1.2 Timón de profundidad

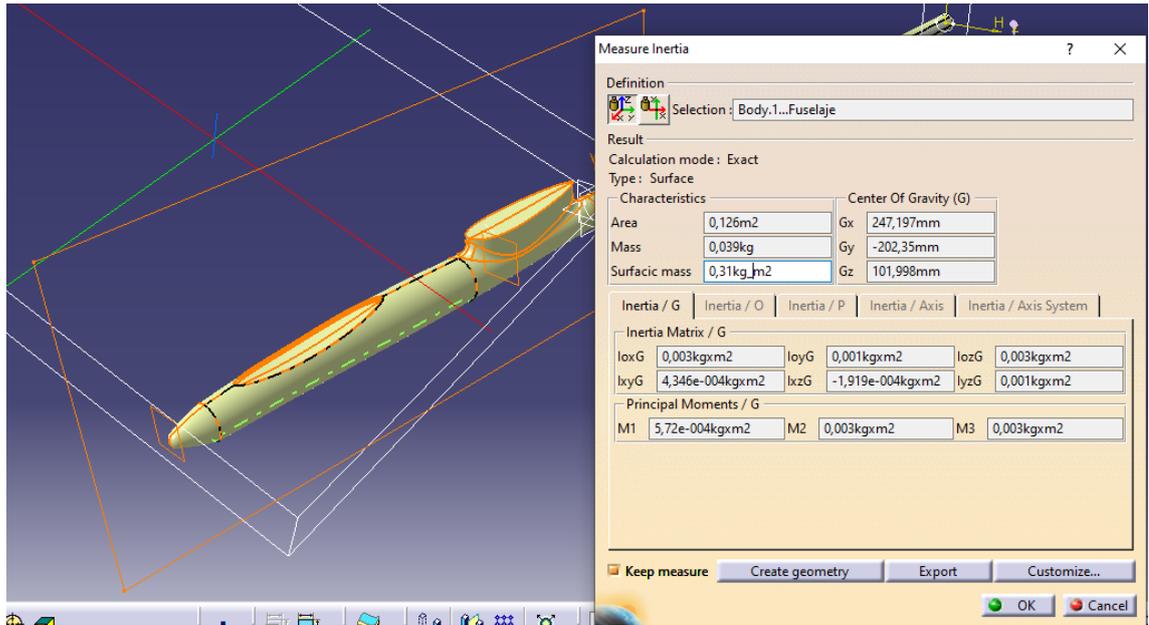
El dimensionado del timón de profundidad ha tenido el siguiente criterio: igual al de dirección, con el objetivo de reducir costes de fabricación. Queda comprobar si es válida esta solución. Para ello se calcula el margen estático longitudinal para comprobar si la solución obtenida es estable pero maniobrable, se detalla en **Estabilidad estática longitudinal**.

4.2. Fuselaje

El cuerpo tronco-cónico tiene una masa de 0,067 kg:



El área mojada del fuselaje delantero es de 0,126 m², cada capa del preimpregnado tiene una masa de 310,44 g/m², por lo que se deduce que el peso de la parte delantera del fuselaje es de 195,577 g



El centro de gravedad del fuselaje, compuesto por ambas piezas, en su posición longitudinal (“x”):

$$x_{CDG} = \sum \frac{x_{CDG_i} * M_i}{M_T} \quad (62)$$

Donde:

x_{CDG_i} es la posición del centro de gravedad del componente i

M_i y M_T son las masas de los componentes “i” y total reespectivamente

Con respecto al plano de las figuras, el CDG está a 111,77 mm hacia el morro, es decir, a 333,227 mm desde el morro.

4.3. Sistema de combustible

El sistema de combustible consta de los depósitos esféricos y la pila de combustible, todo ello carenado como muestra en la imagen y suspendido del larguero del ala.

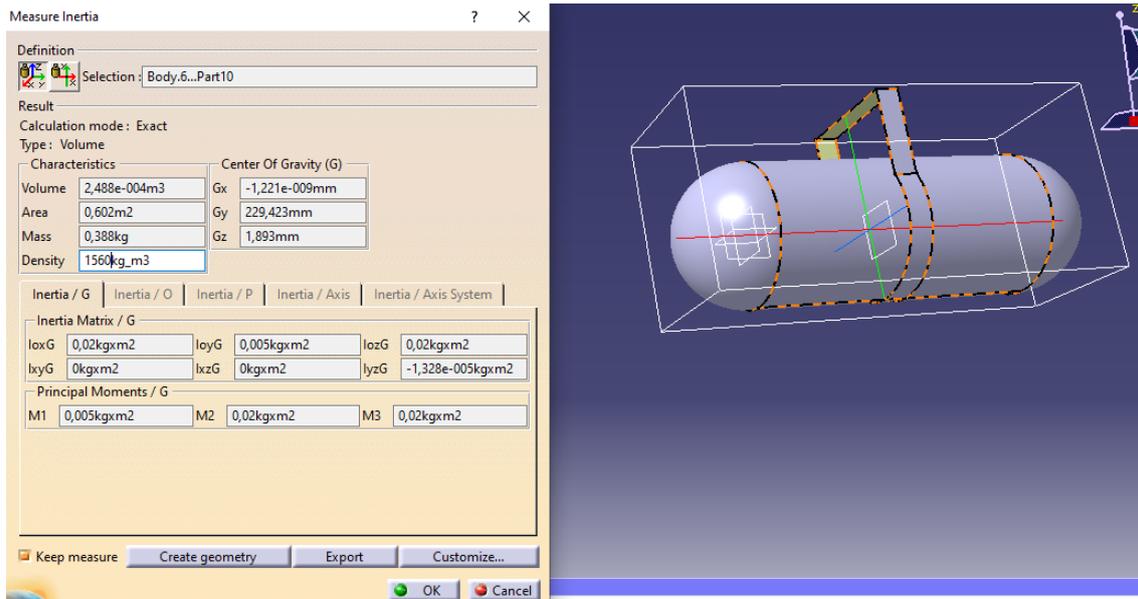


Figura 34: carenado y suspensión de los tanques y de la pila y batería.

La celda de combustible seleccionada es de la empresa Ningbo Vet Energy Technology Co., Ltd. ([China Pila de celda de combustible de refrigeración por aire de 3000 W para fabricantes y proveedores de UAV - Vet Energy \(china-vet.com\)](http://china-vet.com)) cuyas especificaciones técnicas más importantes son:

H-48-3000 Parámetros				
Parámetros de salida	Potencia nominal	3000W		
	Voltaje nominal	54V		
	Corriente nominal	55.5A		
	Rango de voltaje de CC	48-90V		
	Eficiencia	~50%		
Parámetros de combustible	Pureza H2	~99.99% CO ₂ 1PPM		
	Presión H2	0.045~0.07Mpa		
	Consumo de H2	28,5 l/min		
Parámetros ambientales	Temperatura ambiente de funcionamiento.	-5~35 °C		
	Humedad ambiental de funcionamiento	10~95%		
	Temperatura ambiente de almacenamiento.	-10~50 °C		
	Ruido	~50dB@3m		
Parámetros físicos	Pila FC	25,5 (largo) x 23,5 (ancho) x 6,9 (alto)	Pila FC	3,6 kg
	Dimensiones (cm)		Peso (kg)	
	Sistema	25,5 (largo) x 24,1 (ancho) x 23,2 (alto)	Sistema	5,5 kg
	Dimensiones (cm)		Peso (kg) incluyendo ventiladores y BMS	
	Densidad de poder por volumenn	730W/L	Densidad de poder por peso	840W/KG

Figura 35: especificaciones de la célula de combustible, obtenido de [27]

El peso de los depósitos es de 3,05 c/u, mientras que el de la pila es de 5,5 kg, el conjunto por tanto tiene un peso de 11,988 kg con el cdg situado a 324,9 mm del morro.

4.4. Baterías

El sistema de batería tiene la responsabilidad de suministrar energía a todos los sistemas de la aeronave en los transitorios de la célula de combustible y, además, suministrar potencia en la fase de despegue ya que esta solución es menos pesada y costosa que dimensionar las células de combustible para que den soporte incluido el despegue vertical, ya que esta fase de vuelo es corta, en términos temporales.

NOTA: Se empleará la batería de [Batería Li-ion LG MJ1 18650 3500mAh 3.6V 10A \(Desprotegida\) \(rc-innovations.es\)](#), sin embargo, como no se tiene datos de tensión en función de descarga, se utilizará la de Egel Pitcher, por ser ambas de tecnología de Ion y similares en tensión, por lo que se consideran análogas, para el cálculo del DOD y la tensión de descarga.

La energía que ha de suministrar se considerará como la suma de dos despegues (6.1) mayorado un 50 %, es decir, 900 Wh. De [28] se extrae el siguiente gráfico que muestra la vida, en ciclos, de una batería en función de la profundidad de descarga (la línea roja y la ecuación es de elaboración propia y muestra la zona baja, es decir, la más desfavorable)

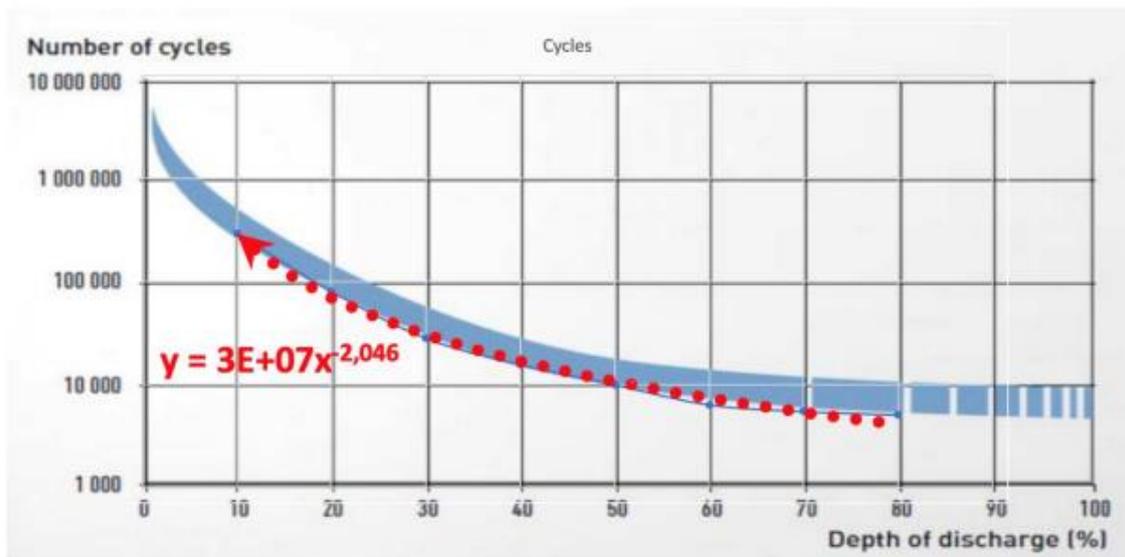


Figura 36: vida media en ciclos de una batería en función de la profundidad de descarga, extraído de [28]

Si se emplea una batería cuya profundidad de descarga sea del 70 %, la vida en ciclos es de 5035,6, si cada día realiza un vuelo (1 ciclo), la vida estimada es de 13,7 años. La energía que ha de almacenar la batería, por tanto, es de 1,3 kWh. La tensión de bus es 46,65 V (ver [Figura 40](#)) por lo que la capacidad es de 27,87 Ah.

Las especificaciones de la batería pueden hallarse en el [ANEXO I](#), , siendo la capacidad nominal 30 Ah a un DOD del 70% arroja una capacidad nominal de 21 Ah. La tensión de descarga, extraíble del siguiente gráfico es de 3,45 V a una descarga de 60A.

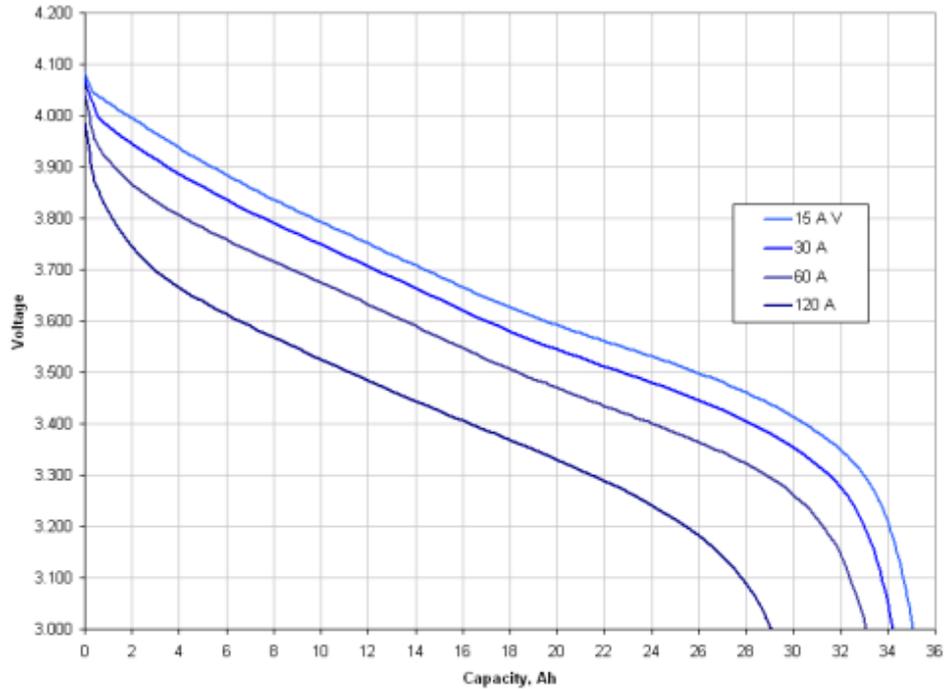


Figura 37: perfil de descarga y carga de la batería, extraído de [29]

Suponiendo en primera aproximación una caída de tensión en diodo de 2V ([28]) el dimensionado en serie:

$$N_s = \text{ent} \left(\frac{V_{bus} + V_c}{V_{df}} \right) = \text{ent} \left(\frac{46,65 + 2}{3,48} \right) = 14 \quad (63)$$

La tensión de bus mínima es de 46,72V por o que el circuito paralelo:

$$N_p = \text{ent} \left(\frac{Cd}{\text{Capacidad nominal batería}} \right) = \text{ent} \left(\frac{28}{3,5} \right) = 8 \quad (64)$$

Datos Técnicos:

- Marca: LG Chem
- Modelo: INR18650 MJ1 (MJ1)
- Tamaño: 18650
- Capacidad nominal: 3500 mAh
- Voltaje Nominal: 3.6V
- Voltaje Máximo: 4.2V
- Corriente de descarga: 10A máxima continua
- Estilo: Tapa plana
- Protegido: NO, NO PROTEGIDO
- Dimensiones aproximadas: 18.30 mm x 65.10 mm
- Peso aproximado: 49 g

Figura 38: especificaciones de la pila

Por lo que el peso de las baterías es de $14 \times 8 \times 49 = 5488$ g. La batería estará agrupada en tres paquetes de 3×12 más pilas, aunque se puede ver en el **ANEXO III, COMPONENTES DE LA AERNAVE**, se muestra una imagen de la disposición, la localización de la batería es junto a la célula de combustible, es decir, el cdg está situado a 324,9 mm del morro:

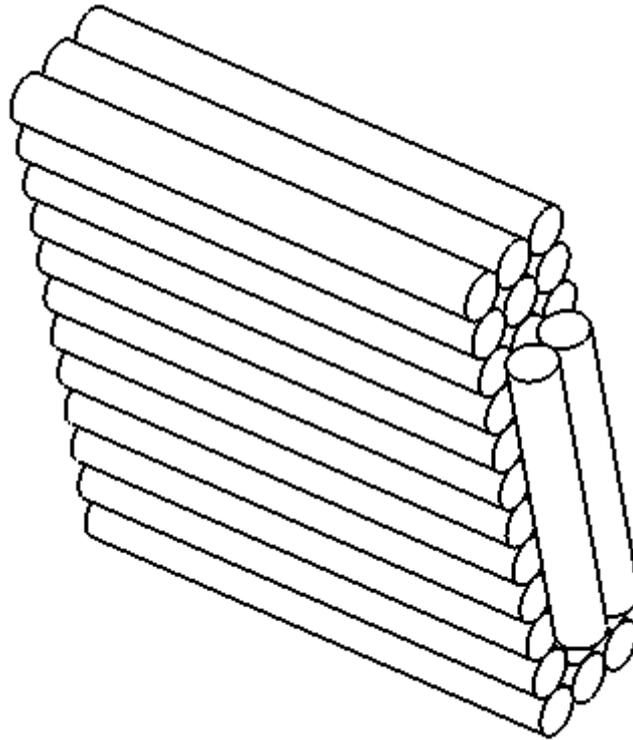


Figura 39: disposición de las pilas en la batería

4.5. Sistema propulsivo

Consta de dos hélices con sendos motores y otras dos hélices traseras con motores cuyos pesos se detallan a continuación.

El motor seleccionado, de RC Innovation , es el T-Motor Antigravity MN 8014 100KV, cuyas características técnicas se describen a continuación:

Motor Size	Φ87.8*31.5mm
Stator	Anti-rust treatment; 180°C high temperature-resisting coatings
Configuration	36N42P
Shaft Diameter	IN: 12mm
Bearing	Imported 6901ZZ
Magnet Level	180°C high temperature resistance
Lead	14AWG*90mm
Copper Wire	220°C high temperature resistance
Coil Insulation Test	1000V/5s
Rotor Dynamic Balance Standard	≤5Mg
IP	IP35

KV	100	Rated Voltage(Lipo)	12S
Idle Current (24V)	1.4A	Internal Resistance	65mΩ
Peak Current (180s)	52A	Weight (Incl. Cable)	392g
Max. Power (180s)	2423W	Package Weight	602g

Type	Propeller	Throttle	Voltage (V)	Thrust (g)	Torque (N*m)	Current (A)	RPM	Power (W)	Efficiency (g/W)	Operating Temperature (°C)
MN6014 KV100	T-MOTOR G29*9.5	40%	47.72	2325	0.73	4.00	1740	191	12.20	66°C
		45%	47.69	2831	0.95	5.17	1910	247	11.48	
		50%	47.66	3469	1.16	6.80	2108	324	10.70	
		55%	47.60	4283	1.42	9.11	2333	434	9.88	
		60%	47.53	5186	1.69	11.99	2552	551	9.32	
		65%	47.47	6019	1.99	14.76	2760	701	8.59	
		70%	47.39	6947	2.28	18.19	2958	882	8.05	
		75%	47.33	7818	2.56	21.59	3158	1022	7.65	
		80%	47.25	8712	2.80	25.48	3380	1204	7.24	
		90%	46.99	10538	3.44	33.82	3603	1589	6.63	
	100%	46.77	12828	4.19	45.68	3943	2106	6.00		
	T-MOTOR G30*10.5	40%	47.68	2720	0.94	4.82	1725	220	12.35	92°C
		45%	47.64	3214	1.12	6.01	1802	286	11.67	
		50%	47.50	3949	1.35	7.79	2062	370	10.88	
		55%	47.40	4858	1.67	10.31	2278	498	9.75	
		60%	47.29	5851	2.01	13.57	2494	642	9.12	
		65%	47.25	6771	2.32	16.93	2677	800	8.46	
		70%	47.14	7798	2.67	20.33	2865	987	7.90	
		75%	47.07	8790	3.01	25.04	3038	1179	7.46	
		80%	47.01	9815	3.35	29.81	3198	1392	7.05	
90%		46.86	11778	4.04	39.55	3493	1853	6.36		
100%	46.65	13940	4.79	51.34	3775	2423	5.75			

Note: Motor temperature is motor surface temperature @100% throttle running 10mins.
(Data above listed in brackets are for reference only, comparison with that of other motor types is not recommended.)

Figura 40: especificaciones del motor eléctrico primario, obtenido de [12]

Cada hélice principal (obtenido de: [Helices carbono Tmotor 30x10.5 V2 - pareja - Hélices para multirrotores profesionales - Hélices fibra carbono drones industriales - Drones agricultura - Drones militares \(rc-innovations.es\)](#)) tiene un peso de 117 g cada una, así que cada motor (incluida la hélice) tiene una masa de 392 g (correspondiente al motor eléctrico) más 117 g, correspondiente a la hélice, siendo un total de 509 g cada sistema propulsivo principal.

Type	Propeller	Throttle	Voltage (V)	Thrust (g)	Torque (N*m)	Current (A)	RPM	Power (W)	Efficiency (g/W)	Temperature (°C)
MN6007 II	P21*6.3"	40%	47.72	1444	0.33	2.64	2930	128	11.45	78
		42%	47.71	1563	0.36	2.95	3047	141	11.12	
		44%	47.72	1760	0.40	3.38	3226	161	10.93	
		46%	47.69	1875	0.43	3.78	3322	180	10.41	
		48%	47.67	2006	0.46	4.17	3426	199	10.08	
		50%	47.66	2125	0.48	4.52	3521	215	9.87	
		52%	47.66	2249	0.51	4.88	3621	233	9.67	
		54%	47.64	2355	0.53	5.26	3709	251	9.39	
		56%	47.63	2488	0.56	5.68	3812	270	9.20	
		58%	47.63	2624	0.59	6.15	3905	293	8.96	
		60%	47.61	2762	0.62	6.60	4001	314	8.78	
		62%	47.60	2892	0.65	7.09	4093	338	8.57	
		64%	47.59	3030	0.68	7.61	4192	362	8.36	
		66%	47.58	3160	0.71	8.19	4282	390	8.11	
		68%	47.57	3243	0.73	8.45	4336	402	8.07	
		70%	47.56	3388	0.75	8.97	4429	426	7.94	
		80%	47.49	4118	0.92	11.99	4853	569	7.23	
		90%	47.42	4889	1.09	15.57	5259	738	6.62	
		100%	47.31	5838	1.30	20.67	5716	978	5.97	

Figura 41: especificaciones del motor eléctrico secundario

Para el sistema propulsivo secundario (alojado en el estabilizador horizontal) consta de un motor eléctrico T-Motor Antigravity MN6007 II 160KV de 159 g c/u ([Comprar T-Motor Antigravity MN6007 II 160KV | Motor Brushless para Drones - UAV - UAS - VTOL \(rc-innovations.es\)](#)) y unas hélices P21*6.3 de masa 24 g c/u (no se especifica el peso, se estima partiendo de unas similares), por lo que el sistema secundario tiene una masa de 183 g c/u. Los motores y la hélice van acoplados a un mecanismo diseñado por D. Rodrigo Álvarez Hernández [30] que permite bascular el plano del rotor, algunas imágenes se encuentran posteriormente. Aunque no detalla pesos del sistema, de los planos y suponiendo que se construyen con un espesor se estima en unos 150 g cada sistema, que va suspendido bajo la viga del ala principal.

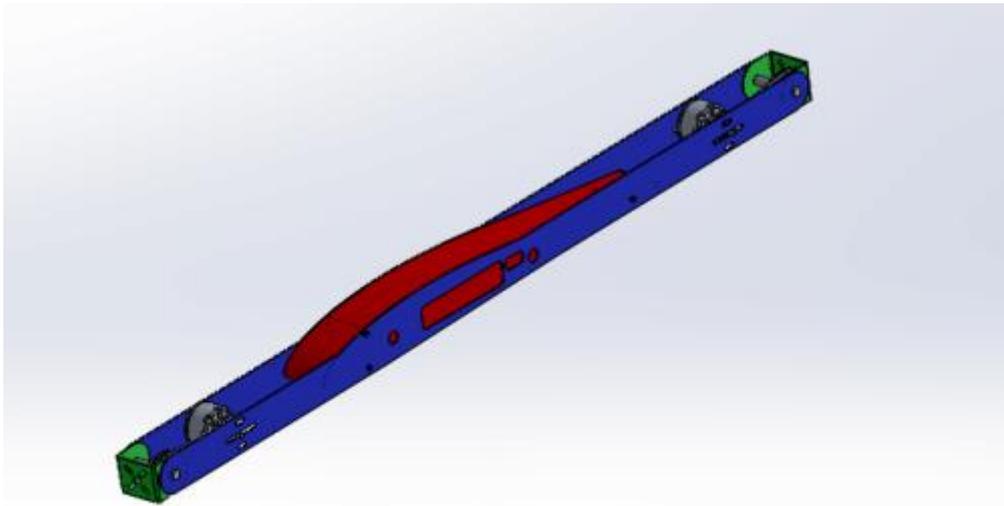


Figura 42: sistema de anclaje del sistema motor, extraído de [30]

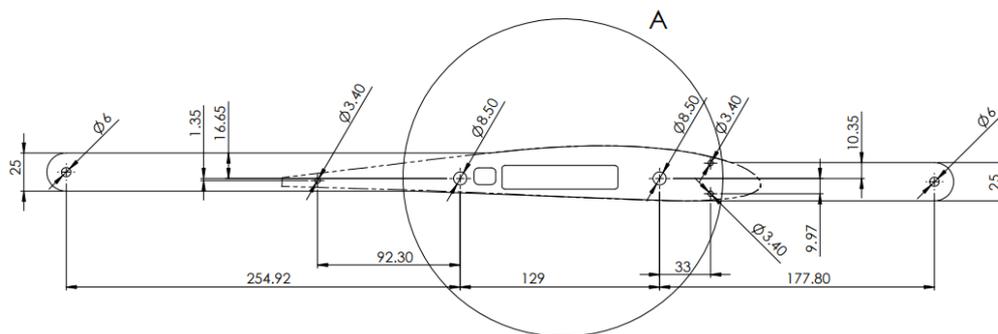


Figura 43: dimensiones del sistema de anclaje del sistema motor, extraído de [30]

Si se ancla al larguero desde el punto Z (ver siguiente imagen), sabiendo que el centro de gravedad está a 334,9 mm del morro (4.7 CDG) y que el larguero está a 314,4 mm del morro, denotando l_d y l_t como la distancia entre el punto de aplicación de la tracción de las hélices delanteras y traseras respectivamente se establece el

equilibrio de fuerzas y momentos respecto al cdg. Cuyo resultado es que, las hélices delanteras han de proporcionar 16 kgf de empuje (8 c/u) y las traseras 9 kgf (3 c/u). Como se puede observar, el sistema motor está ampliamente sobredimensionado.

4.6. Cableado y sistema electrónico

4.6.1. Cableado

Debido a que la corriente máxima previsible demandada es de 51,94 A (corriente máxima consumida por el motor eléctrico principal), el cableado debe ser un AWG 8 como mínimo (pudiendo soportar 66 A). De este cableado se estima una longitud de 1 m.

8 AWG THHN/THWN-2 Specifications*:

Size:	8 AWG
Number of Strands:	19
PVC Insulation Thickness (Conductor):	0.760 mm / 0.030 inches
Nylon Jacket Thickness:	0.130 mm / 0.005 inches
Outside Diameter:	5.39 mm / 0.212 inches
Weight:	0.069 lbs per ft

What Is the Ampacity for #8 AWG THHN?

Allowable Ampacity: 40 Amps at 60°C / 50 Amps at 75°C / 55 Amps at 90°C

*Data provided on this page is subject to change based on different manufacturers variances.

Figura 44: especificaciones de un cable AWG según [13]

Siendo una libra igual a 0,453592 kg/lbs y un metro igual a 3,28084 ft/m el peso del cable es $0,069 \text{ lbs/ft} * 0,453592 \text{ kg/lbs} * \text{m} * 3,28084 \text{ ft/m} = 0,10268323163232 \text{ kg/m}$, por lo que de este cable se estima una masa de 102,27 g (cuyo cdg (longitudinal) se estima localizado en la posición del larguero, ya que recorrerá el semiala pegado a él)

Para los motores traseros, como la corriente máxima previsible es de 7,2 A, se emplearán cables distintos a los del resto del sistema eléctrico, AWG 16, cuyo peso es de 0,012 lbs/ft, extraído de la misma web que los anteriores. Aunque estos cables solo serán usados para alimentar los motores traseros, debido a su distancia, se ha estimado una longitud de 2 m. Siendo la masa 35,72 g cuyo cdg, longitudinalmente se haya a mitad de la segunda sección del fuselaje.

4.6.2. Transmisiones

Transmisor vídeo 5.8Ghz 600mW 32 Ch con conversor HDMI Incorporado ([Transmisor vídeo 5.8Ghz 600mW 32 Ch con conversor HDMI Incorporado para FPV \(rc-innovations.es\)](http://rc-innovations.es))

Características:

- Transmisor vídeo 5.8Ghz 600mW 32 Ch con con
- Segunda entrada para cámara analógica
- Alimentación: 7-24v 2s-5s
- Consumo: 250mAh
- Peso: 28g

Incluye:

- Transmisor 5.8Ghz 600mW
- Antena 3dBi **Conector RP-SMA**
- Cable HDMI mini
- Cable AV con conector USB para Gopro
- Cables alimentacion y control
- Manual de instrucciones

Figura 45: especificaciones del transmisor de vídeo

4.6.3. Aviónica

Para la medida de distintas magnitudes necesarias se empleara el SkyRC GPS & GNSS Medidor de Velocidad ([Comprar Medidor de Velocidad SkyRC GPS | GNSS & GPS Speed Meter \(rc-innovations.es\)](https://rc-innovations.es)) con lo que se registra coordenadas, velocidad y altitud. Con GPS y sistema GLONASS.

Características

- GPS Y GNSS
- Compacto y fácil de transportar (41g)
- Medidor de velocidad con memoria de alta velocidad
- Altitud máxima
- Coordenadas GPS
- Memoria Flash incorporada de 1M (tiempo de grabación: 18 horas)
- Hora UTC registrada para cada punto de la pista
- Batería LiPo recargable, de 200mAh (Tiempo de funcionamiento: 150 minutos)
- Soporta al sistema métrico e imperial de mediciones
- Enlace de PC para registro de datos y mapas de Google
- Firmware actualizable

Aplicaciones del software GpsLogger

- Transferir los datos de registro a la PC y mostrar los datos del recorrido en Google Earth
- Guardar los datos de registro en el PC
- Seleccione el idioma entre inglés y chino
- Cambiar sistema métrico e imperial de medición
- Selección de velocidad de actualización GPS
- Actualización de firmware

Figura 46: especificaciones de la aviónica

4.6.4. Sistema de visión

Se compone de un Gimbal y dos cámaras, una de visión y una térmica ([Cámara Térmica Yuneec CGO-ET - gimbal 3 ejes - 1080 - YUNCGOETEU \(rc-innovations.es\)](http://www.rc-innovations.es))

LONGITUD FOCAL	23mm
PESO	275 g
DIMENSIONES	81 x 108 x 138 mm
SENSOR	1/3" 2M
ISO RANGE	100 - 12800
VELOCIDAD DE DISPARO	1/30 - 1/8000 s
VIDEO RESOLUTION	1920 x 1080p / 30 FPS
FORMATO FOTO	JPEG, TIFF (14bit RAW)
FORMATO DE VIDEO	MP4
CAMPO DE VISIÓN, DIAGONAL	Low-light camera: 90° // thermal imaging camera: 71°
CAMPO DE VISIÓN, HORIZONTAL	Thermal imaging camera: 56°
SENSIBILIDAD	< 50 mK
CÁMARA TÉRMICA	uncooled VOx microbolometer
LWIR WAVE LENGTH	8 - 14 μm
TEMPERATURE EQUALISATION	automatic
RANGO DE MEDICIÓN DE TEMPERATURA	-10° - 180°
TEMPERATURA DE FUNCIONAMIENTO	-10° - 40°C
TEMPERATURA DE ALMACENAJE	-10° - 50°C

Figura 47: especificaciones del sistema de visión

4.7 CDG

Aplicando la ecuación (62) a todo el conjunto de obtiene que el centro de gravedad está a 334,5 mm del morro.

4.7 OEW

El OEW (peso vacío operativo) de la aeronave es:

	Masa [g]
Ala	2442
Estabilizadores	187,1 x 3
Fuselaje	262,577
Sistema de combustible	11988
Baterías	5488
Sistema propulsivo	509 x2 +86x2 = 1190
Cableado	102,27+35,72 = 137,99
Transmisiones	28
Aviónica	41
TOTAL	22.438,867

4.8 MFW

El MFW (peso máximo de combustible) es calculado conociendo la presión de los depósitos, sus dimensiones y la densidad del hidrógeno a 700 bares (42 kg/m³), siendo la capacidad de cada depósito 0,304 kg, el MFW es 0,608 kg.

4.9 MTOW

El TOW (peso de despegue) es la suma del OEW (peso vacío operativo) + el MFW (máximo peso de combustible) + PL (carga de pago), lo que suma 23,4 kg (y será el peso de la operativa para la que se diseña este UAS) , no obstante, el MTOW de diseño será de 25 kg, para dotar de flexibilidad al diseño para tener margen por si se produjeran sobrepesos o se añadieran en el futuro nuevos equipos. Se expone el siguiente ejemplo: se podría, gracias al haber dotado de cierto margen para una PL extra, incorporar un detector de anomalías magnéticas [32] para un rol de ASW (guerra antisubmarina) o de simplemente, investigaciones científicas, pero capándolo en 25 kg pues es la MTOW permitida en los escenarios Estándar ES02.

Las actuaciones serán calculadas para el TOW de referencia y el MTOW, salvo para aquellas operaciones donde sean necesarios datos que dependerán de ese equipamiento extra (como el margen estático de estabilidad), en esos casos será tan solo para el TOW, aunque siempre irá especificado.

5. Método de fabricación.

Salvo los depósitos, el método de fabricación de todos los componentes se hará de la siguiente forma:

-Se elaboran los moldes, moldes de aluminio mecanizado con máquinas de control numérico



Figura 48: mecanizado de los moldes con CNC.

-Se aplica cera desmoldeante.



Figura 49: aplicación de desmoldeante

Se preparan las plantillas, para ello se marca con láser y se recortan.



Figura 50: preparación de plantillas

-Se pone el preimpregnado.

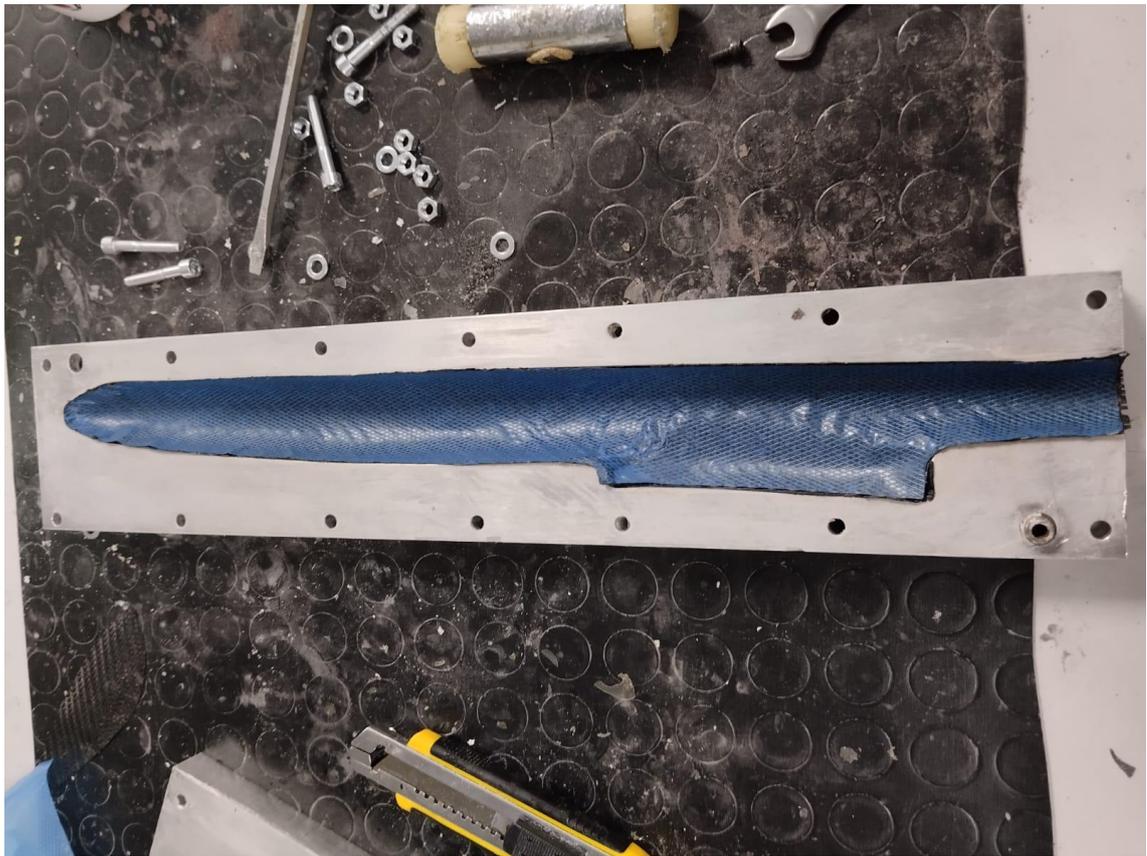


Figura 51: colocación del preimpregnado

-Se ata con hilo la parte sobrante para que al cerrar el molde el sobrante quede dentro del otro molde.

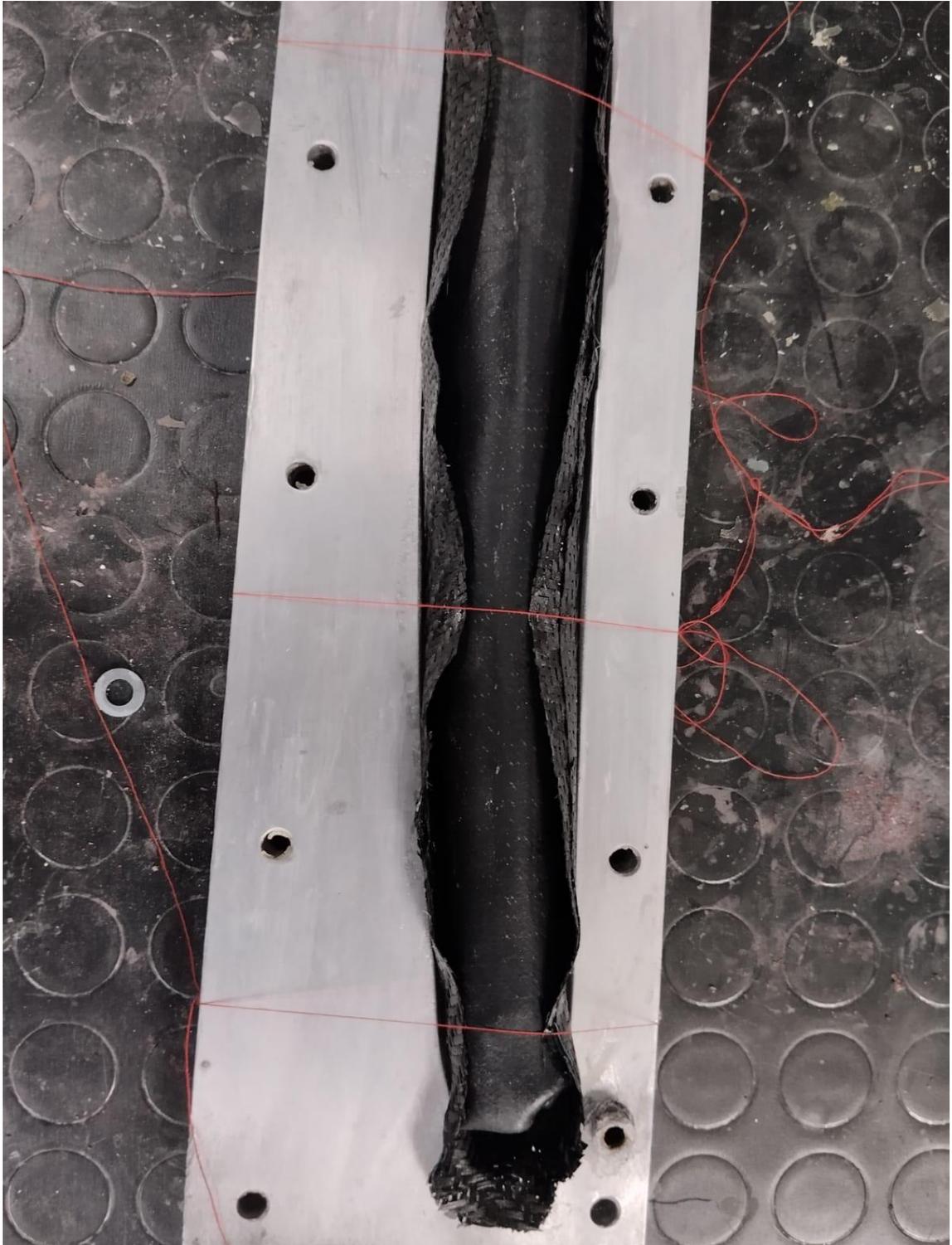


Figura 52: fijación del preimpregnado

- Se coloca la vejiga que ejercerá presión. Se cierra el molde.
- Se cierra y se ponen los fijadores.
- Se asegura con pernos y tuercas.
- Se mete en un horno y se infla a presión de 2 bares.



Figura 53: horno

5.2. Material

Todos los elementos de fabricación, están conformados por preimpregnado de fibra de carbono IM7 de Hexply cutas características se muestran en la siguiente imagen.

Prepreg Properties - HexPly® 8552 Woven Carbon Prepregs (IM7 Fibre)

Physical Properties

	Units	SPG 196-P	SPG 370-8H
Fibre Type	–	IM7 6K	IM7 6K
Fibre density	g/cm ³ (lb/in ³)	1.77 (0.064)	1.77 (0.064)
Weave	–	Plain	8HS
Mass	g/m ² (oz/yd ²)	196 (5.78)	374 (11.03)
Weight Ratio, Warp : Fill		50 :50	49 :51
Nominal cured ply thickness @ 37% resin content	mm (inch)	0.199 (0.0078)	0.380 (0.0150)
Nominal Fibre Volume	%	55.57	55.57
Nominal Laminate Density	g/cm ³ (lb/in ³)	1.56 (0.056)	1.56 (0.056)

Mechanical Properties

Test	Units	Temp °C (°F)	Condition	SPG 196-PW	SPG 370-SH
0°Tensile Strength	MPa (ksi)	-55 (-67)	Dry	979 (142)	965 (140)
		25 (77)	Dry	1090 (158)	1014 (147)
		91 (195)	Dry	–	–
90°Tensile Strength	MPa (ksi)	-55 (-67)	Dry	862 (125)	903 (131)
		25 (77)	Dry	945 (137)	959 (139)
		93 (200)	Dry	979 (142)*	879 (130)*
0°Tensile Modulus	GPa (msi)	-55 (-67)	Dry	85 (12.3)	86 (12.5)
		25 (77)	Dry	85 (12.3)	86 (12.4)
		91 (195)	Dry	–	–
90°Tensile Modulus	GPa (msi)	-55 (-67)	Dry	80 (11.6)	81 (11.7)
		25 (77)	Dry	80 (11.6)	81 (11.7)
		93 (200)	Dry	79 (11.5)*	79 (11.5)*
0° ILSS (Shortbeam shear)	MPa (ksi)	-55 (-67)	Dry	–	–
		25 (77)	Dry	88 (12.7)	90 (13)
		91 (195)	Dry	69 (10)*	74 (10.8)*
		25 (77)	Wet	80 (11.6)	83(12.1)
		71 (160)	Wet	61 (8.8)**	63 (9.1)**
		91 (195)	Wet	–	–

Figura 54: propiedades del preimpregnado, obtenido de [26]

6. Actuaciones

Aquí pondré la autonomía, alcance, procedimiento de despegue etc.

6.0. Rendimiento de la hélice.

El rendimiento de la hélice es fundamental para determinar las actuaciones de una aeronave propulsada por hélices, dado que no se tienen datos del rendimiento de la hélice a usar, se estima. De la Teoría de Cantidad de Movimiento se extrae la ecuación de la velocidad inducida de vuelo a punto fijo y de la potencia inducida en vuelo a punto fijo [14]

$$v_{io} = \sqrt{\frac{T}{2\rho S}} \quad (65)$$

$$P_{i0} = T \sqrt{\frac{T}{2\rho S}} \quad (66)$$

Las hélices tienen un diámetro de 76,2 cm, para un empuje de 13,94 kgf (máximo de cada unidad propulsiva principal) implica que la potencia a vuelo a punto fijo es de 1,51 kW, no obstante, en la **Figura 40** se observa que para ese empuje, se requiere alimentar el motor a 46,65 V y 51,94 A, lo que se traduce en un consumo de potencia de 2,423 kW. La teoría de cantidad de movimiento supone que la hélice es perfecta, por lo que usando la siguiente ecuación (hipótesis):

$$P_{i0_{real}} = P_{i0} \eta_h \quad (67)$$

Se obtiene un rendimiento de la hélice del 0,623.

6.1. Despegue

La potencia requerida en vuelo axial [14] tiene la siguiente expresión:

$$\frac{P_i}{P_{i0}} = \frac{v_i}{v_{i0}} \left(\frac{V_z}{v_{i0}} + \frac{v_i}{v_{i0}} \right)^2 \quad (68)$$

Donde la velocidad inducida se obtiene de:

$$\frac{v_i}{v_{i0}} \left(\frac{V_z}{v_{i0}} + \frac{v_i}{v_{i0}} \right) = 1 \quad (69)$$

Empleando el MTOW de 25 kg, la velocidad inducida de vuelo a punto fijo es 14,8 m/s, si se diseña la operación para que el ascenso se realice a 3 m/s implica que la velocidad inducida en vuelo axial ascendente es de 13,38 m/s. La potencia inducida a vuelo a punto fijo es 3,63 kW, lo que implica que la potencia inducida es 4,02 kW, aplicando el rendimiento de la hélice se deduce que la potencia consumida en el vuelo de ascenso es de 6,45 kW. Dado que la altitud de operación para de diseño son 500 m (puesto que a mayor altura pueden hallarse nubes) implica que el ascenso dura 167 s, lo que implica un consumo de energía de 0,3 kWh, del capítulo 4., subsección 4.4 se puede observar que la demanda energética está sobradamente satisfecha.

6.2. Transición modos de vuelo

El estudio optimizado de la transición del vuelo como ala rotatoria a vuelo como ala fija es un problema complejo que incluyendo algoritmos de control, daría para un trabajo específico (de hecho, con el desarrollo que se está produciendo con la movilidad aérea urbana, está en investigación [20], [21] [22] [23] [24])

No obstante, puesto que no es objeto de este TFM una optimización, eliminándolo se puede tener un modelo relativamente sencillo (eso sí, no óptimo). Para este modelo, se mantiene constante el ángulo de ataque de la aeronave, es decir, el sumatorio de momentos permanece constante e igual a cero, además las hélices principales son las únicas que rotan (subíndice 1).

Ecuación del sumatorio de fuerzas vertical

$$T_2 + T_1 \text{sen}\theta + L = mg \quad (70)$$

De esta ecuación se despeja el empuje de los rotores secundarios en función de los primarios y de la velocidad.

Ecuación de momentos en torno al cdg:

$$T_1 l_{t_1} \operatorname{sen} \theta + M_w + M_t = T_2 l_{t_2} \quad (71)$$

De donde sustituyendo T2 se obtiene T1 en función de la velocidad

Y ecuación de fuerzas en horizontal:

$$T_1 \cos \theta - D = m \frac{d v}{d t} \quad (72)$$

Donde sustituyendo T1 se obtiene una EDO.

Son las ecuaciones del sumatorio de fuerzas en horizontal y vertical, mientras que en el segundo la aceleración es nula porque se mantiene la altitud, en la primera habrá una aceleración al pasar de un vuelo a punto fijo (fin de la fase de ascenso, vuelo axial) a modo de vuelo de ala fija, que requiere de velocidad para que las superficies sustentadoras permita el vuelo. Son funciones del tiempo el empuje, T, el ángulo de inclinación de las hélices (siendo 90 grados la vertical, es decir, en configuración de vuelo axial) y la velocidad horizontal. Como se comentó anteriormente, el ángulo de ataque permanece constante e igual al óptimo durante esta fase, de esto se deduce, por conservación de Momentos, que los rotores principales y secundarios tienen en todo momento el mismo ángulo respecto a la horizontal. Si se establece que la inclinación de los rotores principales sigue una ley lineal como la mostrada en la siguiente figura:

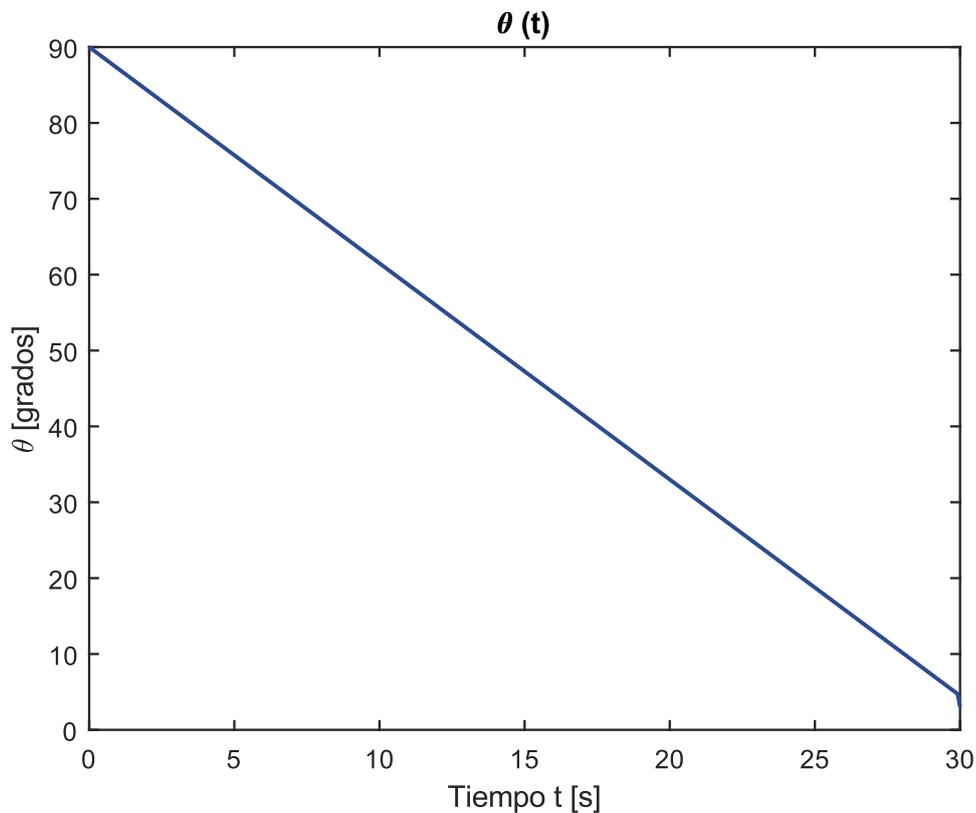


Figura 55: ley de abatimiento de las hélices delanteras

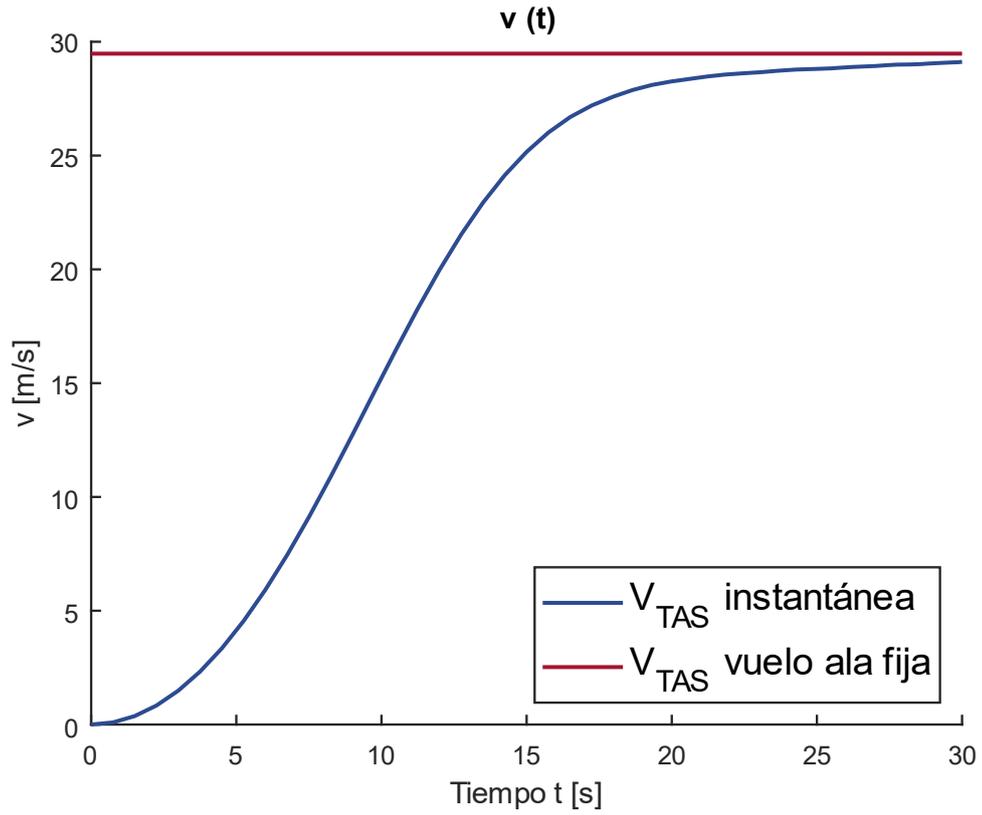


Figura 56: velocidad durante la transición

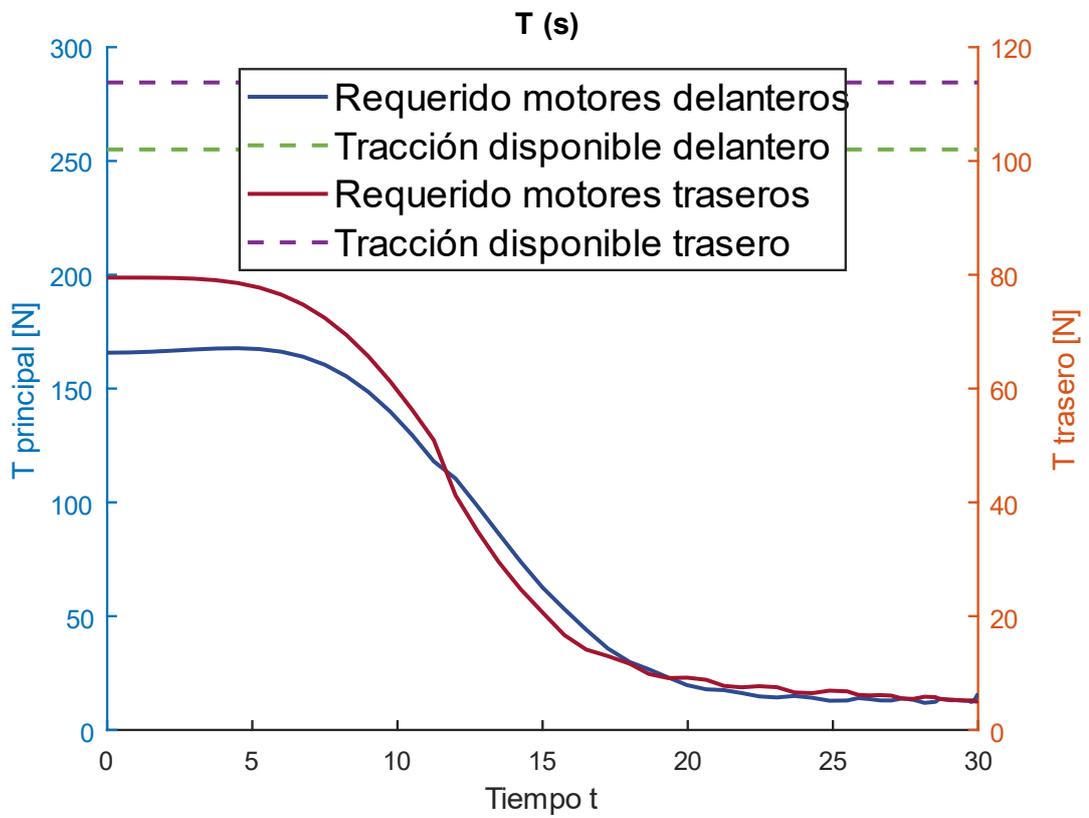


Figura 57: Empuje requerido durante la transición

6.3. Estabilidad estática longitudinal.

La estabilidad de la aeronave es un aspecto crucial, ya que es responsable de su control. Durante el diseño, con el objetivo de lograr un comportamiento de vuelo predecible, se ha buscado en todo momento asegurar que la aeronave tenga una estabilidad estática positiva y sea dinámicamente estable. Esto significa que, cuando se produzca una perturbación en el sistema durante el vuelo, la aeronave tenderá por sí misma a regresar al estado inicial de equilibrio en el que se encontraba antes de la perturbación. Dinámicamente, pueden surgir oscilaciones en el movimiento, pero estas deben amortiguarse con el tiempo. En cuanto a la estabilidad estática longitudinal, el criterio es que el coeficiente CM_α sea negativo, lo cual se logra cuando el margen estático es positivo. Esto ocurre cuando el punto neutro, definido por la ecuación (73) se encuentra detrás del centro de gravedad del avión. Bajo estas condiciones, un aumento del ángulo de ataque producirá un momento de cabeceo negativo que tenderá a reducir el ángulo de ataque, es decir, que se opondrá a la perturbación.

$$\frac{x_{PN}}{CMA} = \frac{C_{L\alpha_w} \frac{x_{ac_w}}{CMA} + \frac{S_t}{S_w} \left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}\right) C_{L\alpha_t} \frac{x_{ac_t}}{CMA}}{C_{L\alpha_w} + \frac{S_t}{S_w} \left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}\right) C_{L\alpha_t}} \quad (73)$$

Sin embargo, se procurará que el margen estático esté cercano al centro de gravedad para aumentar la maniobrabilidad de la aeronave y reducir la resistencia al trimado. Como el estabilizador horizontal se situará lo más atrás posible para optimizar la superficie de cola necesaria y aumentar el brazo de palanca de la fuerza de sustentación que genera con respecto al centro de gravedad. El resultado es que el punto neutro se halla a 413,8 mm del morro, por detrás del cdg, lo que implica que la aeronave es estable, es más, el margen estático porcentual (con la CMA) es del 44%, lo cual indica que no solo es estable, sino que además es lo suficientemente bajo como para que sea maniobrable, los aviones comerciales están entre el 30 y 60%

[16]

6.4 Envoltente de vuelo.

Las células de combustible no están caracterizadas con la altura lo suficiente como para la elaboración de modelos, por ello se ha elaborado un modelo a partir del estudio [31]

$$\frac{P(h)}{P_{NM}} = \left(\frac{40}{48}\right)^{\frac{h}{3000}} \quad (74)$$

Donde: h es la altura en metros y P_{NM} es la potencia nominal a nivel del mar.

La envoltente de vuelo se calcula como la región entre la pérdida y la velocidad máxima alcanzable por la aeronave a esa altitud, obteniéndose:

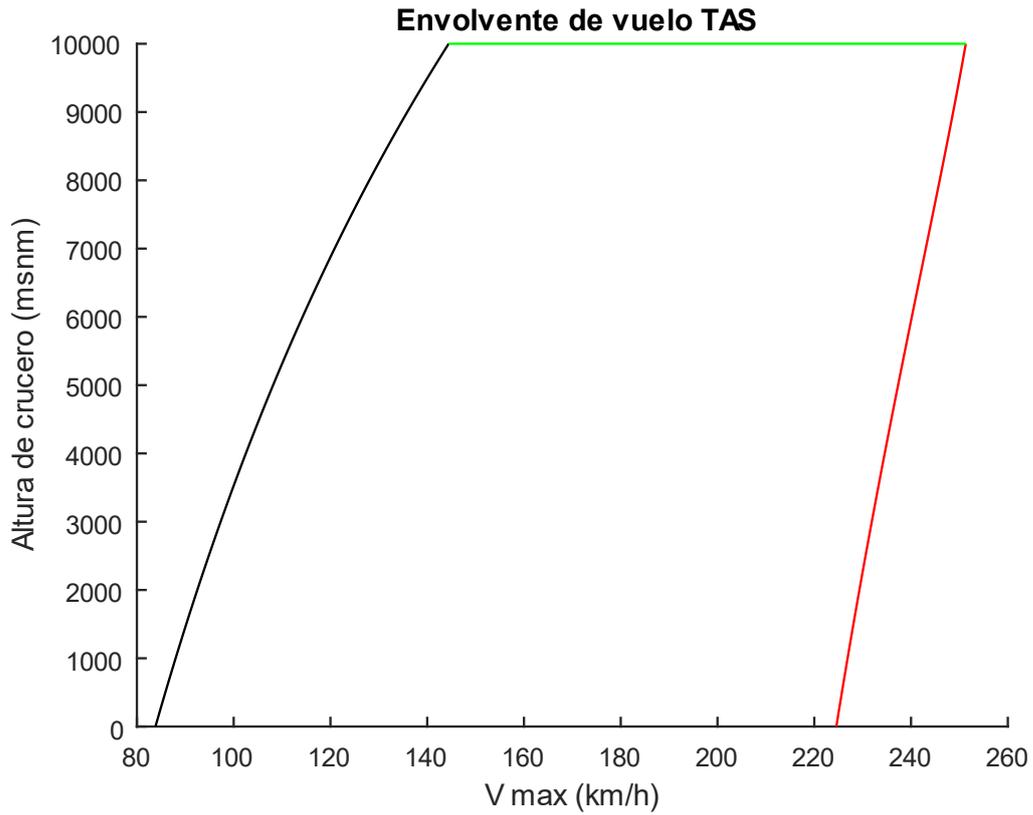


Figura 58: envolvente de vuelo.

6.4. Potencia mínima requerida.

La potencia mínima se obtiene de igualar la potencia disponible (en función de la altitud) con la potencia consumida (la resistencia aerodinámica multiplicada por la velocidad de vuelo)

Potencia mínima requerida en crucero, altitud de 500 m

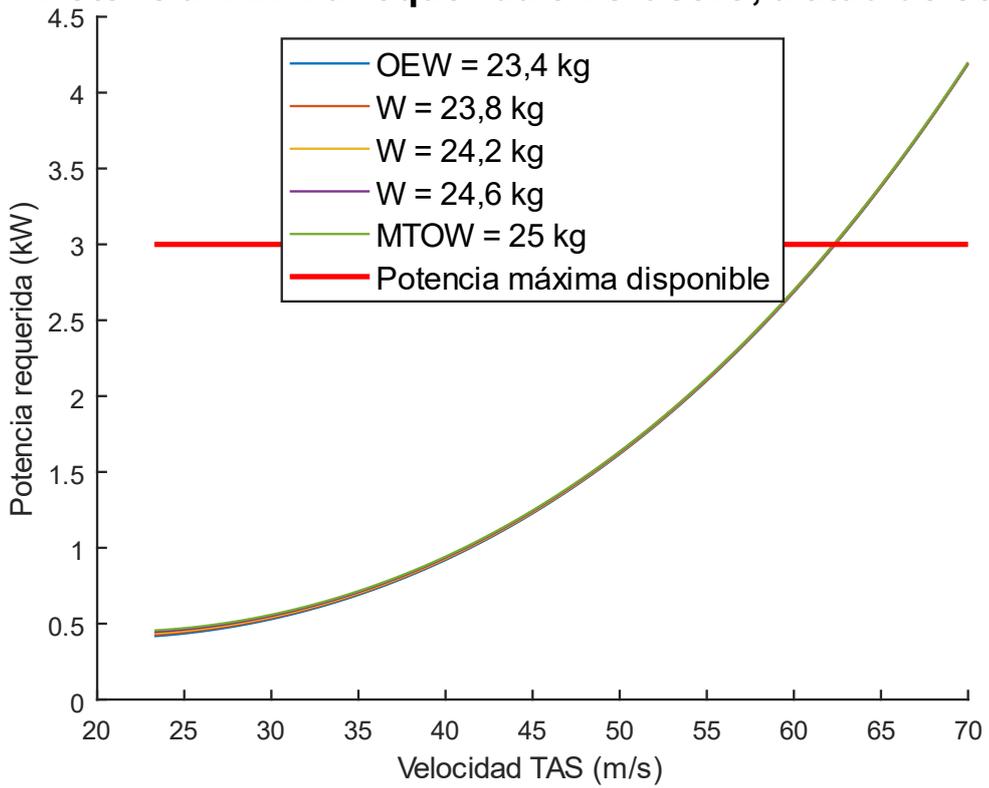


Figura 59: potencia mínima requerida a 500 m de altitud

Potencia mínima requerida en crucero, altitud variable, W = 23.4 kg

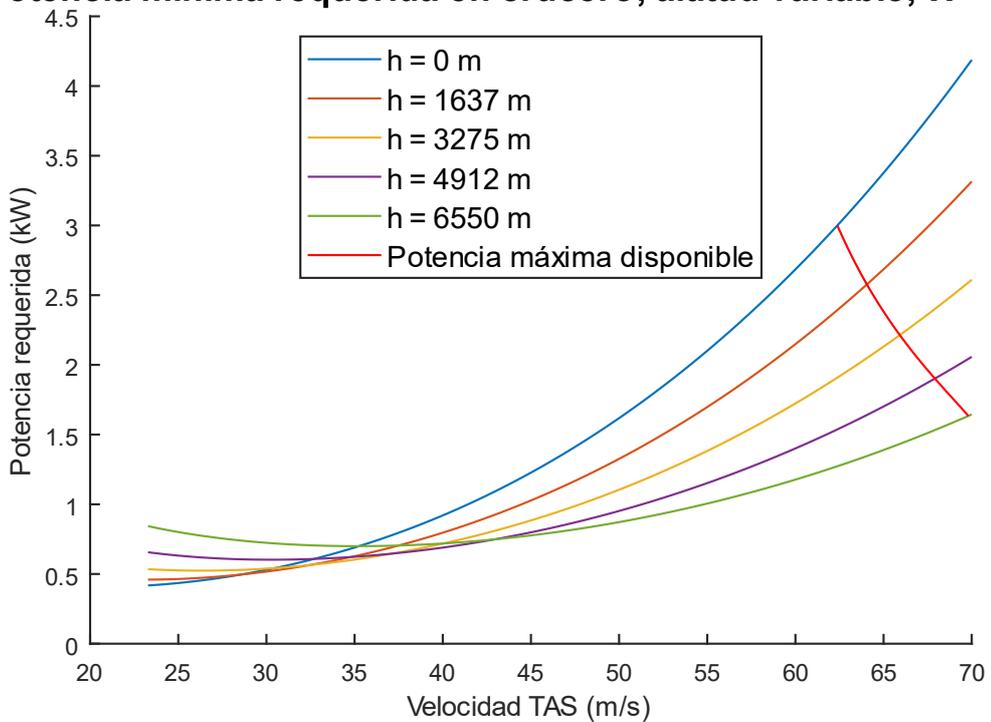


Figura 60: potencia mínima requerida en función de la altitud con 23,4 kg.

6.4 Alcance y autonomía.

Consumo específico c_p : es la relación del gasto másico de combustible (consumo de combustible) y la potencia que produce, sus unidades son, por tanto, kg/(kwh).

$$c_p = \frac{1}{ES_{h_2} * E_p * E_i * \mu} \quad (75)$$

Donde 1 es 1kg de hidrógeno; ES_{h_2} , la energía específica del hidrógeno (MJ/kg); E_p es la eficiencia de la pila; E_i , la eficiencia de los inversores y μ es el rendimiento de los motores. Véase que es la definición de potencia, 1kg/h de hidrógeno produciría (en caso de que la $E_p=1$) energía de valor E_s en una hora (dado que la potencia se define como $dP = \frac{dE}{dt}$, donde “P” es la potencia; E, la energía y “t” el tiempo). Esto es la potencia consumida, la producida que es la que demanda la ecuación del C_p se calcula multiplicando la consumida por la eficiencia de la pila, los inversores y el rendimiento de los motores.

La relación de peso que se consume en crucero se obtiene de la ecuación de Breguet.

$$R = K \ln\left(\frac{W_{precrucero}}{W_{postcrucero}}\right)$$

Quedando la relación de pesos como:

$$\frac{W_{postcrucero}}{W_{precrucero}} = e^{-(R/K)}$$

La K, parámetro de alcance, se calcula de la siguiente manera para un avión propulsado por hélice:

$$K = \frac{\eta_r * E}{c_p * g} \text{ (m)}$$

Como combustible disponible para el crucero se considerará el máximo transportable (0,608 kg) menos 6 veces el necesario para el despegue, combustible que cubre holgadamente las necesidades del despegue, la transición y el aterrizaje y deja aún suficientes reservas para realizar otro ciclo. El combustible necesario para el despegue se calcula multiplicando el c_p por la potencia máxima de la pila (3000 W) y por el tiempo de despegue, obteniendo 9,1 g, por lo que el combustible usable durante el crucero es de 553,4 g.

Con ello se elabora el diagrama PL-R, normalmente en una aeronave tiene 3 segmentos. El horizontal, correspondiente a MTOW y MPL, en este caso para facilitar la lectura se suprime. Es necesario aclarar que si bien anteriormente se ha denotado PL a las cámaras de visión, es este apartado se toma como equipamiento intrínseco de la aeronave, es decir, en este subcapítulo el OEW es de 22,792 kg, la MFW de 0,608 y la MPL de 1,6 kg. El segundo segmento corresponde al segmento en el que manteniendo el MTOW, se reduce la MPL para incorporar FW hasta el MFW, sin embargo, debido al diseño de esta aeronave estos puntos son coincidentes (común

también en aeronaves eléctricas). Por lo que solo se representa el último tramo (el primero está implícito).

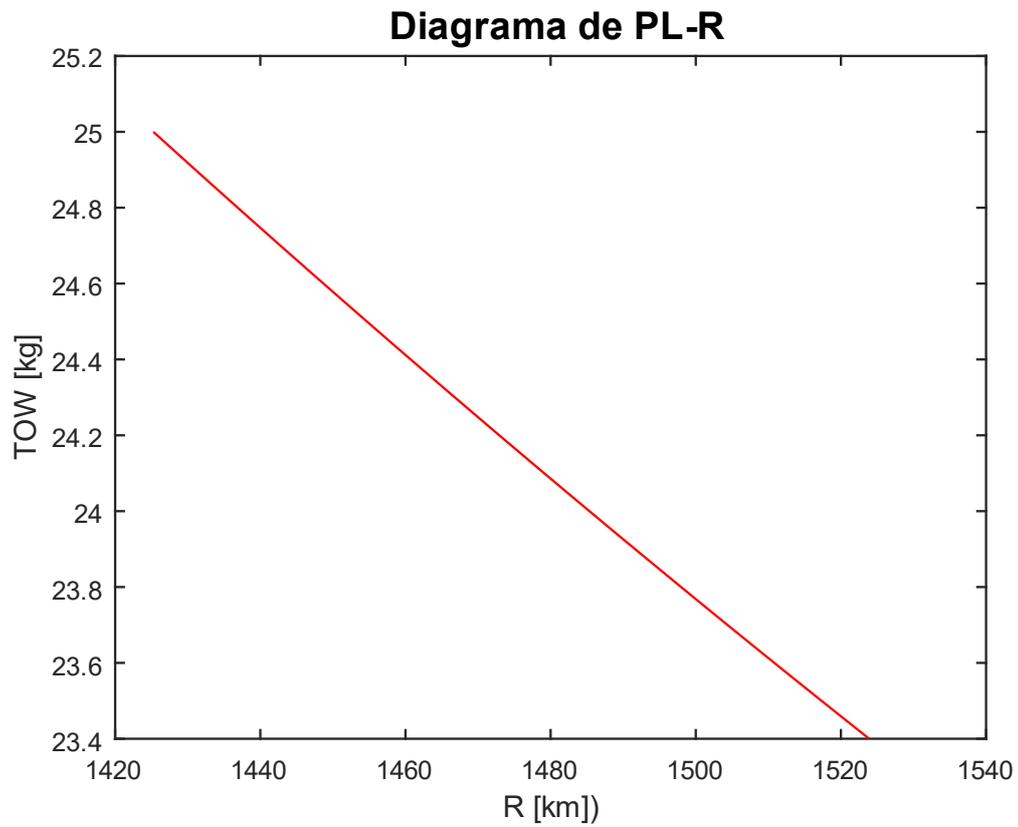


Figura 61: diagrama PL-R

De este diagrama se deduce que, siguiendo el ejemplo expuesto en **4.9 MTOW**, se incorpora el MAD (detector de anomalías magnéticas) de CAE, el alcance se reduce en 100 km aproximadamente.

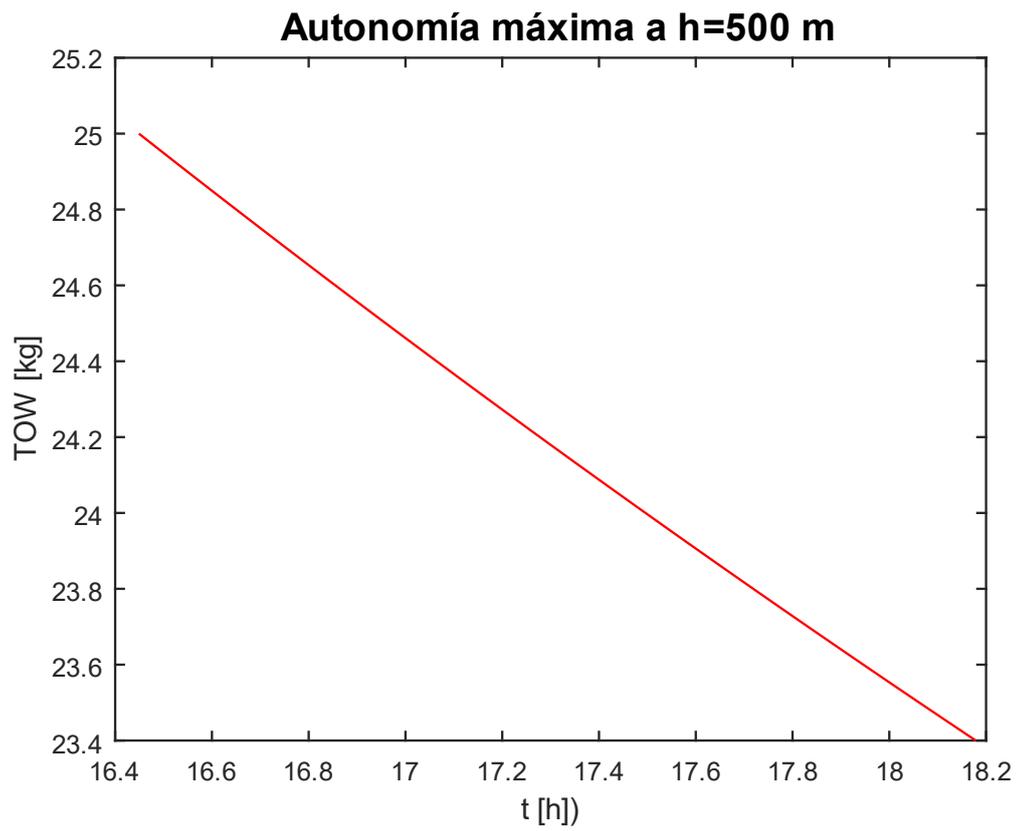


Figura 62: Autonomía máxima de la aeronave en función del TOW.

7. Conclusiones

Mediante este anteproyecto se ha realizado un diseño preliminar de una aeronave que, como se pretendía, usa energías 100 % renovables por lo que sus emisiones durante la operación no son nocivas, alineándose así con los Objetivos de Desarrollo Sostenible.

Además, las hélices rotatorias le dan la posibilidad de despegar y aterrizar en vertical, lo que otorga una enorme flexibilidad en su operativa, pudiendo ser desplegado desde buques.

Está enteramente fabricada en fibra de carbono por lo que se consigue disminuir el peso por debajo de los 25 kg, que si bien no era un requisito, era una meta en el diseño. Además, cumpliendo una normativa en el tema de factor de carga y factos de seguridad bastante restrictiva, propia de aeronaves de mucho más peso.

Como desarrollos futuros de este trabajo, lo más evidente a mejorar es la transición entre modos de vuelo, si bien aquí se presenta una forma, no es para nada óptima, también como se ha mencionado a lo largo del documento, existen numerosos aspectos que están sobredimensionados, un ajuste de los mismos podría desembocar en una mejora sustancial de las actuaciones de la aeronave.

Por último, sería interesante una variación de este diseño suprimiendo el requisito de 180 mm de cuerda, pues dotar de mayor flexibilidad para el diseño del ala sería beneficioso para salvar algunos obstáculos como que, debido a los parámetros geométricos, la aeronave no es capaz de alcanzar el coeficiente de sustentación de maximización de la autonomía, parámetro crítico en tareas de vigilancia marítima y ASW.

8. Bibliografía.

- [1] Naciones Unidas (consultado el 23/04/2024) *Objetivos y metas para el desarrollo sostenible*. Obtenido de: [Objetivos y metas de desarrollo sostenible - Desarrollo Sostenible \(un.org\)](#)
- [2] Ejército del Aire y del Espacio (consultado el 23/04/2024). *Aeronaves del Ejército del Aire y del Espacio*. Obtenido de: [Ejército del Aire - Aeronaves - Operativas \(defensa.gob.es\)](#)
- [3] Lázaro, Mario; Latorre, Mario; Gómez, Gonzalo; Escartí, Mara (2023). *GUÍA ASIGNATURA*. Obtenida de: [CAR2324 Guía \(upv.es\)](#)
- [4] Pérez Aparicio, J. L; (2019) *Teoría de placas y láminas en Ingeniería Aeroespacial*. Valencia: Editorial Universidad Politécnica de Valencia.
- [5] D. Raymer, *Aircraft design: a conceptual approach*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2012
- [6] EASA: EXAMPLE DOCUMENT, WING LOAD CALCULATION, obtenido de: [ABCD-FL-57-00 - Wing Load Calculation - v1 08.03.16.docx \(live.com\)](#)
- [7] C. Cuerno Rejado, “Mantenimiento y certificación de vehículos aeroespaciales [material de aula],”2021-2022. Universidad Politécnica de Madrid.
- [8] Lázaro, Mario; Latorre, Mario; Gómez, Gonzalo; Escartí, Mara (2023). *Apuntes de la asignatura*. Obtenida de: [PoliformaT : Castellano : Identificarse \(upv.es\)](#)
- [9] [3m-scotch-weld-multi-material-and-composite-urethane-adhesives-6300-series-tds-multilingual.pdf](#)
- [10] M. A. Gómez Tierno, M. Pérez Cortés, and C. Puentes Márquez, *Mecánica del vuelo*. E.T.S.I. Aeronáuticos, U.P.M.: Ibergarceta Publicaciones S.L., 2012.
- [11] [Estimating the Oswald Factor from Basic Aircraft Geometrical Parameters \(haw-hamburg.de\)](#)
- [12] RC Innovation [T-Motor Antigravity MN 8014 100KV | Motores Brushless Drones - VTOL \(rc-innovations.es\)](#)
- [13] [8 AWG THHN/THWN-2 Copper Building Wire \(wireandcableyourway.com\)](#)
- [14] A. Cuervas Tejero, J.L. Espino Granado, O. López García, J. Mesenguer Ruiz y A. Sanz Andrés. *Teoría de los helicópteros*. Ibergarceta Publicaciones S.L. (ISBN: 9788415452218)
- [15] Pérez Aparicio, J. L; (2019) *Teoría de vigas en Ingeniería Aeroespacial*. Valencia: Editorial Universidad Politécnica de Valencia.
- [16] J. García Tíscar, “*Ampliación de cálculo de aviones [material de aula]*,” 2022-2023.
- [17] S. M. Haile, “Fuel cell materials and components,” *Acta materialia*, 2003.

[18] M. Nita and D. Scholz, “Estimating the oswald factor from basic aircraft geometrical parameters,” 2012

[19] A. J. Colozza and L. Kohout, “Hydrogen storage for aircraft applications overview,” 2002.

[20] EASA : Air Transport by VTOL-capable aircraft. Obtenido de: <https://www.easa.europa.eu/en/domains/drones-air-mobility/drones-air-mobility-landscape/air-transport-vtol-capable-aircraft>

[21] EASA: Special Condition for small-category VTOL aircraft. 2 July 2019 Doc. No: SC-VTOL-01 Obtenido de: [SC-VTOL-01.pdf \(europa.eu\)](https://www.easa.europa.eu/en/air-traffic/operations/operations-research/SC-VTOL-01.pdf)

[22] B. Li, J. Sun, W. Zhou, C. -Y. Wen, K. H. Low and C. -K. Chen, "Transition Optimization for a VTOL Tail-Sitter UAV," in IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, vol. 25, no. 5, pp. 2534-2545, Oct. 2020, doi: 10.1109/TMECH.2020.2983255.

[23] Yuksek, B., Vuruskan, A., Ozdemir, U. et al. Transition Flight Modeling of a Fixed-Wing VTOL UAV. J Intell Robot Syst 84, 83–105 (2016). <https://doi.org/10.1007/s10846-015-0325-9>

[24] Flores, Gerardo & Lozano, R.. (2013). Transition Flight Control of the Quad-Tilting Rotor Convertible MAV. 2013 International Conference on Unmanned Aircraft Systems, ICUAS 2013 - Conference Proceedings. 10.1109/ICUAS.2013.6564761.

[25] Obert, E.: Aerodynamic Design of Transport Aircraft. Delft: IOS Press, 2009

[26] HexPly. Datasheet HexPly 8852. Obtenido de : [HexPly_8852_eu_DataSheet\(1\).pdf \(hexcel.com\)](https://www.hexcel.com/HexPly_8852_eu_DataSheet(1).pdf)

[27] Ningbo Vet Energy Technology Co., Ltd. Chivet2022 Datasheet. Obtenido de : [China Pila de celda de combustible de refrigeraci3n por aire de 3000 W para fabricantes y proveedores de UAV - Vet Energy \(china-vet.com\)](https://www.china-vet.com/China_Pila_de_celda_de_combustible_de_refrigeraci3n_por_aire_de_3000_W_para_fabricantes_y_proveedores_de_UAV_-_Vet_Energy.pdf)

[28] Montañana Romeu, Joaquín, “Sistemas e instalaciones de vehículos aeroespaciales [material de aula],”2022-2023. Universidad Politécnica de Valencia.

[29] EaglePitcher. Datasheet. Obtenido de : [US Battery Manufacturer | Leading Battery Technology Company \(eaglepitcher.com\)](https://www.eaglepitcher.com/US_Battery_Manufacturer_Leading_Battery_Technology_Company.pdf)

[30] Rodrigo ÁlvarezHernández [2016], TFM : *Desarrollo de un vehículo aéreo de ala fija con capacidad de despegue vertical para el transporte de pequeñas cargas*. Madrid. Universidad Pontificia de Comillas.

[31] K. Haraldsson and P. Alvfors, “Effects of ambient conditions on fuel cell vehicle performance,” Journal of power sources, vol. 145, no. 2, pp. 298–306, 2005.

[32] CAE, *Magnetic Anomaly Detection Extended Role (MAD-XR)* Obtenido de: [Magnetic Anomaly Detection Extended Role \(MAD-XR\) \(cae.com\)](https://www.cae.com/Products/Services/MAD-XR)

ANEXO I, PIEGO DE PRESCRIPCIONES TÉCNICAS

1. Introducción.

La aviación tripulada tiene aparejada un coste elevado, tanto económico como medioambiental, por ello se busca la introducción de nuevas tecnologías para la reducción de costes.

2. Objetivos

El objetivo fundamental es el desarrollo de una aeronave que, cumpliendo una misión determinada, a saber, vigilancia marítima, sea más respetuosa con el medioambiente, sea más económica y se utilicen materiales compuestos es su elaboración.

3. Especificaciones

Material	Fibra de carbono
Configuración	VTOL
Moldes	Aluminio, conformados con CNC
Emisiones durante operación	0 g de CO ₂ y NO _x
Combustible	Hidrógeno
Cuerda	180 mm
Envergadura	Entre 3 y 4 m

ANEXO II, COSTES

Los costes se estiman, por una parte, con el salario por hora medio que gana un ingeniero aeronáutico en España según el INE (20 h) por el número de horas dedicadas (aproximadamente 500) y el sumatorio de los materiales de los que se tienen precio por ser comerciales y por otra los materiales y software empleados:

Insumos	Coste [€ de 2023]
Sistema de visión	1999
Aviónica	62,2
Transmisiones	59,75
Motores traseros	129,99x2
Motores delanteros	279,9
Batería	5,5x112
Pila de H2	23400 (estimado)
Resto	8900 (estimado)
Total	35 576,13

En cuanto a software, la licencia de CATIA puede costar unos 14 100 \$ + 2240 \$y la de NX 7199 € + 1222 € en mantenimiento. Se imputa la parte fija y la de mantenimiento solo la proporcional de los meses de Febrero a Julio, siendo un total de 21509 € (la equivalencia \$-€ del 21 de Julio de 2024).

Quedando el total:

Concepto	Coste [€]
Insumos	35576,13
Software	21509
Horas de trabajo	10000
Imprevistos (10%)	7453,9
TOTAL	74539,03

ANEXO III, COMPONENTES DE LA AERNAVE

D

C

B

A

4

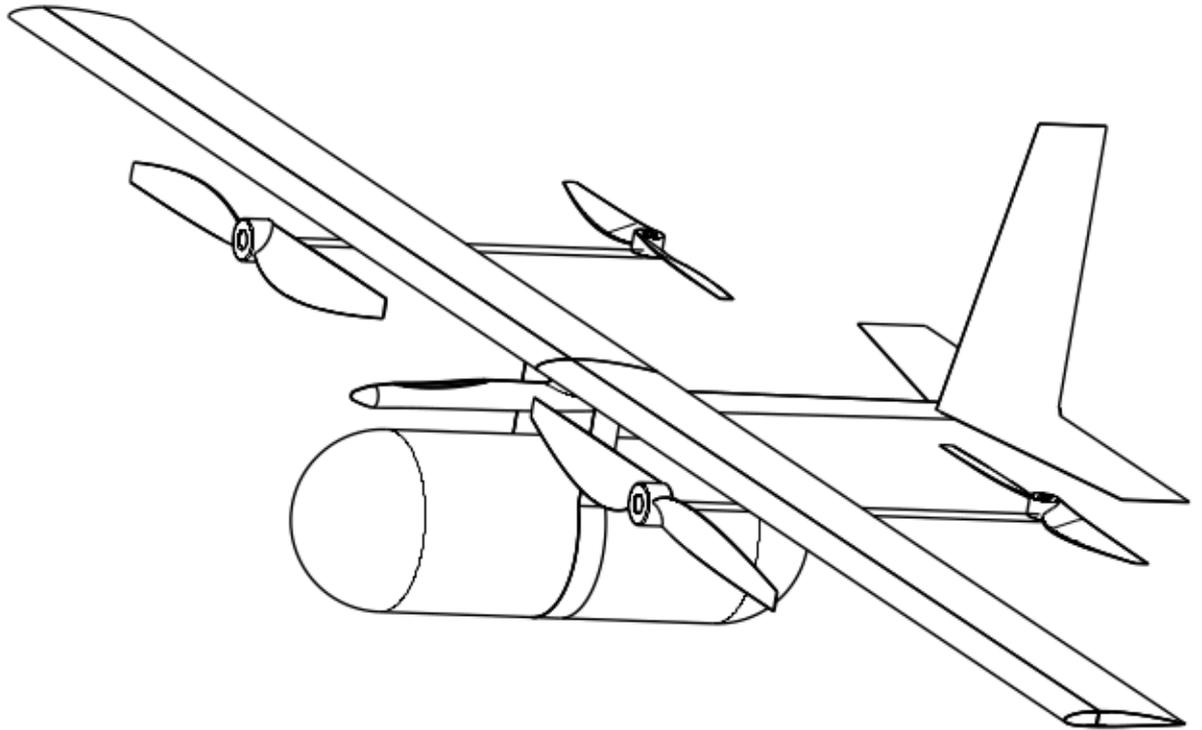
4

3

3

2

2



TFM-GENERAL-VIEW

1

Marca	Denominación	Nº de Plano	Nº Piezas	Material	Dimensiones	Observaciones
	TFM - GENERAL - VIEW					Tolerancia general: js14 Calidad superficial:
1º Apell.		Firma	ETSIADI UNIVERSIDAD POLITÉCNICA DE VALENCIA			
2º Apell.						
Nombre						
Fecha						
Escala	Plano Nº	Sustituye a Sustituido por				HOJA de
1:10	TFM 1					

Denominación	TFM - GENERAL - VIEW
--------------	----------------------

Tolerancia general:	js14
Calidad superficial:	

1º Apell.		Firma	ETSIADI UNIVERSIDAD POLITÉCNICA DE VALENCIA			
2º Apell.						
Nombre						
Fecha						

UNIVERSIDAD POLITÉCNICA DE VALENCIA

Escala	Plano Nº
1:10	TFM 1

Sustituye a	
Sustituido por	

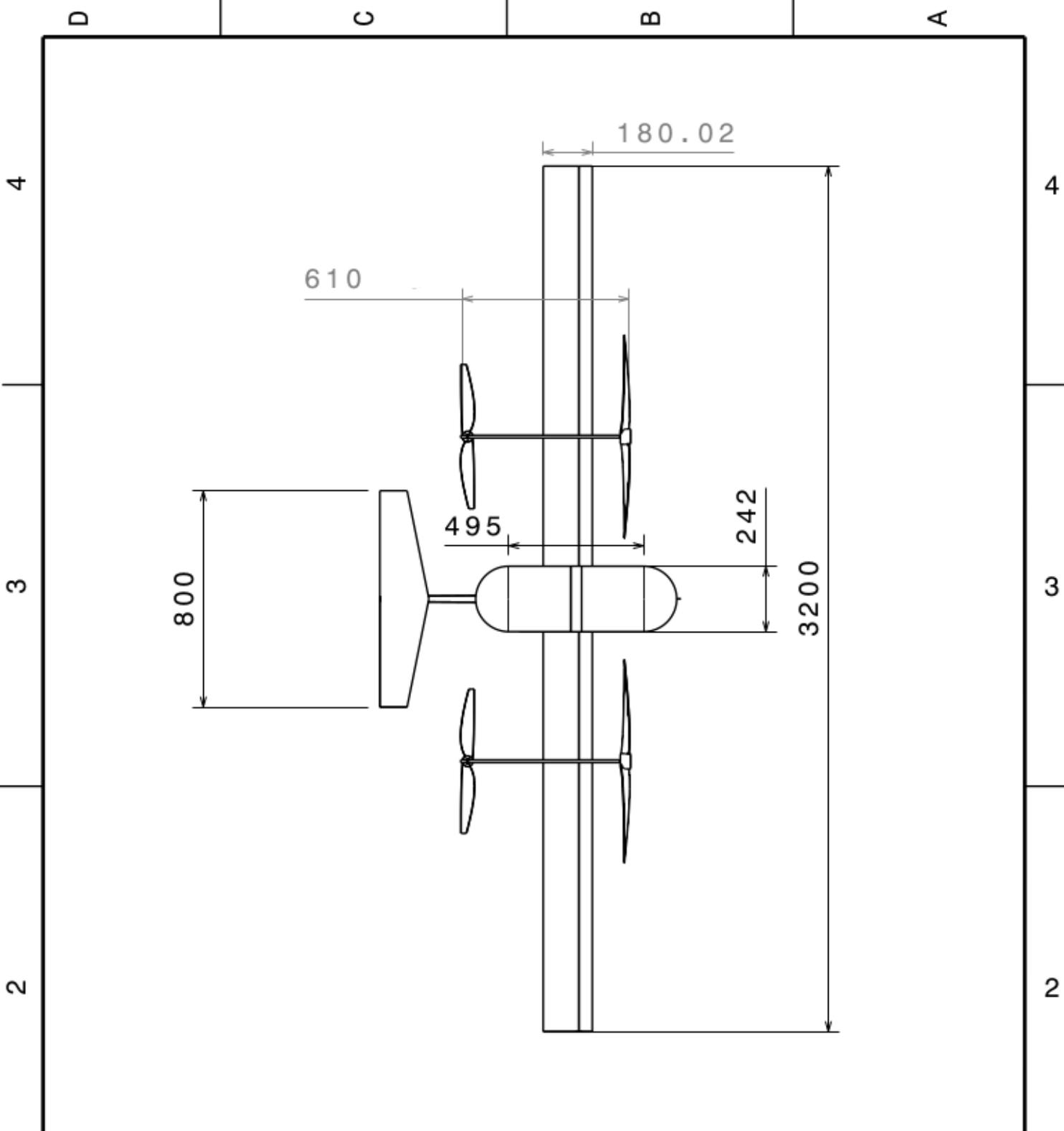
HOJA de

D

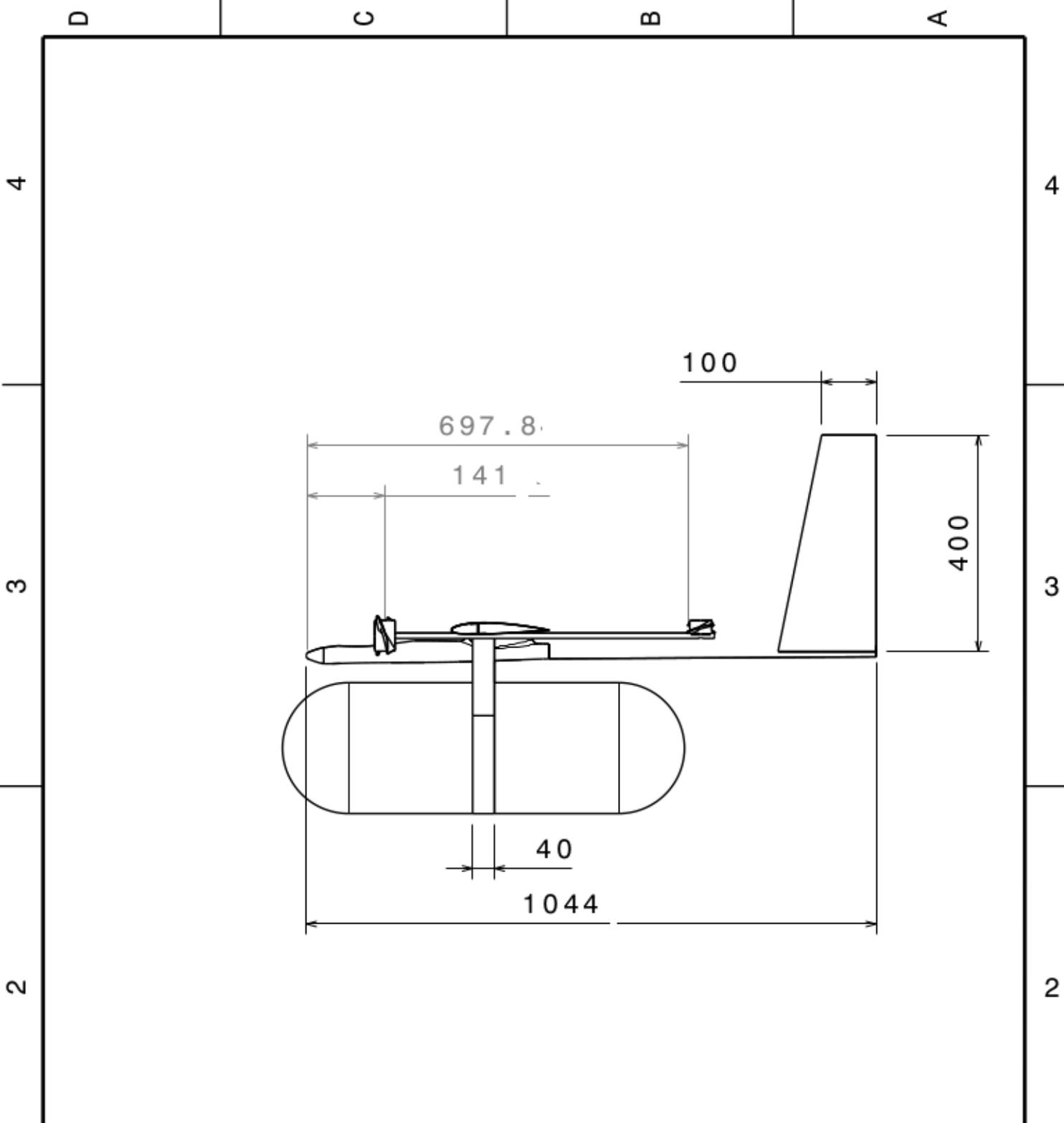
A

1

1



	AER. VISTA LAT.	7		CFPR		
Marca	Denominación	Nº de Plano	Nº Piezas	Material	Dimensiones	Observaciones
Denominación AERONAVE VISTA LAT					Tolerancia general: js14 Calidad superficial:	
1º Apell.			Firma	ETSIADI UNIVERSIDAD POLITÉCNICA DE VALENCIA		
2º Apell.						
Nombre						
Fecha						
Escala 1:20	Plano Nº TFM-7					
				Sustituye a Sustituido por		HOJA de

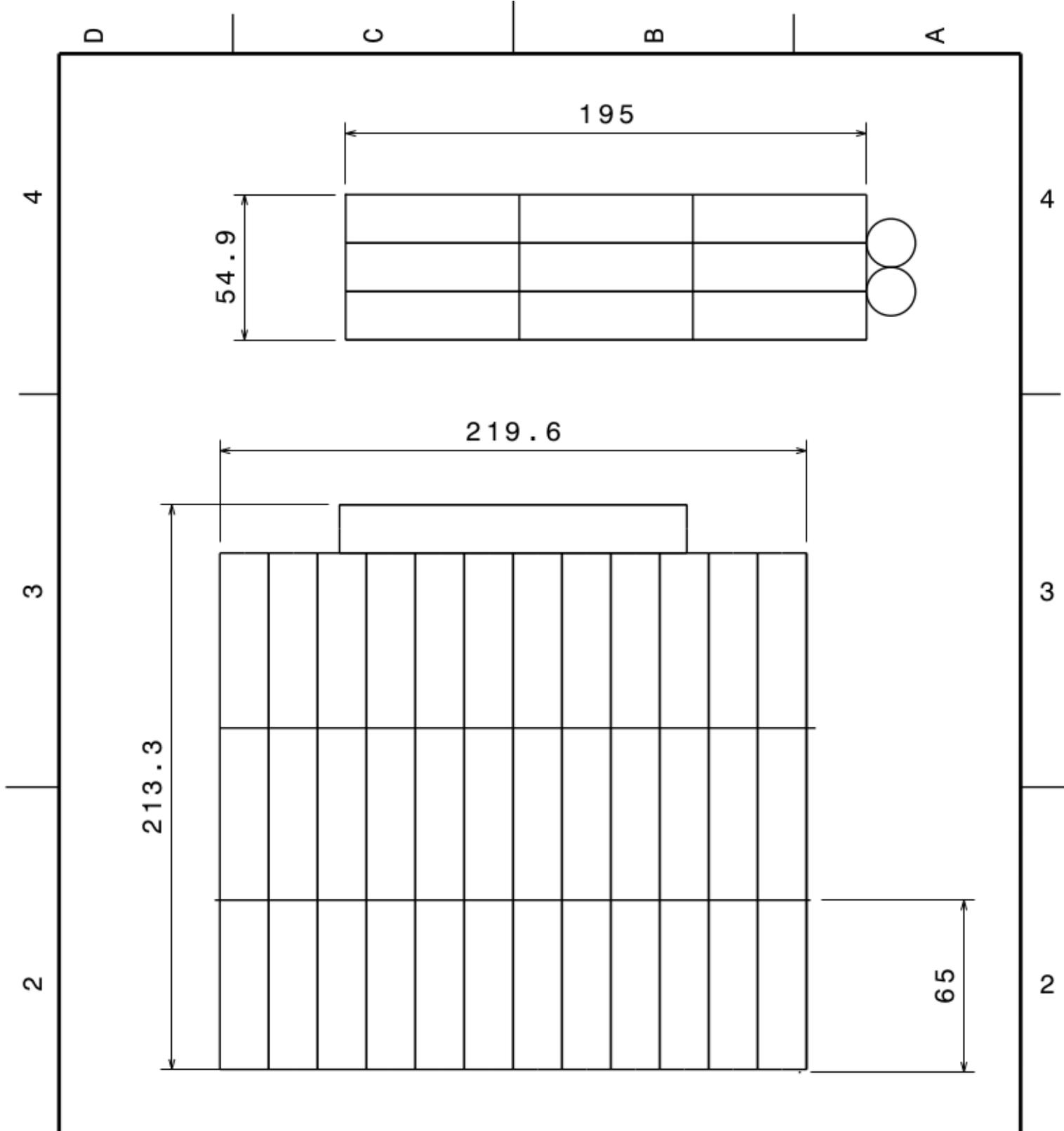


	AER. VISTA LAT.	7		CFPR		
Marca	Denominación	Nº de Plano	Nº Piezas	Material	Dimensiones	Observaciones

Denominación	AERONAVE VISTA LAT	Tolerancia general:	js14
		Calidad superficial:	

1º Apell.		Firma	ETSIADI
2º Apell.			
Nombre			
Fecha			
			UNIVERSIDAD POLITÉCNICA DE VALENCIA

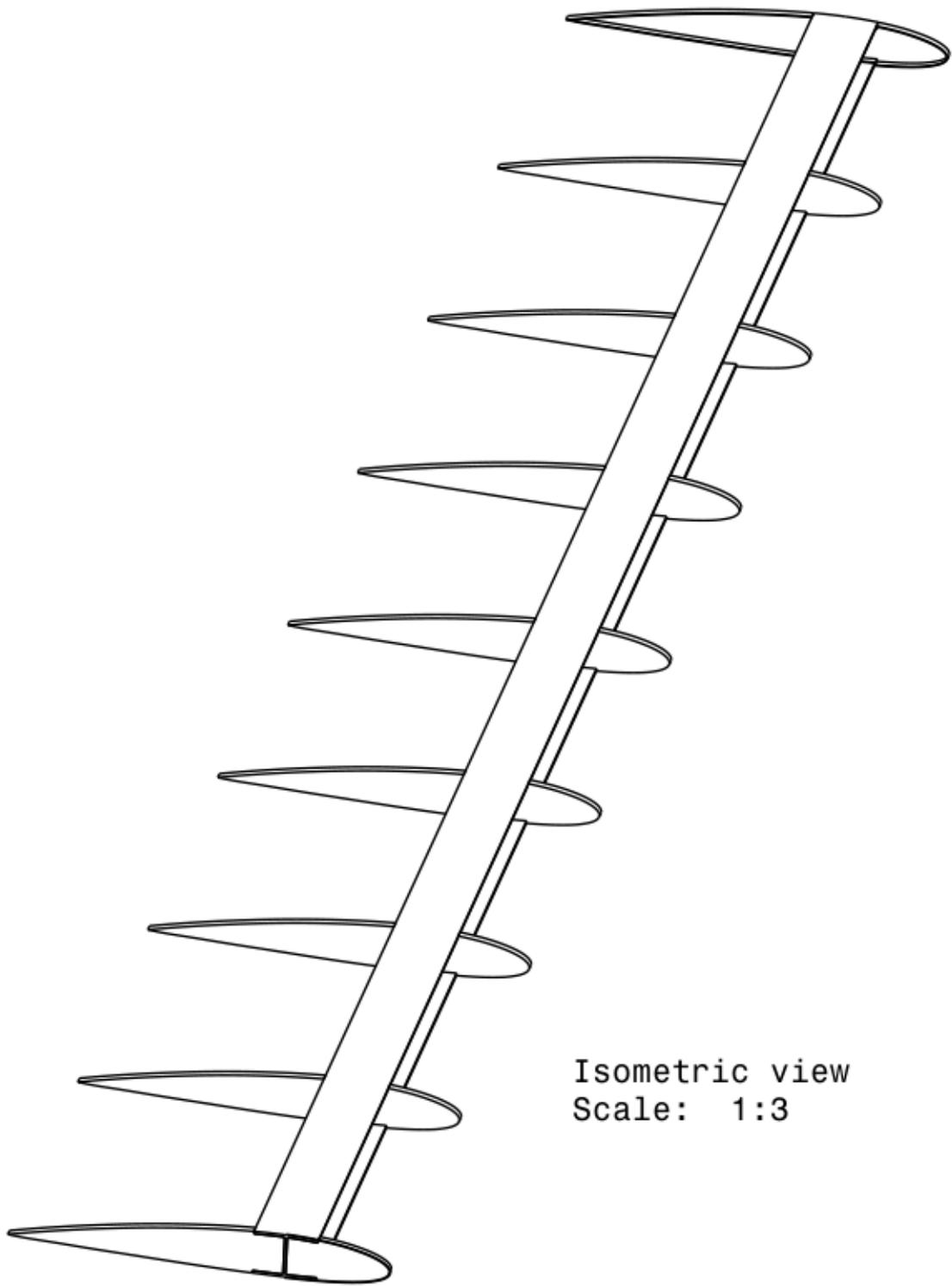
Escala	Plano Nº	TFM-7	
1:10			
		Sustituye a	
		Sustituido por	
			HOJA de



Marca	Denominación	Nº de Plano	Nº Piezas	Material	Dimensiones	Observaciones
	Batería	2	1			
Denominación Batería					Tolerancia general: js14 Calidad superficial:	
1º Apell.			Firma	ETSIADI UNIVERSIDAD POLITÉCNICA DE VALENCIA		
2º Apell.						
Nombre						
Fecha						
Escala	Plano Nº TFM-BATERIAS			Sustituye a _____ Sustituido por _____		
1:2				HOJA de _____		

D

A

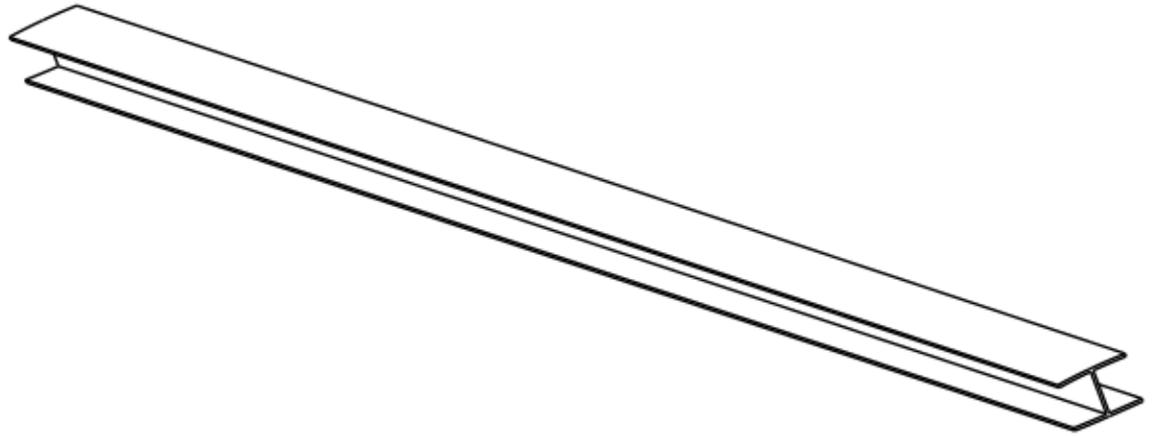


Isometric view
Scale: 1:3

ESTRUCTURA PRIMARIA		3	2			SIMETRICO
Marca	Denominación	Nº de Plano	Nº Piezas	Material	Dimensiones	Observaciones
Denominación ESTRUCTURA PRIMARIA					Tolerancia general: js14 Calidad superficial:	
1º Apell.		Firma		ETSIADI UNIVERSIDAD POLITÉCNICA DE VALENCIA		
2º Apell.						
Nombre						
Fecha						
Escala	Plano Nº TFM-2			Sustituye a _____ Sustituido por _____ HOJA de _____		

D

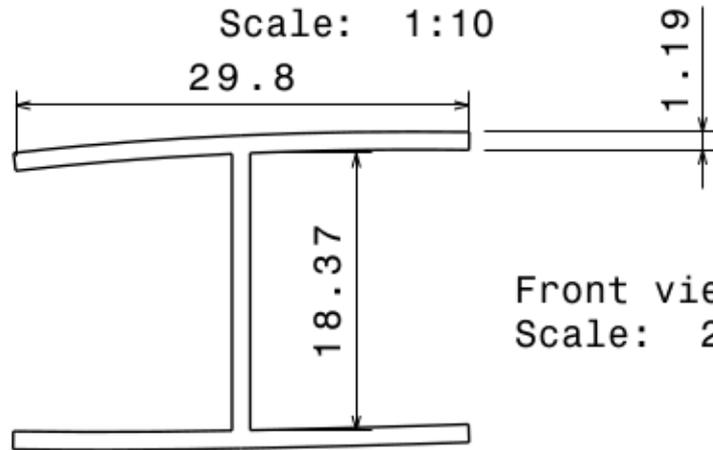
A



Isometric view
Scale: 1:3



Front view
Scale: 1:10

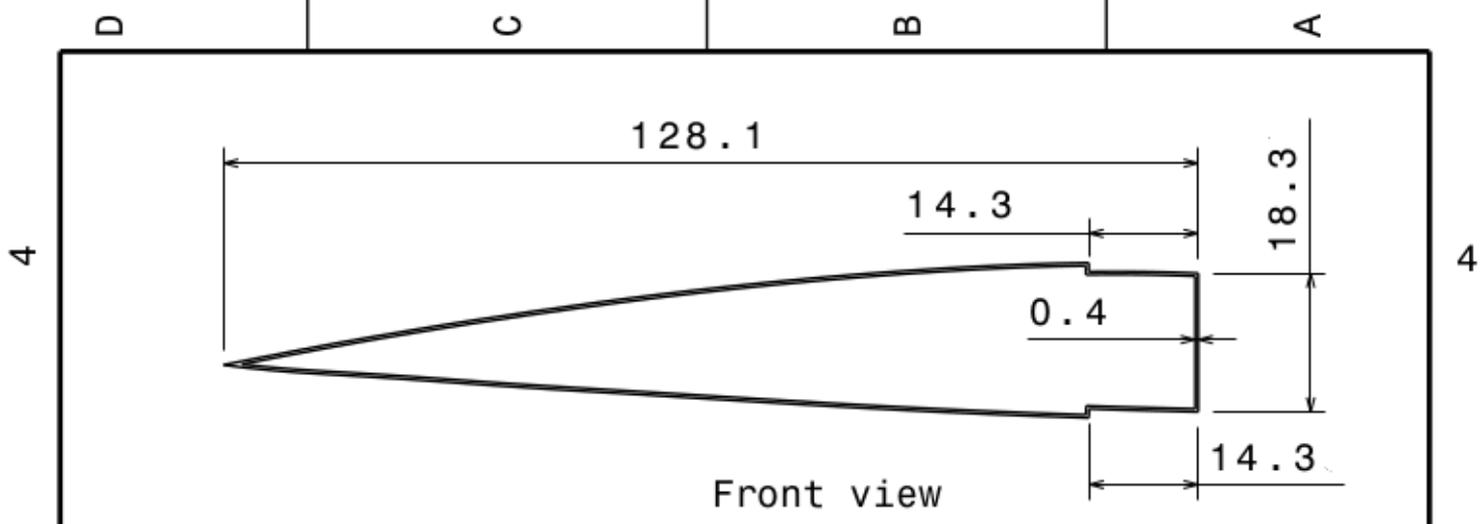


Front view
Scale: 2:1

	LARGUERO	3	2	CFPR		
Marca	Denominación	Nº de Plano	Nº Piezas	Material	Dimensiones	Observaciones
Denominación LARGUERO				Tolerancia general: js14 Calidad superficial:		
1º Apell.		Firma	ETSIADI UNIVERSIDAD POLITÉCNICA DE VALENCIA			
2º Apell.						
Nombre						
Fecha						
Escala	Plano Nº TFM-3			Sustituye a Sustituido por		
				HOJA de		

D

A

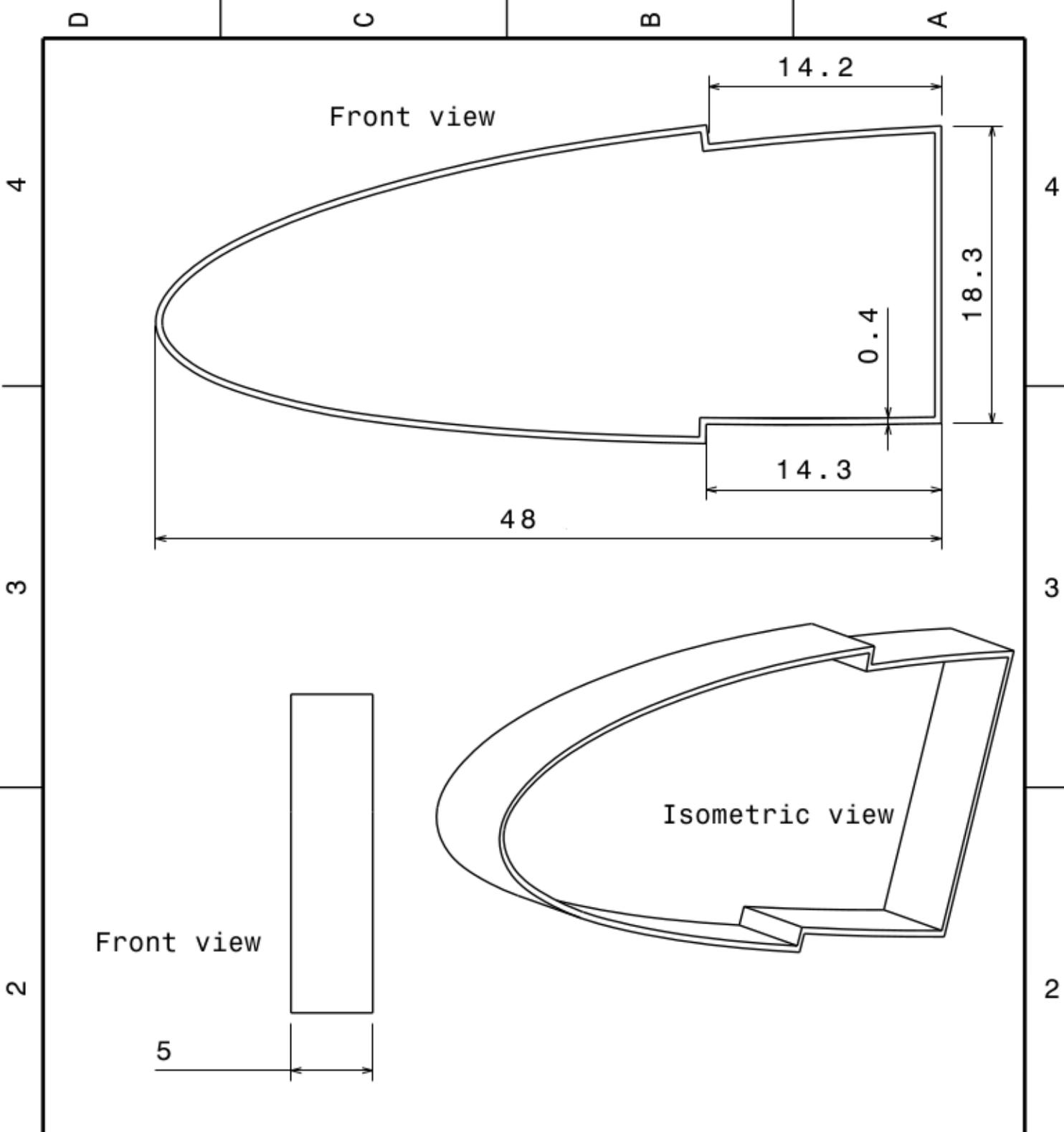


	REF. BS. IZQ	5	9	CFPR		
Marca	Denominación	Nº de Plano	Nº Piezas	Material	Dimensiones	Observaciones

Denominación	REFUERZO DE BORDE DE SALIDA IZQ.	Tolerancia general:	js14
		Calidad superficial:	

1º Apell.		Firma	ETSIADI
2º Apell.			
Nombre			
Fecha			
			UNIVERSIDAD POLITÉCNICA DE VALENCIA

Escala	Plano Nº	TFM-5	Sustituye a	
1:1			Sustituido por	
				HOJA de



REF. BA DER		4				
Marca	Denominación	Nº de Plano	Nº Piezas	Material	Dimensiones	Observaciones
	REFUERZO DE BORDE DE ATAQUE DER.					Tolerancia general: js14 Calidad superficial:
1º Apell.		Firma		ETSIADI UNIVERSIDAD POLITÉCNICA DE VALENCIA		
2º Apell.						
Nombre						
Fecha						
Escala	Plano Nº TFM-4					
3:1				Sustituye a		HOJA de
				Sustituido por		

D A



UNIVERSITAT
POLITÈCNICA
DE VALÈNCIA



Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño

Anteproyecto de aeronave no tripulada de ala fija VTOL impulsada por hidrógeno

Huertas Gómez, Víctor Alfonso