



**Escola Tècnica Superior d'Enginyeries
Industrial i Aeronàutica de Terrassa**

UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE CATALUNYA

Titulació:

ENGINYERIA AERONÀUTICA

Alumne:

Martí Coma Company

Títol PFC:

**Disseny d'una aeronau no tripulada per al
desenvolupament i assaig de sistemes d'abord**

Director del PFC:

Enrique Ortega

Convocatòria de lliurament del PFC:

1 - 5 de Juny de 2015

Contingut d'aquest volum:

MEMÒRIA

Disseny d'una aeronau no tripulada per al desenvolupament i assaig de sistemes d'abord

MEMÒRIA

Martí Coma Company

Director:

Enrique Ortega

Projecte final de carrera Enginyeria Superior Aeronàutica

Escola Tècnica Superior d'Enginyeries Industrial i Aeronàutica de Terrassa
Universitat Politècnica de Catalunya

5 de juny de 2015

Al meu avi Joan
per transmetre'm la teva passió



Agraïments

En primer lloc vull donar les gràcies al meu director, Enrique Ortega, per la immensa paciència que ha tingut durant el projecte, a més de totes les contribucions tècniques i de forma. També agrair al grup ICARUS, en especial a Enric Pastor, la definició dels requeriments, fet que ha donat una component realista a aquest projecte.

També vull agrair a la meva família el suport rebut durant tots aquests llargs anys, en especial a Cristina.

Aprofito per donar les gràcies als membres de Trencalòs Team per acompanyar-me i formar-me en aspectes molt importants de l'enginyeria i el treball en Equip, que no hagués après enlloc més. També vull donar les gràcies a tots els amics que m'han acompanyat en bons (i no tan bons) moments i haurien de tenir el nom escrit aquí, però que no hi són. Per últim vull agrair a Oscar, i a la resta d'investigadors i companys amb els que he treballat i encara treballo a CIMNE, la confiança dipositada en mi, així com els coneixements i experiències que m'han transmès.

Índex

Agraïments	iii
Índex	v
Índex de figures	ix
Índex de taules	xiii
Resum	xv
Objectiu	xvii
Abast	xix
Nomenclatura	xxv
1 Introducció	1
1.1 Evolució i característiques actuals dels UAVs d'ús civil	2
1.1.1 UAVs d'ús civil	4
1.2 Requeriments operacionals de disseny	8
1.2.1 Requeriments operacionals	8
1.2.2 Normativa aplicable	9
2 Disseny conceptual	13
2.1 Estudi dels requeriments	13
2.2 Dimensionament bàsic de l'aeronau	14
2.2.1 Característiques generals	16
2.2.2 Superfície sustentadora	17
2.2.2.1 Perfil alar	20
2.2.2.2 Coeficient de sustentació màxima de l'ala	23
2.2.3 Superfícies estabilitzadores	26
2.2.4 Fuselatge	31

2.2.5	Grup propulsor	32
2.3	Recapitulació	34
3	Disseny aerodinàmic	37
3.1	Ala	38
3.2	Fuselatge	48
3.3	Estabilitzadors	51
3.4	Superfícies de control	58
3.5	Recapitulació	62
4	Disseny estructural	65
4.1	Ala	65
4.1.1	Estructura	65
4.1.2	Determinació de càrregues	68
4.1.3	Estimació del pes estructural	69
4.2	Fuselatge	70
4.2.1	Compartiment de càrrega	70
4.3	Estabilitzadors i tubs de cua	71
4.4	Actuadors	73
4.5	Posició del centre de gravetat	74
4.5.1	Centrat	74
4.6	Recapitulació	76
5	Actuacions	79
5.1	Conjunt propulsor	79
5.1.1	Motor	79
5.1.2	Hèlix	81
5.1.2.1	Model hèlix	81
5.1.3	Acoblament motor - hèlix	84
5.1.3.1	Tracció o potència propulsiva i velocitat de vol imposades	84
5.1.3.2	Potència màxima i velocitat de vol imposades	85
5.2	Creuer	88
5.3	Ascens i velocitat màxima	92
5.4	Recapitulació	95
6	Pressupost	99
7	Conclusions	101

A Programari XFOIL & XFLR5	105
A.1 XFOIL	105
A.1.1 Validació i ajust	106
A.2 XFLR5	112
B Validació <i>Prop Selector</i>	115
B.1 Validació	115
C Resolució numèrica	119
C.1 Mètode de Newton-Raphson	119
C.2 Interpolació	119
C.3 Integrals definides - Regla del trapezi	121
D Actes de reunions	123
Bibliografia	129

Índex de figures

1.1	Model UAV Shadow-MK1 a la EETAC.	1
1.2	Marilyn Monroe a la <i>Radioplane Munitions Factory</i> , 1944.	3
1.3	Multirroter de 4 motors, també anomenat <i>quadcopter</i>	4
1.4	UAV model RQ-11B Raven de AeroVironment, Inc.	5
1.5	UAV model Furos de CATUAV.	5
1.6	UAV model Argos de CATUAV.	6
1.7	UAV model Bat-4 de MLB Company.	6
1.8	UAV model SIERRA de la NASA.	7
2.1	Dades estadístiques de la MTOW en front de la PL.	17
2.2	Dades estadístiques de W/S en front de la MTOW.	18
2.3	Dades estadístiques de b en front de S	19
2.4	Eficiència aerodinàmica en front del coeficient de sustentació dels 3 perfils més destacats.	21
2.5	Coefficient de sustentació en front de l'angle d'atac dels 3 perfils més destacats.	22
2.6	Coefficient de moment en front del coeficient de sustentació dels 3 perfils més destacats.	23
2.7	Distribució de sustentació al llarg de l'envergadura. Ala rectangular sense torsió.	25
2.8	Distribució de sustentació addicional i bàsica al llarg de l'envergadura. Ala rectangular sense torsió.	25
2.9	Coefficient de sustentació màxim de l'ala, en funció de la secció que entra en pèrdua.	26
2.10	Esquemes del Shadow-MK1.	27
2.11	Esquema per a l'aproximació del càlcul del volum del fuselatge (Dimensions en mm).	32
2.12	Dades estadístiques de W/P en front de la MTOW.	32

3.1	Coefficient de sustentació en front de l'angle d'atac del NACA 3413.	39
3.2	Polar del NACA 3413.	39
3.3	Coefficient de moment $c/4$ en front de l'angle d'atac del NACA 3413.	40
3.4	Eficiència en front del coefficient de sustentació del NACA 3413.	40
3.5	Esquema de la forma en planta de l'ala (Dimensions en mm).	41
3.6	Coefficient de sustentació en front de l'angle d'atac de l'ala rectangular i la seleccionada.	42
3.7	Resistència aerodinàmica en front del coefficient de sustentació de l'ala rectangular i la seleccionada.	43
3.8	Coefficient de moment en front de l'angle d'atac de l'ala rectangular i la seleccionada.	43
3.9	Eficiència aerodinàmica de l'ala rectangular i la seleccionada en front de la velocitat de vol.	44
3.10	Distribució de sustentació addicional i bàsica al llarg de l'envergadura.	45
3.11	Coefficient de sustentació màxim de l'ala en funció de la posició d'entrada en pèrdua al llarg de l'envergadura.	45
3.12	Coefficient de sustentació en front de l'angle d'atac de l'ala amb torsió i sense.	47
3.13	Mesura dels coefficients de sustentació, resistència i moment d'un fuselatge axisimètric a $Re = 3 \times 10^6$	49
3.14	Dades extretes del coefficient de moment del fuselatge i ajust lineal.	50
3.15	Dades extretes del coefficient de resistència del fuselatge i ajust parabòlic.	50
3.16	Coefficient de moment del fuselatge referenciat a l'ala.	51
3.17	Coefficient de resistència del fuselatge referenciat a l'ala.	51
3.18	Coefficient de sustentació en front de l'angle d'atac del NACA 0012.	52
3.19	Polar del NACA 0012.	53
3.20	Coefficient de moment $c/4$ en front de l'angle d'atac del NACA 0012.	53
3.21	Situació i geometria dels estabilitzadors (Dimensions en mm).	55
3.22	Coefficient de moment en front de l'angle d'atac del UAV.	57

3.23	Eficiència aerodinàmica en front de la velocitat de vol del UAV.	57
3.24	Coefficient de sustentació en front de l'angle d'atac per diferents cordes del flap a $\delta = 25^\circ$ ($Re = 0.3 \times 10^6$) - NACA 0012.	60
3.25	Coefficient de sustentació en front de l'angle d'atac per diferents cordes del flap a $\delta = 30^\circ$ ($Re = 0.3 \times 10^6$) - NACA 0012.	61
3.26	Coefficient de sustentació en front de l'angle d'atac per diferents configuracions de a ($Re = 0.3 \times 10^6$) - NACA 3413.	61
4.1	Estructura d'ala convencional de fusta emprada al Furos i Argos, falta l'entelat amb <i>oracover</i> o similar.	66
4.2	Estructura d'ala D-Box evolució de l'estructura convencional.	66
4.3	Estructura d'ala buida en material compost.	67
4.4	Distribució de sustentació, tallant i moment flector al llarg de l'envergadura en creuer.	69
4.5	Model SIERRA amb el compartiment de càrrega desmuntat.	70
4.6	Esquema del compartiment de càrrega i el mòdul extraïble.	71
4.7	Coefficient de moment en front de la velocitat aerodinàmica amb comandaments fixats.	72
4.8	Posició dels diferents components per al centrat de l'aeronau (Dimensions en mm).	75
5.1	Potència del motor BME 116 Xtreme i ajust.	80
5.2	Coefficient de tracció de les hèlix en funció de J obtinguts amb <i>Prop Selector</i> i ajusts polinòmics.	82
5.3	Coefficient de potència de les hèlix en funció de J obtinguts amb <i>Prop Selector</i> i ajusts polinòmics.	82
5.4	Rendiment de les hèlix en funció de J obtinguts amb <i>Prop Selector</i> (Corba obtinguda amb una <i>cspline</i> per il·lustrar la tendència de les dades).	83
5.5	Tracció màxima en funció de la velocitat.	86
5.6	Potència disponible en funció de la velocitat.	87
5.7	Rendiment de les hèlix a potència màxima en funció de la velocitat.	87
5.8	Revolucions d'equilibri del motor i l'hèlix a potència màxima.	88
5.9	Autonomia en funció de la velocitat de vol.	90

5.10	Abast en funció de la velocitat de vol.	90
5.11	Consum del motor en funció de la velocitat de vol de creuer.	91
5.12	Revolucions d'equilibri del motor i l'hèlix en funció de la velocitat de vol de creuer.	91
5.13	Potència necessària i disponible en funció de la velocitat de vol.	93
5.14	Angle d'ascens màxim en funció de la velocitat de vol.	94
5.15	Velocitat d'ascens màxima en funció de la velocitat de vol.	95
5.16	Rendiment de les hèlix en front de la velocitat aerodinàmica en condicions de creuer.	97
A.1	Geometria del perfil NASA LS(1)-0013.	107
A.2	Resultats de túnel de vent del perfil NASA LS(1)-0013 per a $Re \leq 4.0 \times 10^6$	107
A.3	Variació del C_l vs α per diferents valors de n per a $Re = 0.6 \times 10^6$ & $M = 0.10$ - Perfil NASA LS(1)-0013.	108
A.4	Detall de la variació del C_l vs α per diferents valors de n per a $Re = 0.6 \times 10^6$ & $M = 0.10$ - Perfil NASA LS(1)-0013.	109
A.5	Variació del C_l vs α per diferents valors de n per a $Re = 1.0 \times 10^6$ & $M = 0.15$ - Perfil NASA LS(1)-0013.	109
A.6	Detall de la variació del C_l vs α per diferents valors de n per a $Re = 1.0 \times 10^6$ & $M = 0.15$ - Perfil NASA LS(1)-0013.	110
A.7	Polar (C_l vs C_d) per diferents valors de n per a $Re = 0.6 \times 10^6$ & $M = 0.10$ - Perfil NASA LS(1)-0013.	111
A.8	Detall de la polar (C_l vs C_d) per diferents valors de n per a $Re = 1.0 \times 10^6$ & $M = 0.15$ - Perfil NASA LS(1)-0013.	111
B.1	Coeficients de tracció, potència i rendiment propulsiu - APC Thin Electric 19x12.	117

Índex de taules

1.1	Característiques tècniques de diferents UAV.	8
2.1	Informació detallada dels tres models de referència.	15
2.2	Coeficient de sustentació en funció de la velocitat de creuer.	20
2.3	Dimensions de l'empenatge de cua del Shadow-MK1.	29
2.4	Especificacions tècniques dels motors preseleccionats.	33
2.5	Hèlices recomanades per al motor Hirth 4102.	34
2.6	Valors dels paràmetres obtinguts al disseny conceptual.	35
3.1	Paràmetres forma en planta de l'ala seleccionada.	41
3.2	Paràmetres de l'ala.	47
3.3	Valors de les dimensions de les superfícies de control recomanades.	58
3.4	Valors dels paràmetres obtinguts al disseny aerodinàmic (1).	63
3.5	Valors dels paràmetres obtinguts al disseny aerodinàmic (2).	64
4.1	Pes estructural dels estabilitzadors.	72
4.2	Moment a la frontissa de les diferents superfícies de control $v_{\infty_{\max}} =$ 126.1 km/h.	73
4.3	Pes i posició dels diferents components per al centrat de l'aeronau.	75
4.4	Marge de posicions del centre de gravetat.	76
4.5	Pes dels diferents components de l'aeronau.	77
5.1	Valors dels ajustos polinòmics dels coeficients de tracció i potència de les hèlix bi-pala.	83
5.2	Valors dels ajustos polinòmics dels coeficients de tracció i potència de les hèlix tri-pala.	83
5.3	Resultats d'actuacions en creuer.	89
5.4	Resultats d'actuacions en ascens i velocitat màxima.	93
5.5	Resultats d'actuacions de les hèlix seleccionades.	96
6.1	Pressupost del desenvolupament del projecte.	99

A.1	Recomanació del manual d'XFOIL per al valor de n	106
A.2	Punts característics del gràfic de la Fig. A.2.	108
B.1	Resultats hèlix APC Thin Electric 19x12.	116

Resum

En aquest projecte es porta a terme el disseny preliminar d'una aeronau no tripulada destinada al desenvolupament i assaig de sistemes d'abord (*Unmanned Air Systems* UAS). Els requeriments operacionals han estat proposats pel grup d'investigació ICARUS de l'Escola d'Enginyeria de Telecomunicació Aeroespacial de Castelldefels (EETAC) i tenen en compte les seves necessitats de utilització així com certes característiques particulars difícils de trobar als models comercials disponibles. A més, per al disseny s'ha tingut en compte el marc regulador d'aeronaus no tripulades per a ús civil més recent, el Real Decreto-ley 8/2014 del 4 de juliol, que ha estat publicat durant el desenvolupament d'aquest treball.

El treball s'organitza de la següent manera. En primer lloc es presenta una breu revisió de l'evolució dels UAVs i de les característiques principals dels models de ús civil que s'empelen en l'actualitat. A més a més, es presenten els requeriments operacionals proposats pel grup d'investigació ICARUS i els aspectes més destacats del marc legislatiu que puguin afectar el disseny de l'aeronau. A continuació es realitza el disseny conceptual de l'aeronau. Partint dels estudis dels requeriments, i revisant els diferents aspectes per determinar possibles punts conflictius amb els requeriments, es realitza el dimensionament bàsic de les parts principals que componen l'UAV. Els següents capítols aprofundeixen més en el disseny aerodinàmic, estructural, l'electrònica i les actuacions de l'aeronau. Per últim, es presenta un pressupost del projecte i les conclusions.

Objectiu

Fer el disseny preliminar d'un vehicle aeri no tripulat (UAV) que compleixi els requeriments sol·licitats pel grup d'investigació ICARUS en sistemes aeris no tripulats (*Unmanned Air Systems* UAS) de l'Escola d'Enginyeria de Telecomunicació Aeroespacial de Castelldefels (EETAC).

Abast

En aquest projecte es realitza el disseny preliminar de les parts més rellevants de l'aeronau no tripulada. Això inclou el disseny aerodinàmic de l'ala i els estabilitzadors fent la selecció de perfils aerodinàmics i el dimensionament geomètric: forma en planta, diedre i torsió. També es fa el dimensionament del fuselatge. Selecció de la planta motriu de l'aeronau així com dels components electrònics i actuadors bàsics de l'aeronau. A nivell estructural es fa el disseny preliminar, a nivell conceptual, de l'estructura de l'ala, estabilitzadors i fuselatge, a nivell conceptual, sense entrar en el detall del dimensionament. També es determina l'autonomia i abast que conformen les capacitats operacionals bàsiques de l'aeronau. Els aspectes que no són tractats en aquest projecte són el disseny detallat de l'aeronau, la planificació del procés constructiu, l'estudi de viabilitat econòmica ni la realització de la documentació necessària per obtenir els certificats d'operació de l'aeronau, entre altres.

Nomenclatura

(x, y, z) Sistema de coordenades ortogonal lligat al cos [mm] (Posicionament de components de l'aeronau). x direcció de referència del fuselatge, sentit positiu contrari a la direcció d'avanç; y direcció de l'envergadura, sentit positiu al costat dret de l'aeronau; z direcció vertical, sentit positiu cap amunt de l'aeronau.

(x', y', z') Sistema de coordenades ortogonal lligat al cos [mm] (Definició del criteri positiu per a la deflexió de superfícies de control). x' direcció de referència del fuselatge, sentit positiu en la direcció d'avanç; y' direcció de l'envergadura, sentit positiu al costat esquerre de l'aeronau; z' direcció vertical, sentit positiu cap amunt de l'aeronau.

AESA Agència Estatal de Seguridad Aérea.

α Angle d'atac [°].

α_b Angle d'atac del UAV [°]. La referència és la horitzontal del fuselatge.

α_{L_0} Angle de sustentació nul·la de l'ala [°].

AR Allargament de l'ala. $AR = \frac{b^2}{S}$ [adim].

AR_H Allargament del HTP, veure AR per la definició [adim].

AR_V Allargament del VTP, veure AR per la definició [adim].

b Envergadura [m].

b_a Envergadura de l'aleró [m].

b_e Envergadura del timó de profunditat o elevador [m].

b_H Envergadura del HTP [m].

b_t Envergadura del timó vertical o de direcció [m].

- b_V Envergadura del VTP [m].
- c Corda alar [m].
- C_P Coeficient de potència de l'hèlix [adim].
- C_P Consum específic del motor [gr/(min HP)].
- C_T Coeficient de tracció de l'hèlix [adim].
- b_a Corda de l'aleró [m].
- C_d Coeficient de resistència bidimensional. $C_d = \frac{d}{\frac{1}{2}\rho v_\infty^2 c}$ [adim] on d és la força de resistència per unitat d'envergadura del perfil.
- C_{D_0} Coeficient de resistència paràsita [adim].
- C_{D_F} Coeficient de resistència del fuselatge. $C_{D_F} = \frac{D_F}{q_\infty V_F^{2/3}}$ [adim].
- $C_{D_F}^*$ Coeficient de resistència del fuselatge referenciat a l'ala. $C_{D_F}^* = \frac{C_{D_F} V_F^{2/3}}{SMAC}$ [adim].
- C_{D_i} Coeficient de resistència induïda [adim].
- b_e Corda del timó de profunditat o elevador [m].
- C_L Coeficient de sustentació. $C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho v_\infty^2 S}$ [adim] on L és la força de sustentació.
- C_l Coeficient de sustentació bidimensional. $C_l = \frac{l}{\frac{1}{2}\rho v_\infty^2 c}$ [adim] on l és la força de sustentació per unitat d'envergadura del perfil.
- $C_{l_a}(y)$ Distribució de sustentació addicional [adim].
- $C_{l_b}(y)$ Distribució de sustentació bàsica [adim].
- $C_{L_{cr}}$ Coeficient de sustentació de creuer. $C_L = \frac{W}{\frac{1}{2}\rho v_{cr}^2 S}$ [adim].
- C_{L_F} Coeficient de sustentació del fuselatge. $C_{L_F} = \frac{L_F}{q_\infty V_F^{2/3}}$ [adim].
- $C_{L_F}^*$ Coeficient de sustentació del fuselatge referenciat a l'ala. $C_{L_F}^* = \frac{C_{L_F} V_F^{2/3}}{S}$ [adim].
- $C_{L_{max}}$ Coeficient de sustentació màxima [adim].
- $C_{l_{max}}$ Coeficient de sustentació màxima bidimensional [adim].
- C_M Coeficient de moment longitudinal de l'ala. $C_M = \frac{M}{\frac{1}{2}\rho v_\infty^2 SMAC}$ [adim] on M és el moment aerodinàmic.

C_m	Coefficient de moment bidimensional. $C_m = \frac{m}{\frac{1}{2}\rho v_\infty^2 c^2}$ [adim] on m és el moment per unitat d'envergadura del perfil.
C_{M_α}	Indicador d'estabilitat estàtica longitudinal amb comandaments fixats. $C_{M_\alpha} = \frac{\partial C_M}{\partial \alpha}$ [$\frac{1}{\sigma}$].
C_{M_F}	Coefficient de moment del fuselatge. $C_{M_F} = \frac{M_F}{q_\infty V_F}$ [adim].
$C_{M_F}^*$	Coefficient de moment del fuselatge referenciat a l'ala. $C_{M_F}^* = \frac{C_{M_F} V_F}{S}$ [adim].
c_R	Corda a l'arrel de l'ala [m].
b_t	Corda del timó vertical o de direcció [m].
c_T	Corda a la punta de l'ala [m].
$c_{V_{ref}}$	Corda de referència del VTP [m].
δ_a	Deflexió de l'aleró [°].
δ_e	Deflexió del timó de profunditat o elevador [°].
δ_t	Deflexió del timó vertical o de direcció [°].
D_F	Resistència del fuselatge [N].
E	Eficiència aerodinàmica. $E = \frac{L}{D}$ [adim].
e	Autonomia [h].
η_H	Rendiment propulsiu de l'hèlix [adim].
f	Cabal màssic de combustible [gr/min].
γ	Angle d'ascens [°].
h	Sostre d'operació [m].
HTP	Empenatge horitzontal de cua, de l'anglès <i>Horizontal Tail Plane</i> .
J	Relació d'avanç de l'hèlix [adim].
$l(y)$	Distribució de sustentació per unitat de longitud [N/m].
Λ	Fletxa alar, vista l'ala en planta és l'angle que forma la línia $c/4$ de l'ala respecte la perpendicular a la corda, sent positiva la fletxa que situa la corda a la punta per darrere de l'arrel [°].

λ	Estretament de l'ala. $\lambda = \frac{c_T}{c_R}$ [adim].
L_F	Sustentació del fuselatge [N].
L_H	Distància entre el caire d'atac de l'ala i el del HTP [m].
L_V	Distància entre el caire d'atac de l'ala i el del VTP [m].
MAC	Corda mitja aerodinàmica, de l'anglès <i>Mean Aerodynamic Chord</i> . $MAC = \frac{1}{S} \int_{-b/2}^{b/2} c^2(y) dy$ [m].
$M_B(y)$	Distribució de moment flector [N m].
M_F	Moment aerodinàmic del fuselatge [N].
MFW	Pes màxim de combustible, de l'anglès <i>Maximum Fuel Weight</i> [N].
M	Número de Mach. $M = \frac{v}{a}$ on a és la velocitat del so.
MPL	Màxima càrrega útil, de l'anglès <i>Maximum Payload</i> [N].
MTOW	Pes màxim a l'enlairament, de l'anglès <i>Maximum Take Off Weight</i> [N].
μ	Viscositat dinàmica de l'aire [Pa s].
OEW	Pes operatiu en buit, de l'anglès <i>Operating Empty Weight</i> [N].
Ω_H	Revolucions per segon de l'hèlix [rev/s].
Ω_m	Revolucions per segon del motor [rev/s].
P	Potència del motor [kW].
P_H	Potència absorbida per l'hèlix [W].
P_m	Potència màxima entregada pel motor [W].
P/W	Potència específica $\left[\frac{\text{HP}}{\text{kg}} \right]$.
$Q(y)$	Distribució de tallant [N].
q_∞	Pressió dinàmica. $q_\infty = \frac{1}{2} \rho v_\infty^2$ [Pa].
R	Abast [km].
Re	Número de Reynolds. $Re = \frac{\rho v c}{\mu}$ [adim].
ρ	Densitat de l'aire $\left[\frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \right]$.

S	Superfície alar [m ²].
S_a	Superfície de l'aleró [m ²].
S_e	Superfície del timó de profunditat o elevador [m ²].
S_t	Superfície del timó vertical o de direcció [m ²].
T	Tracció de l'hèlix [N].
θ_T	Torsió geomètrica de la corda a la punta respecte la corda arrel [°].
UAS	Sistema aeri no tripulat, de l'anglès <i>Unmanned Air System</i> .
UAV	Vehicle aeri no tripulat, de l'anglès <i>Unmanned Air Vehicle</i> .
v_{asc}	Velocitat d'ascens [m/s].
v_{cr}	Velocitat de creuer [$\frac{m}{s}$].
V_F	Volum del fuselatge [m ³].
\vec{v}_∞	Velocitat aerodinàmica [$\frac{m}{s}$].
v_s	Velocitat de pèrdua [$\frac{m}{s}$].
VTP	Empenatge vertical de cua, de l'anglès <i>Vertical Tail Plane</i> .
W	Pes de l'aeronau [N].
W/S	Càrrega alar [$\frac{N}{m^2}$].
x_{cg}	Coordenada x del centre de gravetat [m].

Capítol 1

Introducció

En el present treball es porta a terme el disseny preliminar d'una aeronau no tripulada destinada al desenvolupament i assaig de sistemes d'abord per a UAS. El grup d'investigació ICARUS, de l'Escola d'Enginyeria de Telecomunicació Aeroespacial de Castelldefels EETAC [1] ha especificat els requeriments que ha de complir l'aeronau per tal d'adaptar-se a les seves necessitats en l'àmbit de l'investigació en UAS. Aquests requeriments estan basats en les necessitats que troben a faltar en els models comercials existents. El grup ICARUS té un ampli coneixement del mercat de vehicles aeris no tripulats (*Unmanned Air Vehicle* UAV), degut a la recerca que van realitzar abans de comprar el model Shadow-MK1 del que disposen actualment (veure Fig. 1.1). La principal deficiència que troben a les aeronaus disponibles, incloent el model Shadow-MK1, és la manca de capacitat de càrrega en pes i sobretot la falta d'espai per situar els diferents sistemes a assajar, ja que encara estan en estat desenvolupament i no estan miniaturitzats.



FIGURA 1.1: Model UAV Shadow-MK1 a la EETAC¹.

Els models comercials disponibles estan pensats per contenir sistemes en un estat de desenvolupament avançat, amb els sistemes ja optimitzats, els circuits electrònics miniaturitzats i el conjunt poc modular. Disposar de més espai i capacitat de càrrega a l'aeronau permet un desenvolupament dels sistemes d'abord més econòmic, tant en temps com en capital. D'aquesta forma es permetrà centrar-se en el disseny de sistemes abaratint en temps d'optimització de l'espai, els costos de fabricació podran ser menors donat que no caldrà miniaturitzar ni alleugerir tant com per l'espai disponible actualment.

De forma prèvia a presentar els requeriments sobre els que es basa el disseny, i amb l'objectiu de delimitar el sector d'aeronaus en el que es troba la nostra proposta, es realitza una breu revisió d'algunes aeronaus d'ús civil fent incís en les aeronaus d'ala fixa que podrien ser emprades pel grup d'investigació ICARUS. També es presenten els requeriments que ha de complir l'aeronau.

1.1 Evolució i característiques actuals dels UAVs d'ús civil.

Els primers avions no tripulats daten de finals de la Primera Guerra Mundial [2], encara que es va mostrar interès en les possibilitats de fer servir avions no tripulats com a armes des dels inicis de l'aviació. Estaven destinats a ser objectius de tir aeris per entrenar el personal militar i com a míssils guiats. Aquests eren a escala real i es pilotaven mitjançant senyals de ràdio. De seguida es van començar a incloure giroscopis, adaptats d'aplicacions nàutiques, per estabilitzar-los.

El primer avió no tripulat guiat per ràdio a escala data de 1935 [2]. Reginald Denny que va servir a la Primera Guerra Mundial al *Royal Flying Corps* de l'armada britànica, va emigrar a Estats Units per buscar fortuna com a actor. A partir del 1930 va perseguir el seu interès pel vol ràdio-controlat d'aeromodels. Allà va obrir una botiga dedicada al tema. Més tard va crear la *Radioplane Company* amb la que va treballar per aconseguir contractes amb l'exèrcit fabricant aeromodels que servissin com a blancs de pràctiques per l'artilleria antiaèria i com a avions d'atac [3].

Durant la Segona Guerra Mundial els avions radio-controlats es van seguir desenvolupant principalment als Estats Units², a Alemanya i al Regne Unit per a les aplicacions

¹Extret de: <http://eetac.upc.edu/ca/node/616>

²En aquest període, a la *Radioplane Munitions Factory*, on es produïa un dels dissenys de R. Denny, treballava Norma Jeane Mortenson, en aquell moment Mrs. James Dougherty. Arrel d'un reportatge per l'armada es va prendre la fotografia de la Fig. 1.2, entre altres. No es va publicar cap de les fotografies

ja comentades. L'ampli ús militar que se n'ha fet ha permès l'avançat estat de desenvolupament actual d'aquest sistema. Les principals aplicacions que han tingut són com a aeronau d'observació i més recentment com a avió de combat. Ja sigui per recollir dades d'intel·ligència o com avió d'atac munten diferents càrregues de pagament adaptades a les diferents missions. Per exemple diferents sensors òptics, tèrmics, armament i aparells per interferir sistemes aliens. El gran èxit en l'àmbit militar ha estat el baix cost que tenen en termes militars, ja que no es posa en perill la vida de pilots ni tripulació, encara que hi ha hagut molts accidents d'UAV (sobretot en les fases de desenvolupament de la tecnologia) no hi ha vides humanes en risc.



FIGURA 1.2: Marilyn Monroe a la *Radioplane Munitions Factory*, 1944³.

Des del punt de vista de les seves aplicacions comercials, recent en aquest últim temps diferents empreses han començat a utilitzar UAS per desenvolupar la seva activitat comercial. Majoritàriament ofereixen serveis, per exemple fotografia aèria. Aquestes imatges es prenen en diferents espectres per estudiar, entre altres, camps de cultiu, de zones afectades per incendis, desastres naturals, etc. Un exemple n'és l'empresa catalana CATUAV [4], que ha realitzat col·laboracions amb l'ETSEIAT i la UPC en diferents ocasions. El principal inconvenient per al desenvolupament comercial dels UAS és que no hi ha hagut una regulació específica per aquestes activitats comercials fins ara, tot i que encara és de forma provisional. Totes les aeronaus radio-controlades civils estaven considerades per a un ús lúdic i només es podien utilitzar en espais habilitats per a tal pràctica. Els vols a fora d'aquestes zones no estava permès. Cal destacar que en aquest sentit, durant el desenvolupament d'aquest treball hi ha hagut una publicació al Butlletí

que li van fer a Mrs. James Dougherty, però el fotògraf la va animar a presentar-se a una agència per a treballar com a model i aviat es va canviar el nom a Marilyn Monroe.

³Extret de: http://marilynmonroe.ucoz.com/index/a_star_is_born/0-12

Oficial de l'Estat del Real Decret-llei 8/2014 del 4 de juliol, regulant l'activitat comercial de UAV civils, fins que s'aprovi la llei corresponent definitiva.

Per finalitzar aquest breu recorregut de l'evolució dels UAVs, es volen destacar dues fites que il·lustren l'evolució que ha sofert el sector. El 21 de març 1917 es va portar a terme la primera demostració del que es considera el primer vol d'un avió no tripulat, el Ruston Proctor AT a Salisbury Plain (Anglaterra), aquest es controlava mitjançant senyals de ràdio, no era autònom. El Ruston Proctor AT va ser desenvolupat per Archibald Low amb finalitats militars, veure [5]. Des del primer concepte d'UAV al 1917, una aeronau de mida convencional pilotada de forma remota mitjançant senyals de ràdio bàsics i pilotada dins de l'abast visual; 80 anys després s'aconsegueix creuar l'oceà Atlàntic amb una aeronau de 2.9 m guiada de forma autònoma (exceptuant les fases d'enlairament i aterratge), l'aeronau més petita que l'havia creuat mai, consumint 5.6 kg de combustible. Això va succeir el 21 d'agost 1998 quan l'Aerosonde XMQ-19A "Laima" de l'AAI Corporation Aerosonde⁴ va recórrer 3270 km entre Estats Units i Escòcia en 26 hores i 45 minuts.

1.1.1 UAVs d'ús civil

Hi ha molts tipus d'UAV, la majoria tenen la mateixa configuració que els seus homònims tripulats, helicòpters i avions de diferents característiques de vol i configuració. També hi ha alguna configuració que s'ha estès per a aplicacions d'UAV com el multirrotor o multicòpter, veure Fig. 1.3. D'aquest tipus d'aeronau només n'hi ha algun prototip experimental de recerca en versió tripulada, la qual només enlaira un pilot.



FIGURA 1.3: Multirrotor de 4 motors, també anomenat *quadcopter*⁵.

En referència a les aeronaus d'ala fixa hi ha gran varietat de mides i configuracions depenent de l'aplicació a la que està destinat cada UAV. Com que l'objectiu d'aquest

⁴Veure www.aerovelco.com/papers/LaimaStory.pdf
i http://www.barnardmicrosystems.com/UAV/milestones/atlantic_crossing_1.html

⁵Extret de: <http://bestquadcopterkits.com/>

estudi és del disseny de l'aeronau, a continuació ens centrem en en les característiques de les aeronaus i no en els sistemes d'abord que munten.

Els avions més petits són normalment emprats en operacions a baixa altitud, en radis d'operació petits i són propulsats per motor elèctric i hèlix. Donada la poca capacitat de càrrega no acostumen a portar diferents càrregues útils, sinó que munten una càmera com a principal càrrega de pagament, centrant la seva tasca en l'adquisició d'imatges. Un exemple d'aquest tipus d'aeronau és el RQ-11B RAVEN inicialment operat per la *United States Air Force* (Fig. 1.4). Aquest té un cost aproximat per unitat, incloent electrònica d'abord, aproximadament de 35000US\$, l'envergadura (b) és de 1.4 m i pesa 1.9 kg. Aquest tipus d'aeronau s'enlaira mitjançant un llançament manual o catapulta i normalment aterra sobre la panxa del mateix a terra o a l'aigua. Tal com s'observa a la imatge de la Fig. 1.4 el motor està situat al darrere, permetent la manipulació de la càrrega útil sense interferir amb el grup propulsor, especialment la hèlix pel risc que comporta al manipular l'aeronau.



FIGURA 1.4: UAV model RQ-11B Raven de AeroVironment, Inc⁶.

El model Furos de l'empresa catalana CATUAV és més gran amb 2.28 m d'envergadura⁷. Es propulsa per un motor de gasolina de 25.4 cc (2 temps) i hèlix. A la Fig. 1.5 es mostra una imatge de l'aeronau. No es diposa dels preus dels UAVs d'aquesta empresa perquè ofereix serveis basats en UAS però no els ven.



FIGURA 1.5: UAV model Furos de CATUAV⁸.

⁶Extret de: http://www.avinc.com/media_gallery/

⁷Veure <http://www.catuav.com/images/downloads/DocsTecnics/Furosesp.pdf>

⁸Extret de: <http://www.catuav.com/ca/tecnologia>

Un altre model de l'empresa CATUAV, una mica més gran és el model Argos de 3 m d'envergadura, veure Fig. 1.6. Es propulsa amb un motor de gasolina de 20 cc (2 temps) i hèlix Té una capacitat de càrrega de 6.25 kg incloent el combustible per al que disposa d'un dipòsit de 3.5l⁹. S'enlaira de forma convencional des del terra, fent el rodatge en una pista, també seria possible adaptar-lo a una catapulta per a l'enlairament. A més necessita una pista ferma per aterrar, pel que es pot enlairar des de la mateixa. Porta el motor i l'hèlix al davant, fet que dificulta i/o impedeix emprar la part davantera com a compartiment de càrrega. En cas de situar càrrega al davant, lloc idoni per a càmeres, s'ha de vigilar especialment en la seva manipulació.



FIGURA 1.6: UAV model Argos de CATUAV¹⁰.

El Bat-4 és un model de l'empresa MLB Company. Aquest té 4 m d'envergadura, una capacitat de càrrega útil de 9 kg i l'autonomia (e) és aproximadament 6 h, depenent de la càrrega. El preu de venda aproximat és aproximadament de 45000US\$ sense pilot automàtic ni suport per la càmera. Per la mida de l'aeronau s'opera en pista tant per enlairar-se com per aterrar. El motor de 110 cc (2 temps) està muntat al darrere del fuselatge, deixant la part davantera lliure per als sistemes de control i càrrega útil. Per salvar l'hèlix el disseny de la cua és en doble tub, passant pels costats sense interferir. A més la cua s'ha dissenyat de tal forma que redueixi la interacció amb el flux que es desprèn de l'hèlix.



FIGURA 1.7: UAV model Bat-4 de MLB Company¹¹.

⁹Veure http://www.catuav.com/images/downloads/DocsTecnics/argos_en.pdf

¹⁰Extret de: <http://www.catuav.com/ca/tecnologia>

L'aeronau Shadow-MK1, veure Fig. 1.1, és un pas següent en mida i capacitat de càrrega, encara que el volum disponible és major en el Bat-4. Té 5.2 m d'envergadura, pot portar 25 kg de càrrega útil incloent el combustible per al que disposa d'un dipòsit de 13l.

Per últim es presenta el model d'UAV *Systems Integration Evaluation Remote Research Aircraft* (SIERRA) operat per la NASA per a investigacions meteorològiques, veure Fig. 1.8. Aquest ha estat dissenyat i desenvolupat per diferents departaments públics dels Estats Units. Té un abast de 966 km amb una càrrega útil de 45 kg. L'envergadura és de 6.1 m amb una autonomia entre 8 i 10 hores, depenent de la càrrega útil¹². El grup ICARUS ha mostrat interès per aquest model, posant-lo com a referent del tipus d'aeronau que necessiten.



FIGURA 1.8: UAV model SIERRA de la NASA¹³.

A la Taula 1.1 es presenta un resum de les característiques tècniques dels UAVs esmentats anteriorment, on R és l'abast, h el sostre d'operació i v_∞ la velocitat de vol.

¹¹Extret de: <http://mlbuav.com/products-bat-4/>

¹²Veure <http://www.fuentek.com/downloads/AR-0022%20SIERRA-TOP.pdf>
i <http://alaska.usgs.gov/science/geography/CRSS2010/presentations/Schoenung.pdf>

¹³Extret de: <https://www.espo.nasa.gov/casie/photo.php>

TAULA 1.1: Característiques tècniques de diferents UAV.

Model	b [m]	MTOW [kg]	PL [kg]	R [km]	e [h]	v_∞ [km/h]	h [m]
RQ-11B Raven	1.4	1.9	-	10	1-1.5	32-81	4200
Laima	2.9	13	-	> 3000	> 30	120	4500
Furos	2.28	11	2.78 ^a	400	6	68	> 3000
Argos	3	12	3.66 ^b	\gtrsim 952	14	26-130	-
Bat-4	4	56	9	482	6-12	74-130	3000
Shadow-MK1	5.2	90	15.4 ^c	\gtrsim 430 ^d	6	75-208	-
SIERRA	6.1	202	45	966	8-10	93-148	3650

^aCarregat amb el màxim de combustible 2.22 kg aproximadament, MFW. Considerant la densitat de la gasolina de 0.74 kg/l.

^bCarregat amb el màxim de combustible 2.6 kg aproximadament, MFW. Considerant la densitat de la gasolina de 0.74 kg/l.

^cCarregat amb el màxim de combustible 9.6 kg aproximadament, MFW. Considerant la densitat de la gasolina de 0.74 kg/l.

^dEstimació a partir de la velocitat de vol i l'autonomia, el fabricant indica 160 km però sembla que es refereix al radi d'acció limitat per l'enllaç de dades.

1.2 Requeriments operacionals de disseny

En aquesta secció es presenten els requeriments operacionals sol·licitats pel grup d'investigació ICARUS, en els que ens basem per al disseny de l'aeronau. A continuació es destaquen els punts més importants de la normativa aplicable.

1.2.1 Requeriments operacionals

Com s'ha comentat anteriorment, els requeriments operacionals de disseny facilitats pel grup ICARUS i acordats a la reunió del dia 8 de març de 2013 (veure Apèndix *D*) es presenten a continuació. Aquests requeriments estan orientats a suplir les necessitats del grup d'investigació, a més de ser prou flexible per a poder operar algunes missions de mig abast. En termes generals els requeriments són els següents:

- El pes de la càrrega útil, bateries, pilot automàtic i unitat de càlcul i navegació ha de ser com a mínim 9 kg.
- L'altitud d'operació ha de ser aproximadament 2000 m d'altitud, sent el sostre d'operació major.

- L'autonomia en condicions de màxima càrrega útil (MPL) ha de ser com a mínim de 10 h.
- Tres compartiments diferenciats per contenir càrrega útil i equipament:
 - Pilot automàtic i bateries, situat a prop del centre de gravetat.
 - Càrrega de pagament, situat a la part frontal del fuselatge i ha de ser molt accessible.
 - Unitat de càlcul i navegació, situat entre els dos compartiments anteriors. Les dimensions mínimes per als tres compartiments són $1000 \times 250 \times 250$ mm.
- L'envergadura ha de ser aproximadament de 4 m.
- Motor/motors de combustió interna, de gasolina amb injecció electrònica (no motor tipus *Glow*) situat a la part posterior.
- Ha de portar un alternador elèctric arrossegat pel motor de combustió interna.
- Duplicació dels actuadors per motius de fiabilitat.
- Integració dels llums i el cablejat necessari.
- Reducció de les vibracions als diferents compartiments de càrrega, com a mínim, facilitant punts de fixació amb elastòmers.

1.2.2 Normativa aplicable

Tal com s'ha comentat el primer esborrany del marc regulatiu per l'explotació d'UAVs civils amb objectius comercials es va publicar el 5 de juliol de 2014 al Butlletí Oficial de l'Estat (veure [6]). En primer lloc cal comentar que la llei està motivada per la gran proliferació del sector. Al no tenir una marc regulador, ha causat un ús quasi indiscriminat amb els següents riscos a la seguretat aèria que això implica. Es vol dotar d'un marc regulador en condicions de seguretat que permeti el desenvolupament d'un sector tecnològicament punter i amb gran capacitat de creixement. A França, durant els dos anys des de la regulació s'han creat més de 600 empreses habilitades per operar amb aquestes aeronaus. Es considera urgent establir el marc regulador per tal de potenciar la competitivitat de la indústria espanyola, posant-la al nivell d'altres estats del nostre entorn.

A continuació es presenta un resum dels aspectes més rellevants per al disseny. La regulació aborda l'operació d'aeronaus civils pilotades per control remot d'un pes màxim

a l'enlairament (MTOW) inferior als 150 kg. Segons la MTOW de l'aeronau s'han de complir els següents requeriments:

MTOW < 2 kg :

- Fora d'aglomeracions d'edificis en ciutats, pobles o llocs habitats o de reunions de persones a l'aire lliure.
- En espai aeri no controlat.
- Altura màxima sobre el terreny no major de 400 ft (120 m).
- No més enllà de l'abast visual del pilot.

2 kg ≤ MTOW ≤ 25 kg :

- Fora d'aglomeracions d'edificis en ciutats, pobles o llocs habitats o de reunions de persones a l'aire lliure.
- En espai aeri no controlat.
- Altura màxima sobre el terreny no major de 400 ft(120 m).
- Dins de l'abast visual del pilot i a una distància d'aquest no major a 500 m.

25 kg < MTOW ≤ 150 kg :

- En les condicions i limitacions establertes en el seu certificat d'aeronavegabilitat emès per l'Agència Estatal de Seguretat Aèria.
- Estar inscrites al al registre de matrícula d'aeronaus.

A més a més del compliment dels requeriments anteriors que ha de complir l'aeronau, per operar cal disposar de, entre altres:

- Documentació relativa a la caracterització de l'aeronau.
- Manual d'operacions que estableixi els procediments.
- Estudi aeronàutic de seguretat aèria de l'operació, en que consti que aquesta es pot realitzar amb seguretat, ja sigui un estudi genèric o específic per a una àrea geogràfica o tipus d'operació.
- Programa de manteniment de l'aeronau.
- Pòlissa d'assegurança de responsabilitat civil.

- Adoptar mesures per a protegir l'aeronau d'actes d'interferència il·lícita durant les operacions.

Des del punt de vista del disseny preliminar, la normativa aplicable disponible només afecta a l'hora de delimitar el tipus d'operació que pot realitzar l'aeronau. Per l'altitud d'operació establerta als requeriments operacionals el pes màxim a l'enlairament ha d'estar entre 25 kg i 150 kg. La resta de normativa especifica condicions de l'operació de l'UAV i no del disseny, per tant no es contempen en aquest estudi de disseny preliminar.

Capítol 2

Disseny conceptual

En aquest capítol es presenta l'estudi dels requeriments exposats en el capítol anterior, els quals serveixen com a punt de partida per portar a terme el disseny conceptual de l'aeronau. També es desenvolupa el dimensionament preliminar o bàsic de les parts principals de l'aeronau, per posteriorment aprofundir en els diferents aspectes del seu disseny.

2.1 Estudi dels requeriments

Des del punt de vista de la normativa, per tal de poder operar en les condicions establertes als requeriments operacionals referent al sostre de vol (veure Sec. [1.2.1](#)), com a mínim 2000 m d'altitud, es desprèn que el pes màxim a l'enlairament ha de complir

$$25 \text{ kg} < \text{MTOW} \leq 150 \text{ kg}$$

ja que la normativa restringeix el sostre a 120 m d'altura sobre el terreny a les aeronaus de MTOW inferior. La resta de requeriments operacionals no interfereixen amb el marc regulador, encara que al sobrepassar els 25 kg de MTOW implica que l'aeronau s'haurà d'inscriure al registre de matrícula d'aeronaus i aconseguir el certificat d'aeronavegabilitat adient. Per tant, caldrà redactar el manual de manteniment, el manual d'operació; i obtenir el certificat d'aeronavegabilitat que ha d'emetre AESA, així com inscriure l'aeronau al registre de matrícules.

Cal remarcar que per a la obtenció del certificat d'aeronavegabilitat no es disposa de cap normativa o reglament que indiqui quins criteris de disseny s'han de seguir per obtenir

el certificat per a un avió no tripulat. No obstant això últim, i pot servir de referència per treballs posteriors, al novembre de 2013 AESA va concedir el primer certificat de tipus¹, pas previ a obtenir el certificat d'aeronavegabilitat, a un avió no tripulat a Everis Aeroespacial i Defensa, i el *partner* Software. Com es detalla a la notícia van obtenir el certificat treballant conjuntament amb AESA per definir el propi pla de certificació, la generació de documentació i les proves a realitzar. Com s'ha comentat anteriorment, en aquest estudi no es té en compte la fase de certificació. En fases més avançades del disseny de l'aeronau s'haurà de tenir en compte i revisar els aspectes necessaris.

Tenint en compte la informació presentada a la Taula 1.1, sembla factible complir amb els requeriments operacionals proposats. Especialment el model Bat-4 de MLB s'ajusta a quasi tots els requeriments d'actuacions, encara que cal augmentar l'autonomia per a càrrega útil màxima. Per altra banda, s'ha de tenir present que integrar cablejat per il·luminació, duplicar sistemes de control, maximitzar l'accessibilitat al compartiment de càrrega, reduir vibracions, etc. implica un augment del pes que va en detriment de les actuacions de l'aeronau. A continuació es desenvolupa el disseny preliminar de l'aeronau tenint en compte tots aquests aspectes.

2.2 Dimensionament bàsic de l'aeronau

En aquest apartat s'obtenen els paràmetres bàsics de l'aeronau. Com a primera aproximació, aquests es calculen mitjançant dades estadístiques d'aeronaus similars. Cal remarcar que aquest mètode precisa de bastants individus per tal de ser realista i lamentablement no existeixen moltes dades a la literatura. Això implica que s'ha de ser crític amb els valors obtinguts. Posteriorment es fa un estudi més detallat dels diferents components, acabant d'ajustar els valors que siguin necessaris. En cas que els valors obtinguts no es corresponguin amb valors viables quan s'estudiïn els diferents aspectes amb més profunditat, s'ha de fer un procés iteratiu una vegada detectat el conflicte per tal d'obtenir valors coherents i realistes. El fuselatge no s'estudia aquí perquè pràcticament esta condicionat als requeriments i s'estudia al següent capítol.

A la Taula 2.1 es presenta informació més detallada de les tres aeronaus similars de les que es disposen més dades, i es consideren de referència el models Furos, Argos i Shadow-MK1. La informació de que es disposa és la geometria alar, el tipus de motorització i diferents pesos de l'aeronau. Durant el desenvolupament del treball s'ha detectat que aquest és un punt crític, pel fet que no es disposa de moltes dades en detall.

¹<http://www.everis.com/spain/es-ES/sala-de-prensa/noticias/Paginas/certificado-avion-no-tripulado-everis.aspx>

TAULA 2.1: Informació detallada dels tres models de referència.

Model	Furos	Argos	Shadow-MK1
Ala			
b [m]	2.28	3	5.2
MAC [mm]	300	288.8	550
c_R [mm]	300	-	690
c_T [mm]	300	-	380
S [dm ²]	68.4	86.4	278.2
AR	7.6	13.2	9.72
Perfil alar	NACA4415	FRUF02	NACA3514
Motor			
Model	Zenoah G260PU ^a	Zenoah G20Ei ^b	3W 240i B2 TS ^c
Pistons	1	1	2
Configuració	2 Temps	2 Temps	2 Temps <i>Boxer</i>
Cilindrada [cc]	25.4	20	239
Massa [kg]	1.35	1.25	6.7
Potència [HP]/[kW]	1.62 / 1.2 ^d	1.7 / 1.27 ^e	22 / 16.5
Pesos			
MTOW[kg]	11	12	90
PL[kg]	2.78	3.66	45
MFW[kg]	2.2	2.6	9.6
OEW[kg]	6.02	5.74	35.4
Altres paràmetres			
MTOW/S[kg/dm ²]	0.16	0.14	0.32
MTOW/P[kg/HP]	6.79	7.06	4.09
R [km]	400	$\gtrsim 952$	$\gtrsim 430$
e [h]	6	14	6
v_∞ [km/h]	35-145	26-130	75-208
v_{cr} [km/h]	≈ 70	≈ 68	~ 110 ^f
$C_{L_{cr}}$	0.789	0.722	~ 0.643

^a<http://www.e-fliterc.com/ProdInfo/Files/ZENE26AEI%20Manual.pdf>^bhttp://www.toni-clark.com/ftp/ZG20_english.pdf^chttps://www.aircraftinternational.com/catalog/motors/manuals/240i_B2_eng.pdf^d<http://www.zenoah.co.jp/int/products/hobby-engines/g260pu/>^e<https://toni-clark.com/english/motoren/zg20/zg20diag.htm>^fConsideració per obtenir un valor de referència de C_L .

Abans d'entrar en detall dels diferents aspectes de disseny, la configuració general de l'aeronau es fixa de la següent manera. Degut als requeriments operacionals, el motor es situa a la part posterior de l'aeronau, deixant lliure la part frontal com a compartiment de càrrega útil i facilitant-ne l'accés. D'aquesta forma, resulta raonable situar l'empenatge de cua darrere del motor, mitjançant dos tubs (o estructura equivalent) que passen pel costat de la hèlix, mantenint la morfologia del Shadow-MK1, el Bat-4 i el SIERRA. Per tal que l'aeronau quedi horitzontal quan esta a terra, el tren d'aterratge es fixa amb el tren principal darrere del centre de gravetat i una roda de direcció al davant, també seguint els mateixos dissenys. L'ala s'uneix a sobre del fuselatge sense dividir-se al mig per mantenir la continuïtat estructural de l'ala a la zona més sol·licitada i no debilitar-la. Les possibles unions entre trams d'ala, en cas d'haver de ser transportable, es fan el més allunyat possible del centre, on el moment flector i el tallant són menors.

2.2.1 Característiques generals

A continuació, s'obtidran els paràmetres generals que defineixen l'ala, la motorització i els pesos característics de l'aeronau. El pes de l'aeronau W en, condicions de disseny, es considera que és la MTOW. El coeficient de sustentació C_L es calcula en condicions de creuer mitjançant l'expressió

$$C_{L_{cr}} = \frac{MTOW}{q_{\infty} S} \quad (2.1)$$

on $q_{\infty} = \frac{1}{2} \rho v_{\infty}^2$ és la pressió dinàmica, ρ és la densitat de l'aire i v_{∞} la velocitat aerodinàmica. Es considera una altitud de disseny de 1500 m. A aquesta altitud la densitat, aplicant les condicions de l'atmosfera estàndard internacional (ISA) és $\rho_{1500} = 1.058 \text{ kg/m}^3$.

A efectes de càlcul durant aquest apartat es considera que la càrrega de pagament que ha de portar l'aeronau són els 9 kg que es sol·liciten als requeriments operacionals. Per tant es considera:

$$PL = 9 \text{ kg}$$

Al gràfic de la Fig. 2.1 es presenta la relació entre la MTOW de les aeronaus i la PL que poden portar. S'han inclòs els models Bat-4 i SIERRA ja que es disposa d'aquesta dada i aporten molta informació ja que són models molt similars al que s'està dissenyant.

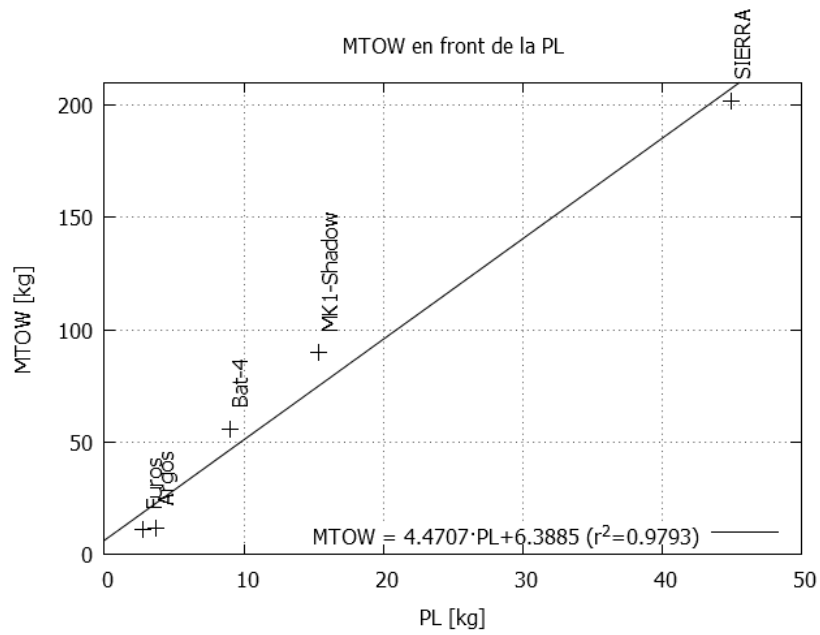


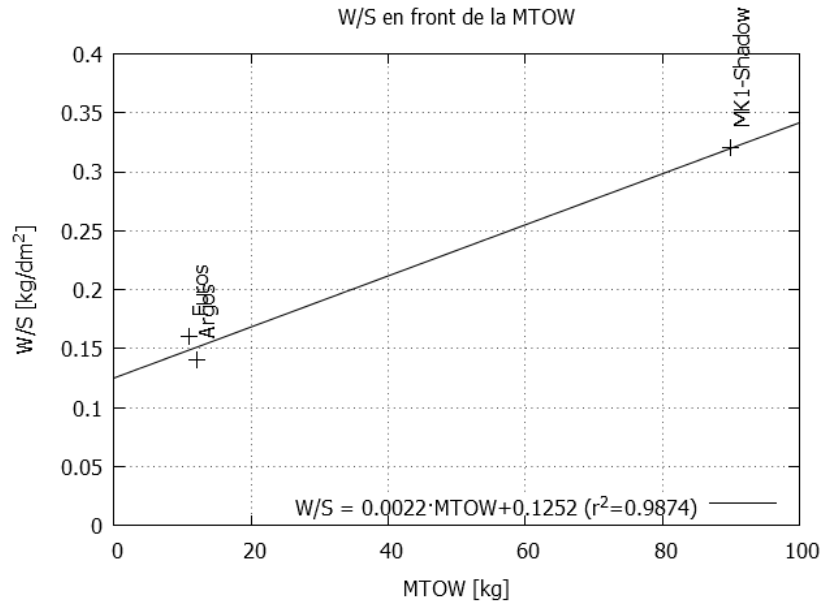
FIGURA 2.1: Dades estadístiques de la MTOW en front de la PL.

Entrant amb els 9 kg de PL al gràfic de la Fig. 2.1 s'obté:

$$\text{MTOW} = 46.6 \text{ kg}$$

2.2.2 Superfície sustentadora

Per obtenir la càrrega alar W/S es procedeix de forma anàloga que per la MTOW, però amb el gràfic de la Fig. 2.2 que presenta la relació entre la càrrega alar i la MTOW de les aeronaus de referència. W és el pes de l'aeronau.

FIGURA 2.2: Dades estadístiques de W/S en front de la MTOW.

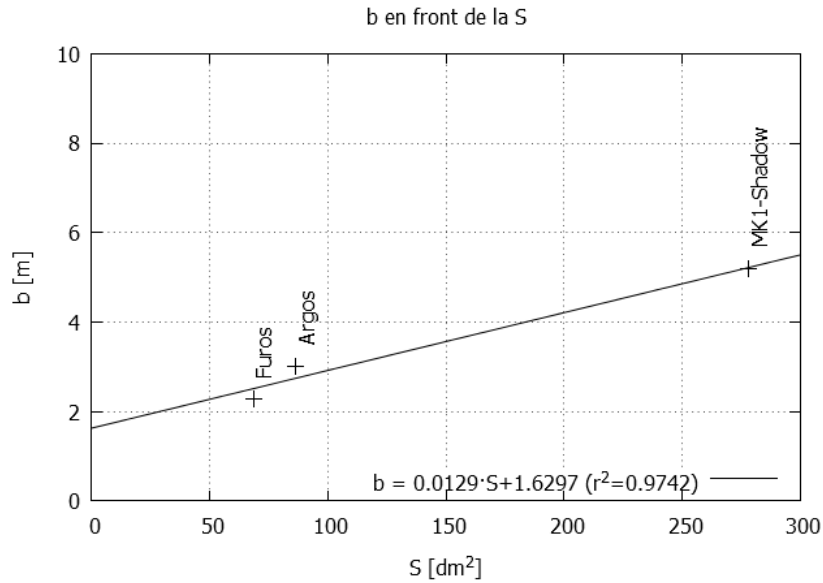
Entrant amb els 46.6 kg de MTOW al gràfic de la Fig. 2.2 s'obté:

$$\frac{W}{S} = 0.23 \frac{\text{kg}}{\text{dm}^2}$$

Ara s'obté la superfície alar a partir de la relació

$$S = \frac{W}{\left(\frac{W}{S}\right)} = \frac{\text{MTOW}}{\left(\frac{W}{S}\right)} = 202.6 \text{ dm}^2 \quad (2.2)$$

Per obtenir l'envergadura es correlaciona la superfície i l'envergadura de les aeronaus de referència, tal com es mostra al gràfic de la Fig. 2.3.

FIGURA 2.3: Dades estadístiques de b en front de S .

Entrant amb els 202.6 dm^2 de superfície s'obté una envergadura de:

$$b = 4.2 \text{ m}$$

Aquest valor no dista molt dels 4 m d'envergadura que especifiquen els requeriments operacionals. L'allargament s'obté segons l'expressió

$$\text{AR} = \frac{b^2}{S} = 8.7 \quad (2.3)$$

Per a la velocitat aerodinàmica de creuer i el coeficient de sustentació necessari es procedeix calculant diferents valors entre 90 i 105 km/h, a partir de l'equació (2.1). Els resultats es presenten a la Taula 2.2. Mirant el coeficient de sustentació de creuer dels models de referència de la Taula 2.1 es desprèn que treballen a coeficients relativament alts. En aquest disseny s'opta per seleccionar un coeficient de sustentació de creuer menys elevat, reduint el coeficient de resistència i augmentant la velocitat de vol, y fent que el perfil treballi més allunyat de la pèrdua. S'adopten els valors

$$v_{\text{cr}} = 100 \text{ km/h} = 27.8 \text{ m/s}$$

$$C_{L_{\text{cr}}} = 0.55$$

Posteriorment s'ha de comprovar que no entra en conflicte amb la resta de paràmetres i potser es pot optimitzar.

TAULA 2.2: Coeficient de sustentació en funció de la velocitat de creuer.

v_{ccr} [km/h]	$C_{L_{cr}}$
90	0.68
95	0.61
100	0.55
105	0.50

2.2.2.1 Perfil alar

El perfil aerodinàmic de l'ala es selecciona tenint en compte el número de Reynolds (Re) de referència de la condició de creuer. El número de Reynolds s'expressa d'acord amb l'expressió

$$\text{Re} = \frac{\rho v_{\infty} c_{\text{ref}}}{\mu} \quad (2.4)$$

on c_{ref} és una longitud de referència (corda de l'ala) i μ la viscositat dinàmica de l'aire, que a una altitud de 1500 m, d'acord amb el model ISA val $\mu_{1500} = 1.763 \times 10^{-5}$ Pa s. De forma preliminar, per obtenir la corda de referència per al càlcul del Re es considera una corda mitja geomètrica donada per

$$c_{\text{ref}} = \frac{S}{b} = 482 \text{ mm}$$

Introduint els valors a l'equació (2.4) s'obté el Reynolds de referència Re_{∞}

$$\text{Re}_{\infty} \approx 800\text{k}$$

A continuació, s'ha procedit a fer una recerca de perfils NACA i a la base de dades de perfils de la Universitat de Illinois². Des del punt de vista de l'aerodinàmica, es busca que tinguin l'eficiència (C_l/C_d) màxima al voltant del C_L de creuer operant a $\text{Re}=800\text{k}$. També s'ha de tenir en compte el coeficient de sustentació màxim, ja que afecta a la distància d'enlairament i la seguretat davant de ràfegues de vent; així com que el moment aerodinàmic no sigui molt elevat per tal de no incrementar la mida dels estabilitzadors de cua. El coeficient de sustentació, de resistència i de moment del perfil es denoten amb C_l , C_d i C_m , respectivament. Des del punt de vista estructural, cal destacar que

²Veure http://aerospace.illinois.edu/m-selig/ads/coord_database.html

no s'han considerat perfils de menys del 12% d'espessor relatiu per tal de no penalitzar l'estructura. Reduir l'espessor relatiu pot augmentar l'eficiència aerodinàmica però va en detriment de la inèrcia de la secció de la biga de l'ala i per tant en penalitza el pes estructural, a més de fer que l'entrada en pèrdua sigui brusca al disminuir el radi del caire d'atac.

Degut a la dificultat trobar resultats experimentals a baix Reynolds les dades aerodinàmiques dels perfils es calculen numèricament mitjançant el programa XFOIL (veure [7, 8]). XFOIL és un programa que implementa el mètode de panells amb distribució de vorticitat lineal acoblat amb un model de capa limit i estela. A l'Apèndix A es descriuen les característiques d'aquest programari amb més detall i es fa un estudi de validació. Els perfils que s'han estudiat són la sèrie NACA d'espessor relatiu entre el 12% i el 14%, curvatura màxima del 2% al 6% a diferents posicions. Addicionalment s'ha estudiat els Eppler e195, e207 i e210 i el Selig s4022.

A continuació es presenta la informació dels 4 perfils més destacats. Al gràfic de la Fig. 2.4 es mostra la eficiència dels perfils en funció del coeficient de sustentació. No s'ha trobat cap perfil que tingui el màxim d'eficiència situat a $C_l = 0.55$, per tal de refinar més el disseny, sobretot afectant l'eficiència aerodinàmica i per tant augmentant l'abast i l'autonomia, es podria prosseguir amb l'estudi d'altres perfils o fins i tot dissenyar un perfil *ad-hoc*. Aquests estudis addicionals no es consideren en el present treball.

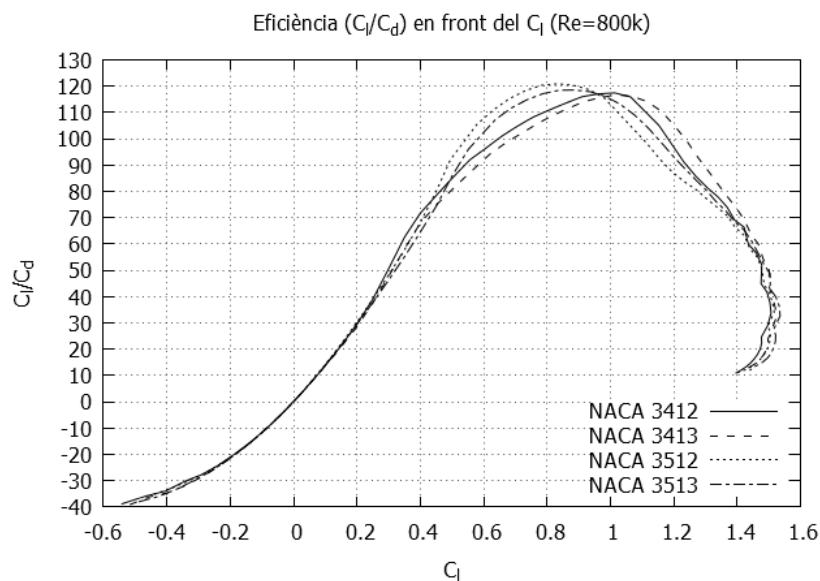


FIGURA 2.4: Eficiència aerodinàmica en front del coeficient de sustentació dels 3 perfils més destacats.

A la Fig. 2.5 es presenta el coeficient de sustentació en funció de l'angle d'atac. Al gràfic s'observa que el coeficient de sustentació on comença la zona lineal és de 1.3, inferior que el de creuer, deixant un marge ampli de seguretat fins l'entrada en pèrdua davant de ràfegues i maniobres. A més a més, tot i que els resultats numèrics s'han de prendre amb certa cautela en aquesta zona, els 4 perfils tenen l'entrada en pèrdua suau, que és favorable des del punt de vista de la seguretat del vol.

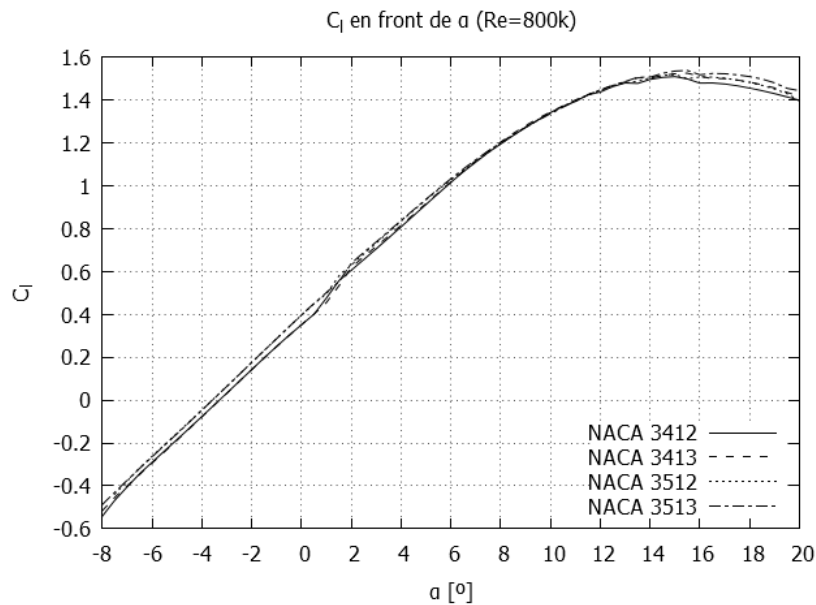


FIGURA 2.5: Coeficient de sustentació en front de l'angle d'atac dels 3 perfils més destacats.

Per últim al gràfic de la Fig. 2.6 es presenta el moment aerodinàmic dels perfils respecte el coeficient de sustentació.

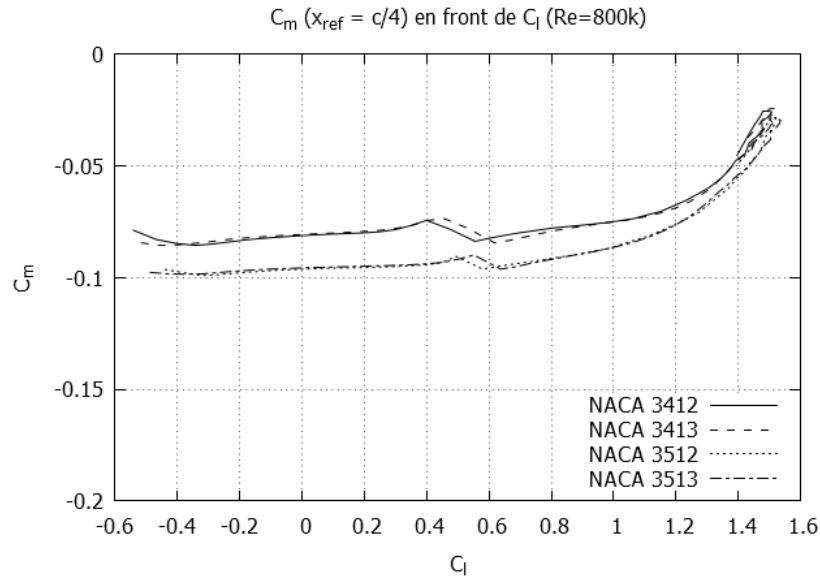


FIGURA 2.6: Coeficient de moment en front del coeficient de sustentació dels 3 perfils més destacats.

En base als estudis realitzats, es selecciona el perfil NACA 3413. Encara que no és el perfil amb major eficiència, la diferència entre els dos perfils del 13% d'espessor relatiu és de $\approx 8\%$ d'eficiència. Addicionalment el moment aerodinàmic és de l'ordre del 15% inferior al voltant del coeficient de sustentació de creuer. Respecte als perfils del 12% d'espessor relatiu un petit augment en l'espessor relatiu del perfil aporta un augment important en la inèrcia estructural de la secció. L'angle d'operació en creuer és de $\alpha_{cr} = 1.6^\circ$. El coeficient de sustentació màxim del perfil que determina XFOIL és de $C_{l_{max}} = 1.5$, encara que com es desprèn de l'estudi realitzat al Apèndix A l'estimació d'aquest paràmetre conté una incertesa important, per la qual cosa en aquest estudi es determina de forma preliminar i conservativa, que el coeficient de sustentació màxima és un 10% menor i està al inici de la zona no lineal

$$C_{l_{max}} = 1.35$$

2.2.2.2 Coeficient de sustentació màxima de l'ala

Amb el perfil seleccionat es fa una estimació del coeficient de sustentació màxima de l'ala $C_{L_{max}}$ i la velocitat de pèrdua v_s . De forma preliminar es considera una forma en planta rectangular amb distribució de corda constant de 482 mm i sense torsió geomètrica ni aerodinàmica. Per calcular el coeficient de sustentació màxima de l'ala es procedeix a calcular la distribució de sustentació addicional $C_{l_a}(y)$ i bàsica $C_{l_b}(y)$ (per a més detall

d'aquesta teoria veure [9]). Els mateixos es defineixen segons

$$\frac{1}{S} \int_{-b/2}^{b/2} C_{l_a}(y) c(y) dy = 1 \quad (2.5)$$

$$\frac{1}{S} \int_{-b/2}^{b/2} C_{l_b}(y) c(y) dy = 0 \quad (2.6)$$

A partir de les equacions (2.5) i (2.6) es pot expressar la distribució de sustentació local d'una ala segons

$$C_l(y) = C_{l_b}(y) + C_{l_a}(y) C_L \quad (2.7)$$

Si es disposa de la distribució de sustentació per a dos angles d'atac diferents es pot escriure que

$$\begin{cases} C_{l_1}(y) = C_{l_b}(y) + C_{l_a}(y) C_{L_1} \\ C_{l_2}(y) = C_{l_b}(y) + C_{l_a}(y) C_{L_2} \end{cases} \quad (2.8)$$

Restant les equacions del sistema anterior i aïllant s'obté la distribució de sustentació addicional

$$C_{l_a}(y) = \frac{C_{l_1}(y) - C_{l_2}(y)}{C_{L_1} - C_{L_2}} \quad (2.9)$$

Per obtenir la distribució de sustentació bàsica es resta l'equació (2.9) a la primera equació de (2.8) obtenint

$$C_{l_b}(y) = C_{l_1}(y) - C_{l_a}(y) C_{L_1} \quad (2.10)$$

Per tal de calcular la distribució de sustentació local al llarg de l'envergadura i el coeficient de sustentació total de l'ala s'utilitza el programa XFLR5 amb el mètode *Vortex Lattice Method* (VLM1). Aquest mètode discretitza la línia mitja de l'ala per a la planta alar i perfil seleccionat, per a més informació sobre el programa veure l'Apèndix A. A la Fig. 2.7 es mostra la distribució de sustentació per a dos angles d'atac: 0° i 5°.

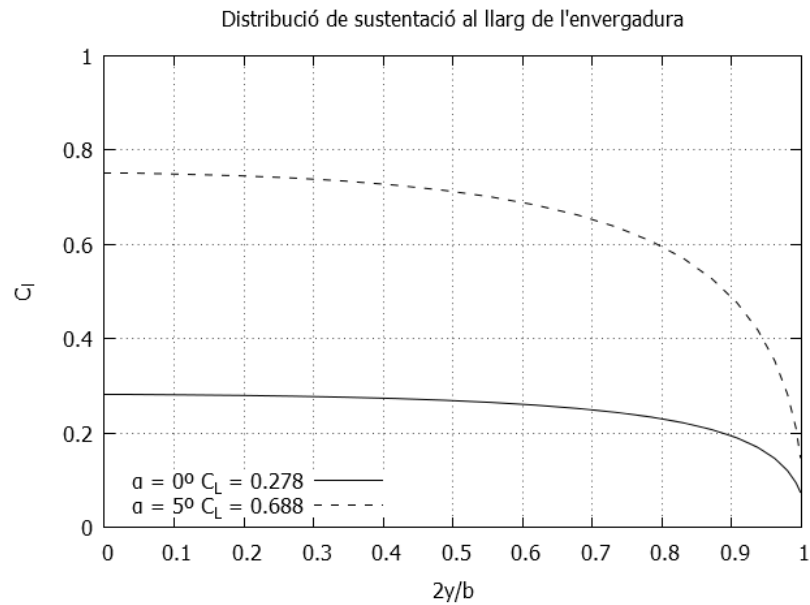


FIGURA 2.7: Distribució de sustentació al llarg de l'envergadura. Ala rectangular sense torsió.

Aplicant les equacions (2.9) i (2.10) a les dades de la Fig. 2.7 s'obtenen les distribucions de sustentació bàsica i addicional de l'ala, veure Fig. 2.8.

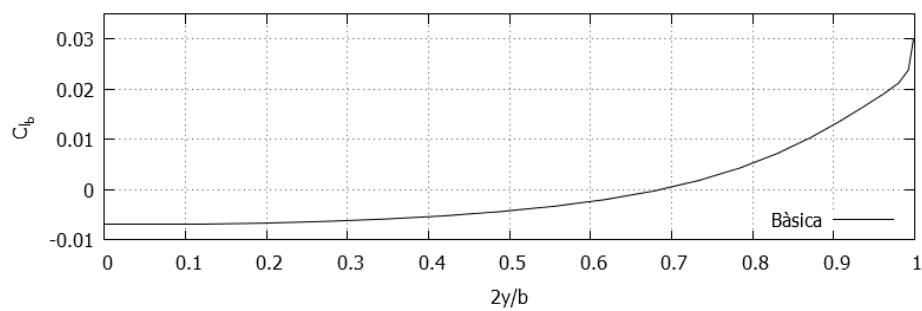
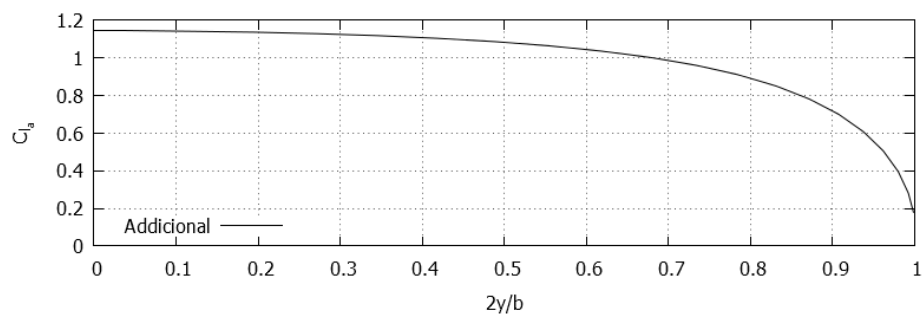


FIGURA 2.8: Distribució de sustentació addicional i bàsica al llarg de l'envergadura. Ala rectangular sense torsió.

En aquest estudi es considera que l'entrada en pèrdua de l'ala es produeix en el moment en que almenys una secció de l'ala entra en pèrdua. Aquesta postura és conservador, però determinar amb precisió l'entrada en pèrdua de l'ala és encara més complicat que la del un perfil. Addicionalment es fa la consideració que la sustentació màxima del perfil es situa a l'inici de la zona no lineal del coeficient de sustentació respecte l'angle d'atac, es considera un $C_{l_{\max}}$ del perfil de $C_{l_{\max}} = 1.35$. Aïllant el coeficient de sustentació de l'ala de l'equació (2.7) i aplicant $C_l(y) = C_{l_{\max}} = 1.35$ s'obté el gràfic de la Fig. 2.9.

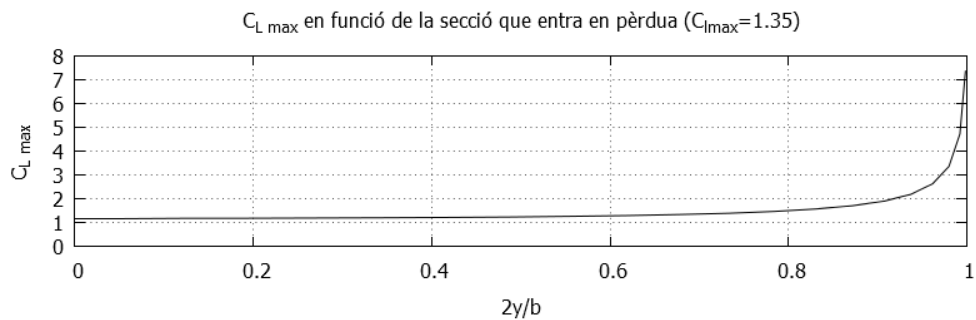


FIGURA 2.9: Coeficient de sustentació màxim de l'ala, en funció de la secció que entra en pèrdua.

El coeficient de sustentació màxima de l'ala és el mínim dels obtinguts, ja que de forma conservativa es considera que l'ala entra en pèrdua en el moment en que ho fa una secció. Com era d'esperar l'entrada en pèrdua es produeix al centre per

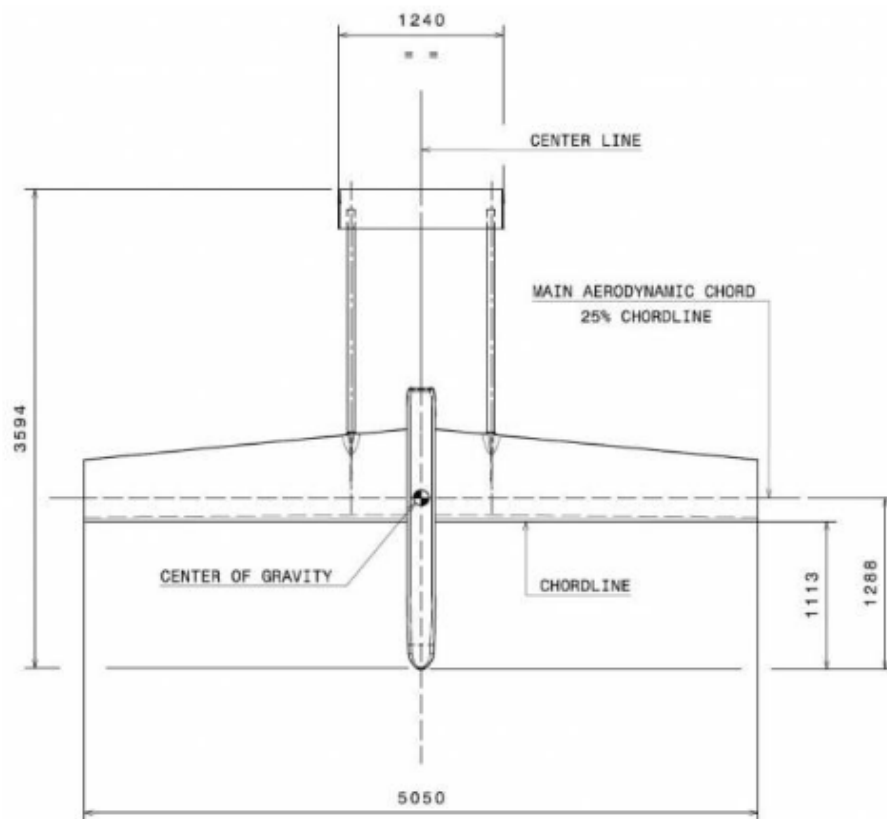
$$C_{L_{\max}} = 1.19$$

La velocitat de pèrdua s'obté mitjançant

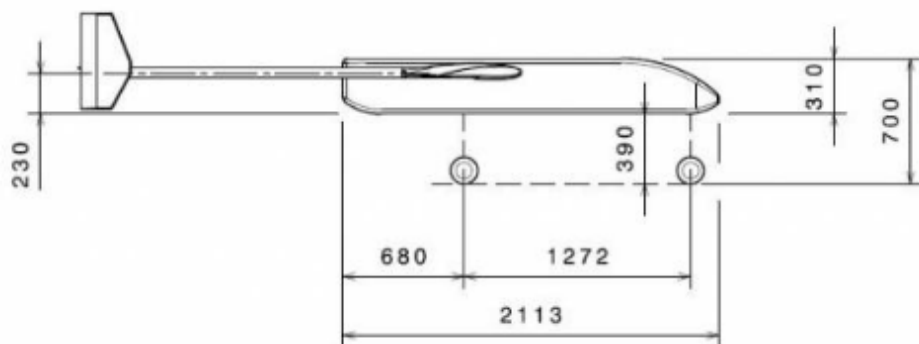
$$v_s = \sqrt{\frac{2 MTOW g}{\rho C_{L_{\max}} S}} = \sqrt{\frac{2 \times 46.6 \times 9.81}{1.058 \times 1.19 \times 202.6 \times 10^{-2}}} = 19.3 \text{ m/s}$$

2.2.3 Superfícies estabilitzadores

Per al dimensionament preliminar de les superfícies estabilitzadores horitzontal (HTP) i vertical (VTP) es pren com a referència el model Shadow-MK1 seguint les preferències del grup d'investigació ICARUS d'incorporar aquesta tipologia de cua al nou disseny. D'aquesta aeronau es disposa de la geometria de l'empenatge de cua. Al manual de vol creat pel grup d'investigació ICARUS hi ha alguns esquemes de l'aeronau, veure [10]. A la figura 2.10 es presenten els esquemes en planta i perfil del Shadow-MK1.



(A) Alçat



(B) Perfil

FIGURA 2.10: Esquemes del Shadow-MK1 [10].

En aquests esquemes hi ha discrepàncies en l'envergadura de l'aeronau, respecte altra documentació emprada anteriorment, això pot ser degut a que hi hagi models lleugerament diferents o que algun dels dos sigui erroni. En qualsevol cas, en aquest estudi s'assumeix que l'envergadura del Shadow-MK1 és de 5.2m per tal de fer els estudis comparatius.

Prenent mesures de les cotes que falten sobre l'esquema i escalant els valors s'obtenen les dimensions aproximades de l'empenatge de cua. Els valors obtinguts es presenten a la Taula 2.3, on l_H i l_V són les distàncies entre el centre aerodinàmic de l'ala i el centre aerodinàmic de la superfície de cada empenatge, que es consideren iguals per la falta de precisió en les mesures. El subíndex H fa referència al HTP i el V al VTP. També es calcula el volum de cua horitzontal i vertical denotats per V_H i V_V , respectivament. El volum de cua és un paràmetre adimensional que influeix en l'estabilitat de l'aeronau. El volum de cua horitzontal es defineix segons l'(2.11) i el vertical amb l'(2.12). En el cas del Shadow-MK1 s'agafa la $c_{ref} = MAC$.

$$V_H = \frac{S_H l_H}{S c_{ref}} \quad (2.11)$$

$$V_V = \frac{S_V l_V}{S b} \quad (2.12)$$

A [11] es determinen rangs de valors usuals de diferents paràmetres del disseny de cua. A falta de més dades a Reynolds baixos es prenen aquestes dades com a referència per al disseny, no obstant les poques dades dels UAVs de que es disposa concorden amb els presentats a la Taula 2.3.

$$\frac{S_H}{S} \approx 0.15 \text{ a } 0.25 \quad \frac{l_H}{MAC} \approx 2 \text{ a } 3$$

$$\frac{S_V}{S} \approx 0.1 \text{ a } 0.2 \quad \frac{l_V}{b} \approx 0.25 \text{ a } 0.5$$

A partir de les equacions (2.11) i (2.12) i la combinació del parell de valors menors i majors del presentats a dalt s'obté rang de valors adimensional per al volum de cua horitzontal i vertical

$$V_H \approx 0.3 \text{ a } 0.75 \quad V_V \approx 0.025 \text{ a } 0.1$$

TAULA 2.3: Dimensions de l'empenatge de cua del Shadow-MK1.

Paràmetre	Valor
b_H [mm]	1240
MAC_H [mm]	303
S_H [dm ²]	37.6
AR_H	4.1
$\frac{S_H}{S}$	0.14
l_H [mm]	2100
$\frac{l_H}{MAC}$	3.8
V_H	0.52
b_V [mm] ^a	529
MAC_V [mm]	≈ 229
c_{R_V} [mm]	293
c_{T_V} [mm]	165
S_V [dm ²] ^b	2×12.5
AR_V ^c	2.3
$\frac{S_V}{S}$	0.14
l_V [mm]	2100
$\frac{l_V}{b}$	0.4
V_V	0.036

^aCada estabilitzador vertical.

^bDels dos estabilitzadors verticals.

^cCada estabilitzador vertical.

Prenent com a referència valors usuals del volum de cua horitzontal i vertical de diferents aeronaus, e.g. [12], en alguns casos el volum de cua horitzontal supera la unitat ($V_H > 1$) per aeronaus que volen en règim incompressible. Les aeronaus que volen en subsònic alt tenen volums de cua més elevats. Els valors de volum de cua vertical màxims especificats de les diferents aeronaus són al voltant de 0.1. Els valors del model Shadow-MK1 estan dins dels rangs proposats a la bibliografia, a excepció de la relació de la longitud de cua respecte la corda mitja aerodinàmica. Al tractar-se d'aeronaus considerablement més petites que les de la bibliografia poden requerir de més longitud de cua, per aquest motiu, després de fer diferents proves s'adopta un valor lleugerament superior al que recomana la bibliografia, encara que menys que les dades disponibles del model Shadow-MK1

$$\frac{l_H}{c_{ref}} = 3.3$$

$$l_H = 3.3 c_{ref} = 1590 \text{ mm}$$

El volum de cua horitzontal es pren un valor intermedi entre el del Shadow-MK1 i el màxim recomanat per al bibliografia, ja que l'aeronau dissenyada tindrà el fuselatge més gran i és previsible que necessiti més volum de cua

$$V_H = 0.65$$

Per altra banda la relació entre la longitud de cua i l'envergadura queda definida de tal manera que la longitud de cua vertical sigui la mateixa que l'horitzontal $l_H = l_V$, ja que es situaran a la mateixa distància

$$\frac{l_V}{b} = \frac{l_H}{b} = 0.344$$

El valor obtingut està dins del rang 0.25 a 0.5 recomanat per la bibliografia. El volum de cua vertical també es sobredimensiona lleugerament respecte el model Shadow-Mk1, per l'esmentat de l'increment del volum del fuselatge

$$V_V = 0.04$$

Les superfícies dels empenatges es calculen a partir de les equacions (2.11) i (2.12). Amb els volums de cua definits anteriorment s'obtenen les superfícies.

$$S_H = \frac{V_H S c_{\text{ref}}}{l_H} = 40 \text{ dm}^2$$

$$S_V = \frac{V_V S b}{l_V} = 2 \times 11 \text{ dm}^2$$

Tot i que l'aeronau que s'està projectant és més petita que el Shadow-MK1 les superfícies obtingudes dels empenatges són de dimensions similars, això és degut a que s'ha considerat oportú augmentar els paràmetres que afecten a l'estabilitat per la influència que pot tenir l'augment del volum del fuselatge en l'estabilitat de l'aeronau.

Per obtenir la resta de paràmetres dels estabilitzadors es procedeix determinant els allargaments. Des del punt de vista de l'estabilitat interessa que tinguin un allargament gran, per tal que augmenti la pendent de sustentació dels estabilitzadors i contribueixi a l'estabilitat amb major sensibilitat. Per altra banda si s'augmenta massa s'obtenen cordes massa petites, fet que redueix el Reynolds de treball de les superfícies i això pot fer que entrin en pèrdua amb facilitat a més d'augmentar la resistència aerodinàmica en la vessant paràsita. Per això, es decideix augmentar només lleugerament l'allargament

de l'estabilitzador horitzontal respecte el Shadow-MK1 i mantenir el del vertical. S'escull

$$AR_H = 4.5$$

$$AR_V = 2.1$$

Amb els allargaments fixats s'obtenen les respectives envergadures a partir de la definició d'allargament i les superfícies ja conegudes aplicant la definició de l'allargament (2.3) als estabilitzadors s'obté

$$b_H = \sqrt{S_H AR_H} = 1340 \text{ mm}$$

$$b_V = \sqrt{S_V AR_V} = 480 \text{ mm}$$

Per últim les cordes de referència dels estabilitzadors s'obtenen a partir de les respectives envergadures i cordes

$$c_{H_{\text{ref}}} = \frac{S_H}{b_H} = 298 \text{ mm}$$

$$c_{V_{\text{ref}}} = \frac{S_V}{b_V} = 229 \text{ mm}$$

2.2.4 Fuselatge

De forma prèvia al estudi aerodinàmic del fuselatge, se'n defineixen les dimensions en funció dels requeriments de disseny. Aquests últims estableixen un compartiment de càrrega útil i equipament de com a mínim 1000 mm de llarg, veure Sec. 1.2.1. Addicionalment, el motor té 145 mm de llarg, que encara que no s'instal·li a dins del fuselatge, es pot carenar i per tant afecta a l'aerodinàmica. El combustible també va a dins del fuselatge, com a mínim es pretén instal·lar un dipòsit de 15l. Tenint en compte la secció del fuselatge mínim dels requeriments de disseny és 250×250 mm es considera que la secció del dipòsit pugui ser menor degut a la instal·lació del mateix es considera una secció de 230×230 mm. D'aquesta manera, la longitud necessària per encabir tot el combustible és de 285 mm. Sumant totes les longituds s'obté una longitud mínima aproximada de 1430 mm. Per tal de tenir més marge, poder posar més combustible si fos necessari o ampliar la zona de càrrega útil s'adopta un fuselatge de 1600 mm de longitud. La secció transversal es fixa a 300×300 mm per deixar marge a l'estructura i deixar la secció lliure útil requerida.

El volum del fuselatge s'aproxima a partir de tres trams tal com es mostra a la Fig. 2.11: el primer és un el·lipsoide de longitud 0.3 m i superfície a la base de 0.3^2 que es situa al morro de l'aeronau, el volum es calcula amb l'equació (2.13). El segon un prisma de

secció quadrada i l'últim un paraboloides de longitud 0.3 m i superfície a la base de 0.3^2 situat a la part posterior, el volum del paraboloides es calcula amb l'equació (2.14).

$$V_{\text{elip}} = \frac{2}{3} \text{Long } S_{\text{base}} \quad (2.13)$$

$$V_{\text{elip}} = \frac{8}{15} \text{Long } S_{\text{base}} \quad (2.14)$$

El volum del fuselatge val:

$$V_F = \frac{0.3^3}{6} + 0.3^2 \times 1 + \frac{0.3^3}{6} = 0.1224 \text{ m}^3$$

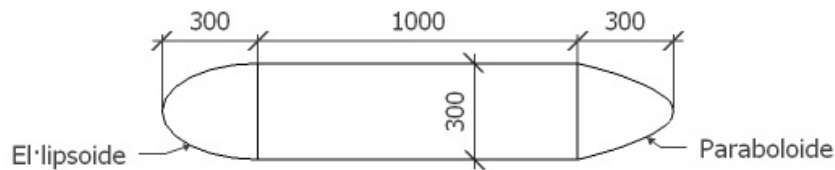


FIGURA 2.11: Esquema per a l'aproximació del càlcul del volum del fuselatge (Dimensions en mm).

2.2.5 Grup propulsor

La potència P del motor s'obté amb la relació pes-potència de les aeronaus de referència, de forma anàloga a la resta de paràmetres. Al gràfic de la Fig. 2.12 es presenta la relació pes-potència en funció de la MTOW.

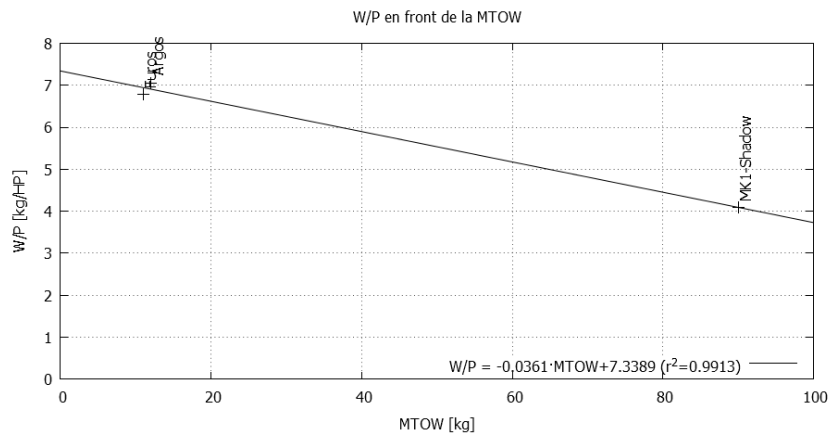


FIGURA 2.12: Dades estadístiques de W/P en front de la MTOW.

Entrant al gràfic de la Fig. 2.12 amb els 46.6 kg de MTOW s'obté la inversa de potència a pes de valor:

$$\frac{W}{P} = 5.66 \left[\frac{\text{kg}}{\text{HP}} \right]$$

La potència que ha de subministrar el motor s'obté amb la relació

$$P = \frac{W}{\left(\frac{W}{P}\right)} = \frac{\text{MTOW}}{\left(\frac{W}{P}\right)} = 8.2 \text{ HP} = 6.1 \text{ kW} \quad (2.15)$$

Després de fer recerca en el mercat de motors disponibles s'ha detectat que tot i que hi ha bastants fabricants, no n'hi ha molts que cobreixin el mercat de la potència requerida³. Hi ha fabricants que fan els motors a mida, aquesta és una opció que es podria avaluar en fases més avançades del disseny. També s'ha considerat fer un avió bimotor. Aquesta opció s'ha descartat per l'increment de cost que suposa i l'augment de complexitat mecànica, sobretot a les ales que implicaria haver de portar dos motors. S'ha considerat que per a una aeronau d'investigació s'ha de prioritzar la senzillesa, tot i la fiabilitat que aportarien dos motors. De forma preliminar es consideren els dos models de motor presentats a la Taula 2.4.

TAULA 2.4: Especificacions tècniques dels motors preseleccionats.

Model	Hirth 4102 ^a	Cubeawno Sonic ^b
Tipus	2 cilindres (2 Temps) <i>Boxer</i>	Wankel
Cilindrada [cc]	100	-
Potència max [HP](kW)	8.2 (6)	8.5
RPM (Potència max)	6000	9200
Massa [kg]	2.5	4.5
Combustible	95-octans (Oli 1:50)	Gasolina o JP8 (JET A1)
Consum [g/min]	$\lesssim 59^c$	-

^aVeure <http://www.hirth-motoren.de/UAV/PDF/4102.pdf>

^bVeure <http://cubewano.com/products/engines/sonic-8-5hp/>

^cEl fabricant no indica el consum. Es pren el valor d'un motor de la mateixa cilindrada per tenir una magnitud de referència. La estimació s'ha fet prenent el valor de consum màxim del motor DesertAir-100 http://www.barnardmicrosystems.com/UAV/engines/2_stroke.html i multiplicant-lo per la relació de potències dels motors 8.2/9.8.

S'opta per seleccionar el model Hirth 4102. Es considera la major experiència reportada per Goble-Hirthmotoren KG (fundada al 1927) i la gran fiabilitat avalada en les més de

³Veure http://media.aero.und.edu/uasresearch.org/documents/195-197_Reference-Section_Engines.pdf

15000 missions amb èxit realitzades amb els seus motors⁴. També cal destacar la falta d'informació dels resultats dels motors Cubewano (fundada al 2007). Addicionalment, el menor pes de 2.5 kg del Hirth respecte els 4.5 kg del Sonic, ha estat un factor determinant. A les especificacions del Hirth 4102 es recomana l'ús de les hèlices presentades a la Taula 2.5. El règim d'operació del motor és de 1800 a 6000 revolucions per minut. La potència màxima instal·lada és de 8.2HP. A continuació, a la Taula 2.5 es presenten les hèlix recomanades pel fabricant del motor Hirth 4102.

TAULA 2.5: Hèlices recomanades per al motor Hirth 4102.

Bi-pala	Tri-pala
30 × 8	26 × 10(3b)
30 × 10	28 × 10(3b)

2.3 Recapitulació

En aquest capítol s'han obtingut els paràmetres generals de l'aeronau mitjançant mètodes estadístics, similituds amb altres aeronaus i hipòtesis. Els paràmetres de disseny obtinguts fins al moment es resumeixen a la Taula 2.6.

Aspectes importants com la massa del fuselatge, MFW i el dimensionament de les superfícies de control no s'han pogut dissenyar amb mètodes estadístics per la falta de dades. Als següents capítols es presenta el procés i resultats del disseny d'aquests aspectes que s'ha realitzat de forma iterativa.

⁴Vuere <http://www.prweb.com/releases/2012/8/prweb9761774.htm>

TAULA 2.6: Valors dels paràmetres obtinguts al disseny conceptual.

Paràmetre	Valor
b [m]	4.2
c_{ref} [mm]	482
S [dm ²]	202.6
AR	8.7
Càrrega alar $\frac{W}{S}$ [$\frac{\text{N}}{\text{m}^2}$]	0.23
$C_{L_{\text{cr}}}$	0.55
$C_{L_{\text{max}}}$	1.19
Perfil alar	NACA 3413
MTOW [kg]	46.6
PL [kg]	9
OEW [kg]	26.5
$P_{\text{instal·lada}}$ [HP] (kW)	8.2(6.1)
Relació $\frac{P}{W}$ [$\frac{\text{HP}}{\text{kg}}$]	0.1767
v_{cr} [km/h] (m/s)	100(27.8)
v_s [$\frac{\text{m}}{\text{s}}$]	19.3
b_{H} [mm]	1340
c_{refH} [mm]	298
S_{H} [dm ²]	40
AR _H	4.5
l_{H} [mm]	1590
V_{H}	0.65
b_{V} [mm]	480
c_{refV} [mm]	229
S_{V} [dm ²]	2×11
AR _V	2.1
l_{V} [mm]	1590
V_{V}	0.04

Capítol 3

Disseny aerodinàmic

En aquest capítol es presenta el disseny aerodinàmic preliminar de l'aeronau. En primer lloc s'estudia l'ala com un element aïllat optimitzant la forma en planta per reduir la resistència aerodinàmica en la condició de creuer. Posteriorment, amb la geometria de l'ala congelada, es procedeix a analitzar el fuselatge i a dissenyar l'estabilitzador horitzontal per tal d'obtenir una configuració estàtica longitudinalment estable, exigint un mínim d'estabilitat estàtica explicat més endavant. L'estabilitzador vertical s'incorpora considerant el criteri de mantenir el valor de volum de cua calculat anteriorment, ja que no es coneix cap valor de referència equivalent al valor característic d'estabilitat estàtica longitudinal. Una vegada es disposa de la geometria en planta de l'ala, el fuselatge i la geometria dels estabilitzadors es fa el càlcul preliminar de les dimensions superfícies de control. Amb la distribució de pesos disponible es fa la comprovació d'estabilitat dinàmica longitudinal i lateral. En aquest punt es determina la possible necessitat d'afegir diedre a l'ala, ja que aporta estabilitat lateral.

De forma similar al cas del perfil, els resultats del comportament aerodinàmic de l'ala i els estabilitzadors es calculen mitjançant el programari de XFLR5 [13]. Aquest programa implementa diferents models de càlcul numèric basats en panells i *Vortex Lattice Method* (VLM) així com una estimació de la resistència paràsita. Aquesta estimació es fa partir dels resultats obtinguts amb XFOIL a les diferents seccions de l'ala tenint en compte la distribució d'angles d'atac calculada amb la teoria potencial per ales finites, el Reynolds i la corda local. A l'Apèndix [A](#) es detallen els aspectes més destacats del programa.

3.1 Ala

Tal com es determina a la Sec. 2.2.2 el perfil aerodinàmic escollit per l'ala és el NACA 3413. L'anàlisi que es realitza a continuació té l'objectiu de determinar la forma en planta i torsió de l'ala. Per realitzar els càlculs s'utilitza el programa XFLR5 i es fa l'estudi per a diferents Reynolds. El rang de Reynolds que s'analitza per cobrir totes les iteracions de la forma en planta és des de $Re_{\min} = 250k$ fins a $Re_{\max} = 1.7M$. El Reynolds inferior s'obté a partir del Re a la velocitat de pèrdua i considerant un 45% de la corda de referència, per tenir en compte l'estretament a l'extrem de l'ala. El Re superior s'obté a partir del Reynolds a una velocitat de 165 km/h, estimació de velocitat màxima (que cal comprovar si és assolible amb la potència disponible) i un 30% addicional de la corda de referència, per tenir en compte que a la part central de l'ala s'augmenta la corda local. Tal com s'explica a l'Apèndix A cal fer el càlcul del perfil a l'envolvent de Reynolds de totes les condicions de vol analitzades per tal que el programa pugui interpol·lar els resultats. L'increment de Reynolds amb que es calculen les dades necessàries per a la interpolació és de $\Delta Re = 20k$.

Per a la optimització de la forma en planta de l'ala es determinen les característiques aerodinàmiques de l'ala de secció rectangular de $b = 4.2$ m d'envergadura, $c_{\text{ref}} = 482$ mm de corda i sense torsió. Posteriorment es calculen diferents distribucions de corda amb l'objectiu de minimitzar la resistència aerodinàmica però mantenint aproximadament els valors de la corda mitja aerodinàmica, l'allargament i la superfície obtinguts al disseny preliminar. Addicionalment es persegueix reduir lleugerament el moment flector a l'arrel de l'ala.

A continuació es presenta el comportament del NACA 3413 al Re de referència, al màxim i al mínim Re. Al gràfic de la Fig. 3.1 es presenta el coeficient de sustentació en front de l'angle d'atac α , la polar al gràfic de la Fig. 3.2, el coeficient de moment C_m respecte $c/4$ en front del coeficient de sustentació a la Fig. 3.3 i la eficiència en front del coeficient de sustentació a la Fig. 3.4.

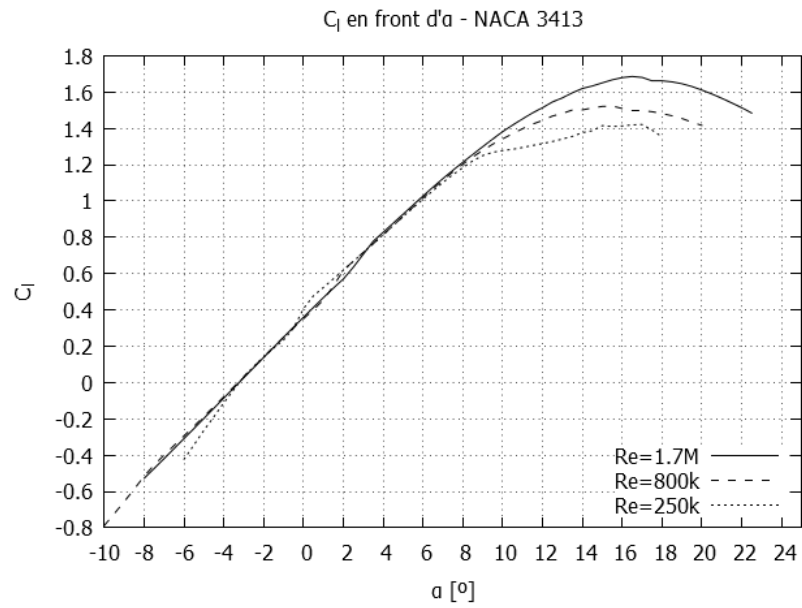


FIGURA 3.1: Coeficient de sustentació en front de l'angle d'atac del NACA 3413.

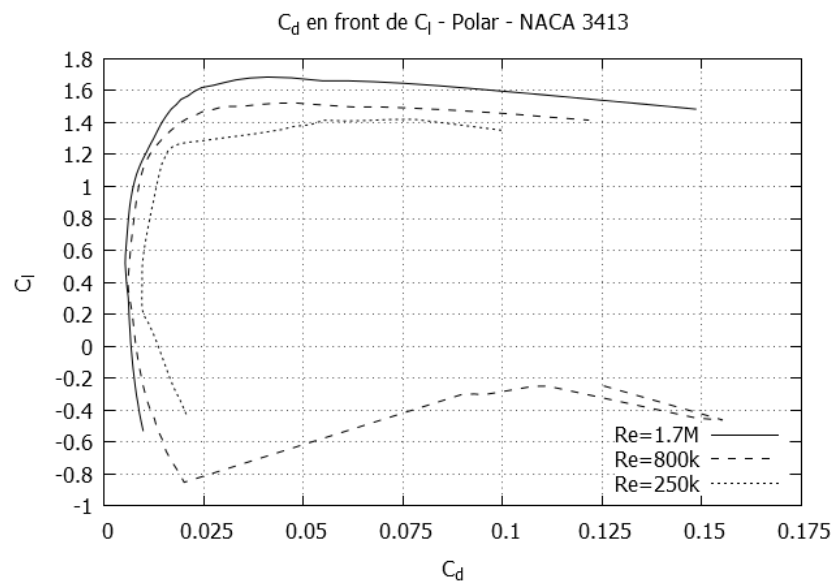


FIGURA 3.2: Polar del NACA 3413.

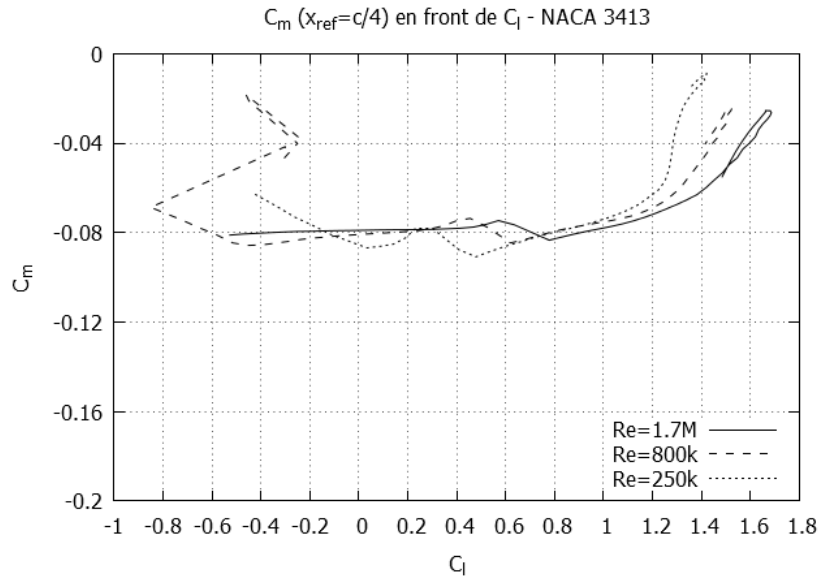
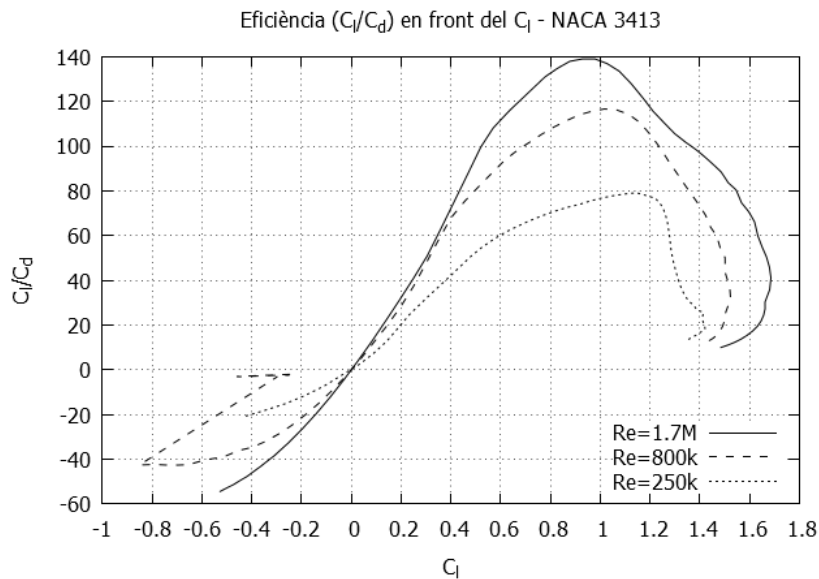
FIGURA 3.3: Coeficient de moment $c/4$ en front de l'angle d'atac del NACA 3413.

FIGURA 3.4: Eficiència en front del coeficient de sustentació del NACA 3413.

El mètode d'anàlisi d'ales seleccionat al XFLR5 és el LLT en mode 2, que aplica la correcció de resistència viscosa per defecte. El mode 2 fa una batuda per a diferents angles d'atac i Re de tal forma que per a cada condició de vol fa que la sustentació iguali al pes $L = W$. S'utilitzen 1600 panells, 80 en la direcció de l'envergadura amb una distribució $-\sin(y)$ per acumular panells als extrems de l'ala i capturar els efectes

de punta d'ala. En la direcció de la corda s'utilitzen 20 panells amb una distribució cos per acumular panells al caire d'atac i al de sortida.

Tenint present que l'ala ha de ser fàcilment transportable i per tant desmuntable, es consideren tres trams d'ala de la mateixa longitud (1400 mm), un central i dos laterals. S'adopta una distribució de corda constant a la part central c_R per simplificar i abaratir la construcció. Els dos trams laterals són de corda variable amb una distribució lineal sent c_T la corda a l'extrem i c_R la corda a l'inici del tram, per tal que els trams laterals s'uneixin al central mantenint-ne la continuïtat. Els valors que satisfan en major mesura els criteris establerts, obtinguts després de diferents iteracions, amb diferents valors de c_R i c_T , es presenten a la Taula 3.1. Un esquema de la forma en planta es mostra a la Fig. 3.5.

TAULA 3.1: Paràmetres forma en planta de l'ala seleccionada.

Paràmetre	Valor
b [m]	4.2
MAC [mm]	497
S [dm ²]	201.6
AR	8.75
c_R [mm]	570
c_T [mm]	300
Estretament: λ	0.53
Fletxa: Λ [°]	0.0
α_{L_0} [°]	-3

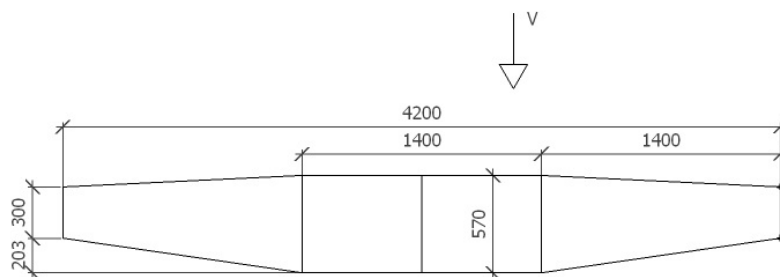


FIGURA 3.5: Esquema de la forma en planta de l'ala (Dimensions en mm).

A continuació es presenten els resultats del càlcul dels coeficients aerodinàmics de l'ala rectangular i la seleccionada. Al gràfic de la Fig. 3.6 es presenta el coeficient de sustentació en front de l'angle d'atac. Cal destacar que l'angle de sustentació nul·la no es veu al gràfic perquè la sustentació iguala al pes. Sota aquesta condició no es pot obtenir l'angle de sustentació nul·la. Per a l'ala seleccionada l'angle de sustentació nul·la s'obté fent un anàlisi no viscos canviant l'angle d'atac. Per a l'ala rectangular l'angle de sustentació nul·la és el mateix que el del perfil degut a que no hi ha torsió i que la distribució de corda, en aquest cas, és constant.

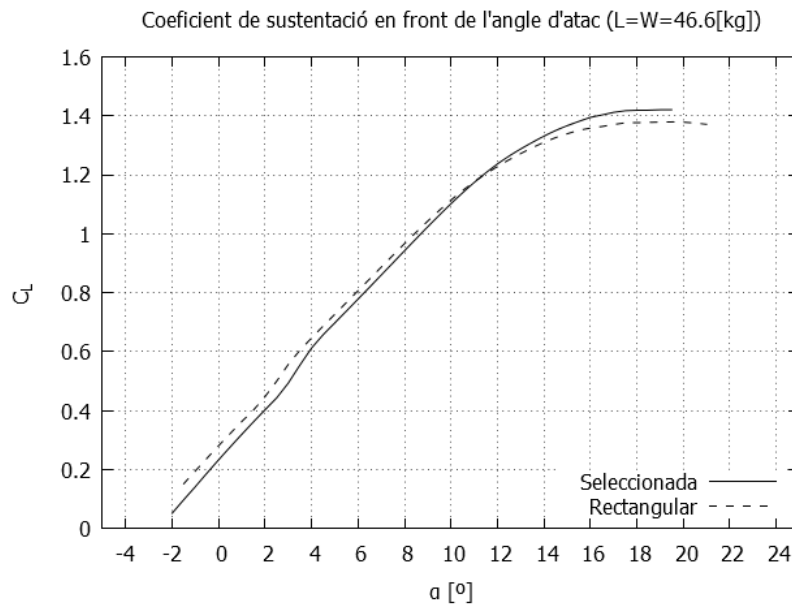


FIGURA 3.6: Coeficient de sustentació en front de l'angle d'atac de l'ala rectangular i la seleccionada.

Al gràfic de la Fig. 3.7 es presenta la polar de les ales estudiades distingint la contribució del terme induït C_{D_i} i del viscos o paràsit C_{D_0} .

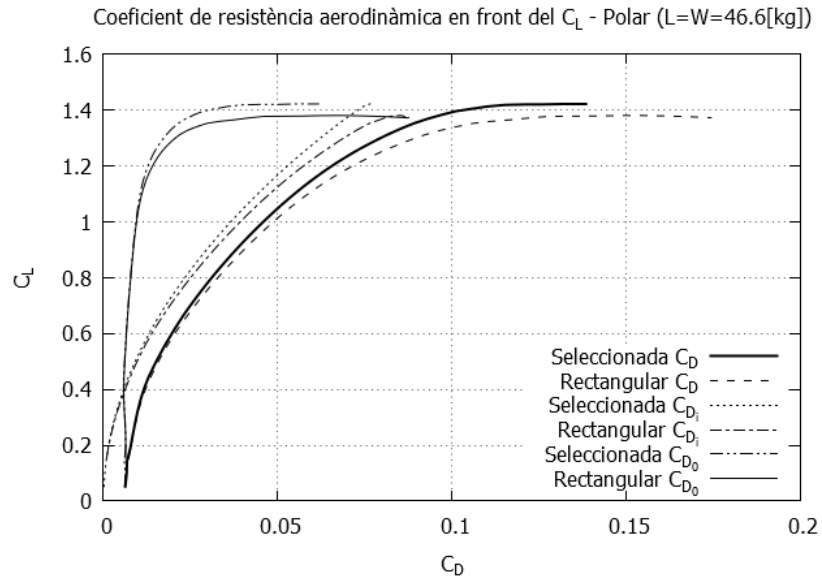


FIGURA 3.7: Resistència aerodinàmica en front del coeficient de sustentació de l'ala rectangular i la seleccionada.

Al gràfic de la Fig. 3.8 es presenta el coeficient de moment C_M de l'ala en front en front del coeficient de sustentació C_L .

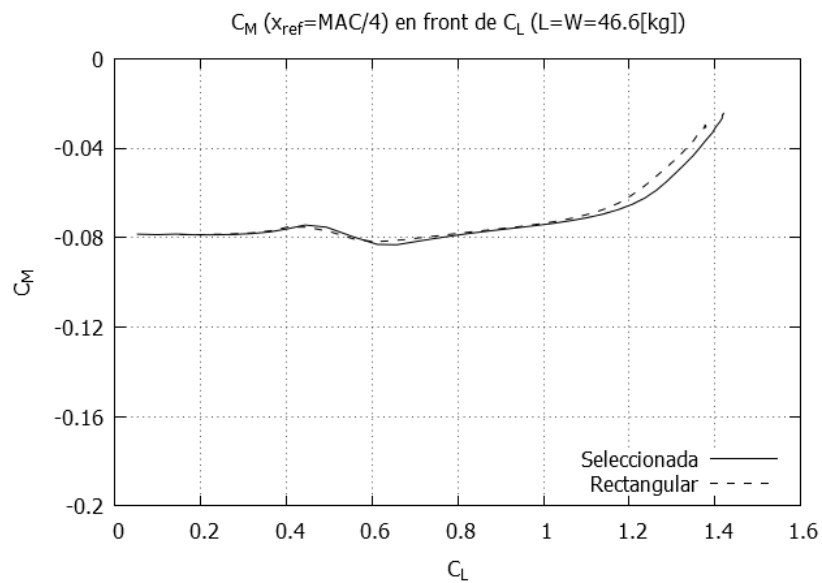


FIGURA 3.8: Coeficient de moment en front de l'angle d'atac de l'ala rectangular i la seleccionada.

Per últim, a la Fig. 3.9 es presenta el gràfic de l'eficiència aerodinàmica en front de la velocitat de vol.

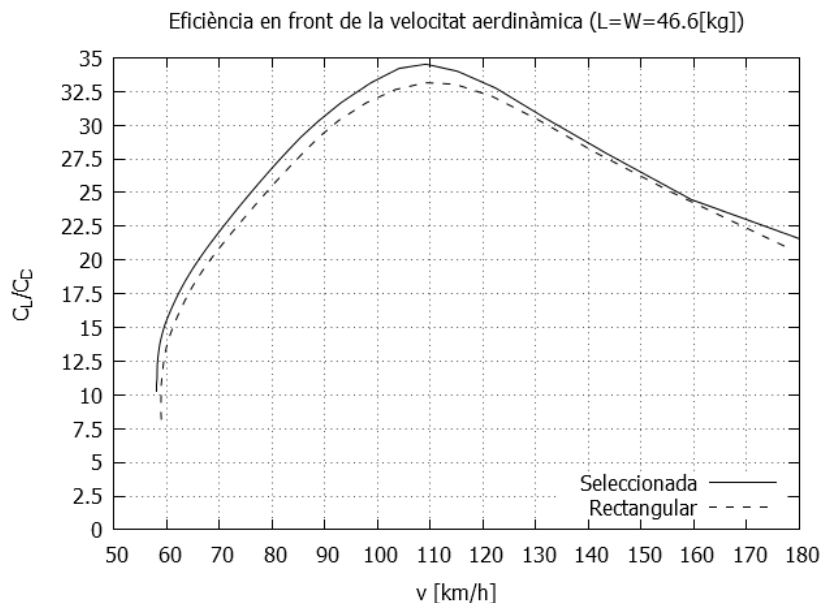


FIGURA 3.9: Eficiència aerodinàmica de l'ala rectangular i la seleccionada en front de la velocitat de vol.

Tenint en compte aspectes aerodinàmics, els paràmetres de l'ala seleccionada es trien per augmentar la eficiència, ja que un dels requeriments és augmentar l'autonomia de l'aeronau, en aquest aspecte s'aconsegueix un augment del 4%. A més a més el coeficient de sustentació màxima augmenta un 3%. Aquests augments de les característiques aerodinàmiques poden no semblar significatives; però des del punt de vista estructural la corda a l'arrel de l'ala és un 18% major que la rectangular mantenint la *performance* aerodinàmica, fet que incrementa significativament la inèrcia de la secció i per tant disminueix el pes estructural de l'ala. Addicionalment, el tram amb estretament és més lleuger, estalviant pes en buit operatiu, i redueix la càrrega aerodinàmica a l'extrem de l'ala de tal forma que el moment flector a l'arrel és menor.

A continuació es presenta l'estudi de la torsió geomètrica. En aquest aspecte es determina la necessitat d'afegir torsió a l'ala per millorar el comportament davant l'entrada en pèrdua i fer que aquesta no es produeixi inicialment als extrems, on es situen els alerons. La pèrdua del control lateral de l'aeronau pot esdevenir en un accident molt fàcilment, per aquest motiu la zona central de l'ala ha d'entrar en pèrdua abans que els extrems, per tal de poder mantenir el control en aquesta situació. En aquest estudi no es considera la torsió aerodinàmica, en fases més avançades del disseny es podria estudiar per millorar més l'eficiència i la entrada en pèrdua de l'ala. Al afegir torsió, donant menys angle relatiu d'incidència als extrems fa que les zones centrals entrin en pèrdua abans fent l'ala més segura. Per analitzar l'entrada en pèrdua es segueix el mateix procediment que

a la Sec. 2.2.2.2. De forma preliminar, després de vàries proves, s'afegeix una distribució lineal de torsió geomètrica de $\theta_T = -1.5^\circ$ a l'extrem respecte l'arrel. Als gràfics de la Fig. 3.10 es presenta la distribució de sustentació addicional i bàsica de l'ala amb i sense torsió.

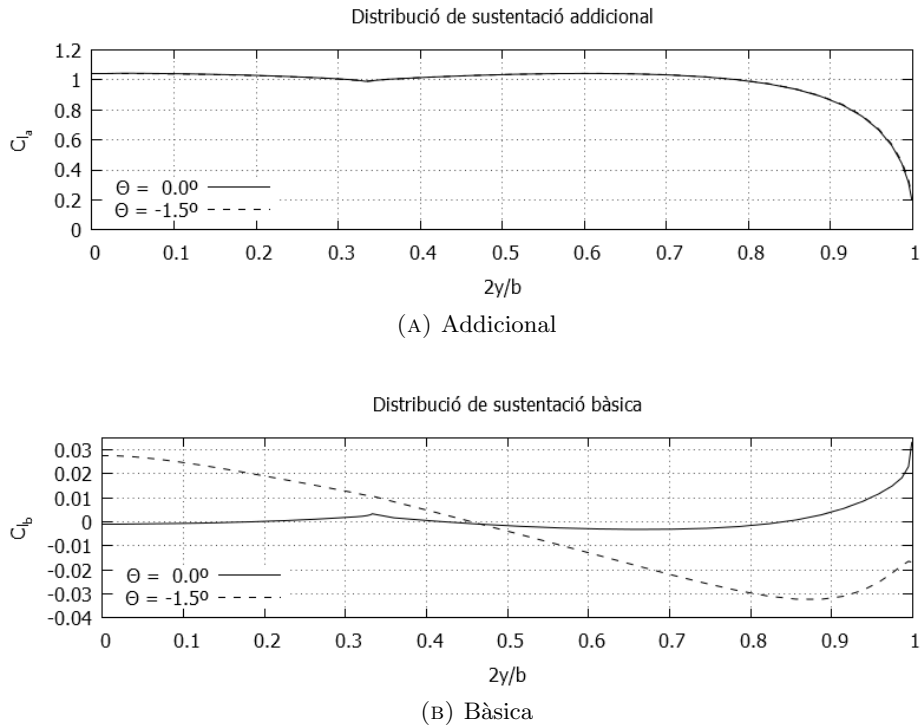


FIGURA 3.10: Distribució de sustentació addicional i bàsica al llarg de l'envergadura.

Al gràfic de la Fig. 3.11 es presenta el coeficient de sustentació màxim de l'ala en funció de la posició d'entrada en pèrdua al llarg de l'envergadura, considerant

$$C_{l_{\max}} = 1.35$$

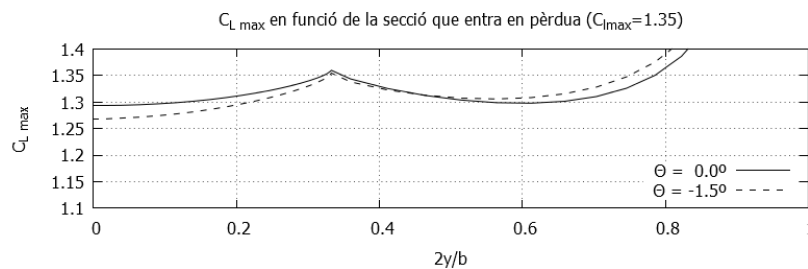


FIGURA 3.11: Coeficient de sustentació màxim de l'ala en funció de la posició d'entrada en pèrdua al llarg de l'envergadura.

El coeficient de sustentació màxim de l'ala sense torsió geomètrica és de 1.29 i la zona d'entrada en pèrdua és al centre de l'ala. Tot i que l'ala inicialment entra en pèrdua pel centre, immediatament després també entra en pèrdua la zona situada al 60% de l'envergadura, zona molt propera als alerons, tal com s'observa al gràfic de la Fig. 3.11. Al introduir la distribució de torsió lineal amb -1.5° a l'extrem s'aconsegueix que l'ala entri en pèrdua al centre, afectant el 20% de l'ala abans que la pèrdua comenci al 60%. D'aquesta forma s'aconsegueix una ala amb millors característiques i més segura davant l'entrada en pèrdua. El coeficient de sustentació màxim de l'ala amb torsió és de

$$C_{L_{\max}} = 1.27$$

Amb el coeficient de sustentació de l'ala es torna a calcular la velocitat de pèrdua

$$v_s = \sqrt{\frac{2 MTOW g}{\rho C_{L_{\max}} S}} = \sqrt{\frac{2 \times 46.6 \times 9.81}{1.058 \times 1.27 \times 202.6 \times 10^{-2}}} = 18.3 \text{ m/s}$$

El comportament aerodinàmic general de l'ala no canvia significativament a excepció de l'angle de sustentació nul·la α_{L_0} , el coeficient de sustentació màxim i la zona per la que entra en pèrdua. Al gràfic de la Fig. 3.12 es mostra el coeficient de sustentació respecte l'angle d'atac de l'ala amb i sense torsió, respectivament, on s'ha de tenir que la referència d'angle per a ambdues ales és la corda a l'arrel. Com és d'esperar, al afegir torsió geomètrica canvia l'angle de sustentació nul·la de l'ala. L'angle de sustentació nul·la s'obté fent un anàlisi a Reynolds de creuer $Re = 800k$ canviant l'angle d'atac. Per a l'ala amb torsió s'obté

$$\alpha_{L_0} = -2.6^\circ$$

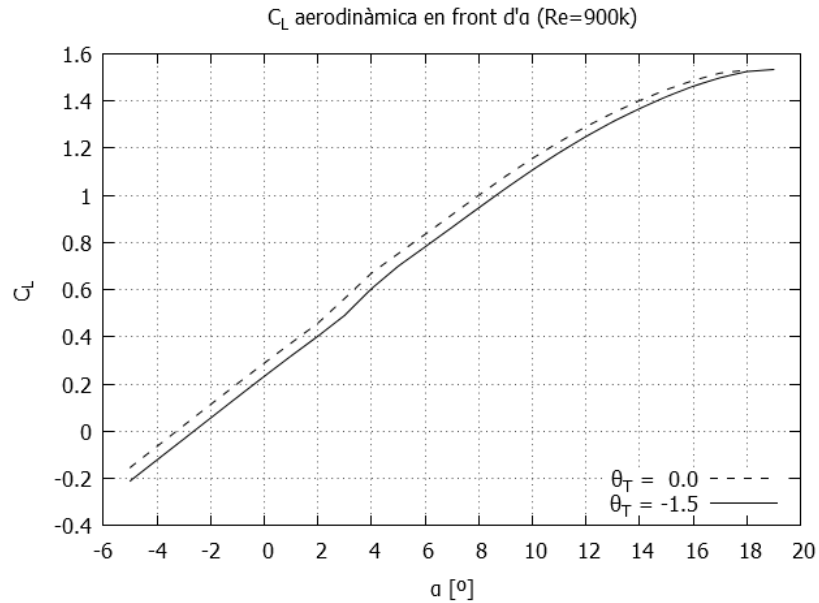


FIGURA 3.12: Coeficient de sustentació en front de l'angle d'atac de l'ala amb torsió i sense.

A la Taula 3.2 es presenten els paràmetres definitius de l'ala. Com es pot observar, els valors dels paràmetres no han canviat significativament respecte els obtinguts al disseny preliminar (Taula 2.6), a excepció de la velocitat de vol a màxima eficiència i el coeficient de sustentació de l'ala a la mateix condició.

TAULA 3.2: Paràmetres de l'ala.

Paràmetre	Valor
b [m]	4.2
MAC [mm]	497
S [dm ²]	201.6
AR	8.75
c_R [mm]	570
c_T [mm]	300
Estretament: λ	0.53
Fletxa: Λ [°]	0.0
Torsió: θ_T [°]	-1.5
α_{L_0} [°]	-2.6
$C_{L_{\max}}$	1.27
Perfil alar	NACA 3413

3.2 Fuselatge

En aquesta secció s'estudia la influència del fuselatge a l'aerodinàmica de l'aeronau. Aquest aspecte és molt complex i en el disseny preliminar d'aquest estudi es simplifica reduint-lo bàsicament a fer l'estimació del moment de capcineig per poder avaluar l'estabilitat i centrat; i del coeficient de resistència a partir de dades empíriques [11]. La sustentació que genera el fuselatge no es tindrà en compte, aquesta es considera que és compensada en part per la pèrdua de sustentació de l'ala interferida pel fuselatge.

A [11] es tracta l'aerodinàmica del fuselatge i es presenta una gràfica amb resultats experimentals a $Re = 3 \times 10^6$ del coeficient de sustentació C_{L_F} , resistència C_{D_F} i moment C_{M_F} per a una configuració molt similar a la planteja en aquest treball (veure Fig. 3.13). El Re del fuselatge (Re_F) a 30 m/s que es projecta per al nostre disseny és

$$Re_F = \frac{1.058 \times 1.6 \times 30}{1.763 \times 10^{-5}} = 2.88 \times 10^6$$

Donat que el Re_F és prou proper al Reynolds al que es disposa de dades experimentals, per poder fer-les servir per al nivell de detall d'aquest estudi.

Per obtenir les forces de sustentació i resistència a partir de les dades del gràfic s'utilitzen les equacions (3.1) i (3.2), respectivament, sent V_F el volum del fuselatge.

$$L_F = q_\infty C_{L_F} V_F^{2/3} \quad (3.1)$$

$$D_F = q_\infty C_{D_F} V_F^{2/3} \quad (3.2)$$

El moment aerodinàmic s'obté amb l'equació (3.3). Aquest moment és lliure, per tant no cal tenir en compte el punt d'aplicació.

$$M_F = q_\infty C_{M_F} V_F \quad (3.3)$$

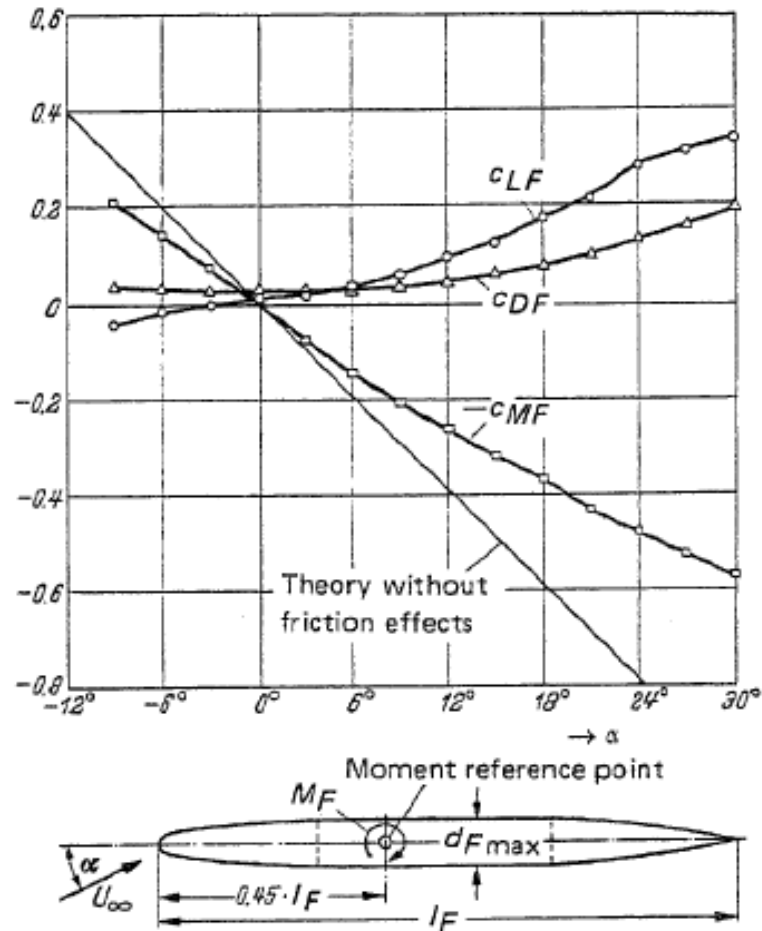


FIGURA 3.13: Mesura dels coeficients de sustentació, resistència i moment d'un fuselatge axisimètric a $Re = 3 \times 10^6$, extret de [11].

La pressió aerodinàmica a 30m/s val:

$$q_\infty = \frac{1}{2} \times 1.058 \times 30^2 = 476.1 \text{ Pa}$$

Per tal de poder operar amb facilitat en els següents apartats s'ajusta una recta al C_{M_F} que passa per l'origen, veure Fig. 3.14; i una paràbola al coeficient de resistència C_{D_F} , sense terme de primer grau (polar parabòlica), ja que aquesta ha de ser simètrica perquè la geometria ho és, veure Fig. 3.15. Els punts per fer l'ajust s'han extret de la imatge amb una aplicació *online*¹.

¹<http://arohatgi.info/WebPlotDigitizer/app/>

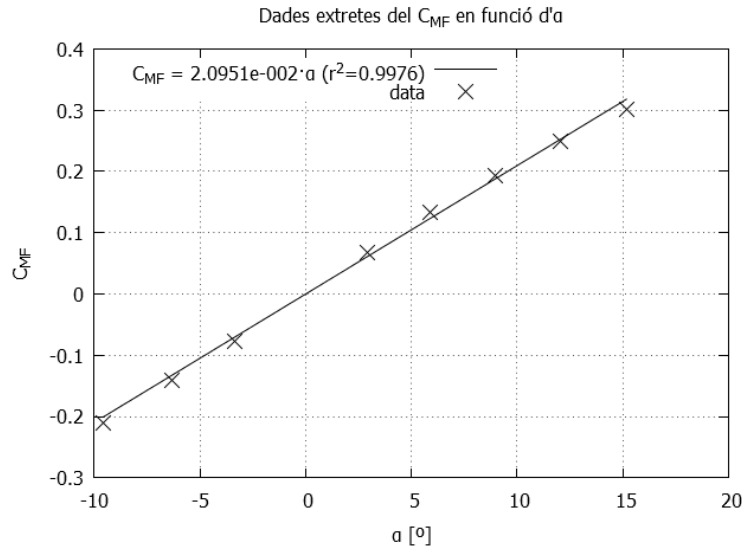


FIGURA 3.14: Dades extretes del coeficient de moment del fuselatge i ajust lineal.

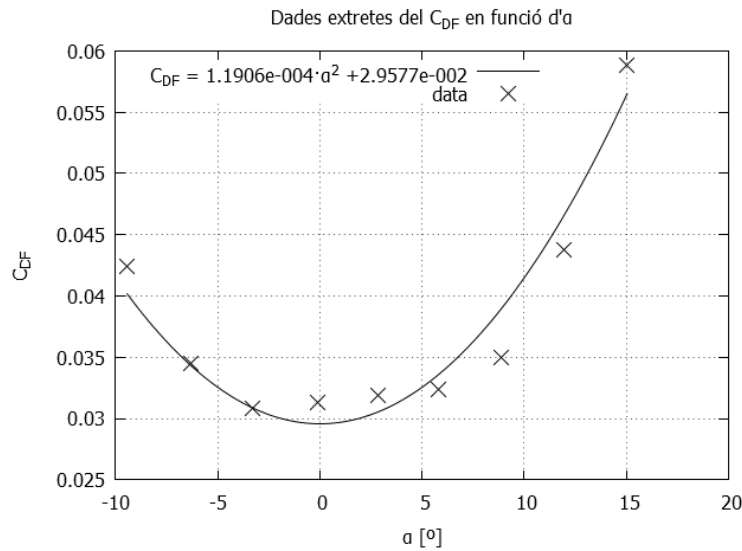


FIGURA 3.15: Dades extretes del coeficient de resistència del fuselatge i ajust parabòlic.

Per últim cal adimensionalitzar amb les mateixes magnituds que de referència que l'ala per poder tractar conjuntament els coeficients de l'ala i el fuselatge. Les equacions (3.4) i (3.5) són els coeficients de moment C_{MF}^* i de resistència C_{DF}^* adimensionalitzats amb les magnituds de referència de l'ala. Als gràfics de les figures 3.16 i 3.17 es mostren el coeficient de moment i de resistència, respectivament, referenciats a l'ala.

$$C_{MF}^* = \frac{C_{MF} q_{\infty} V_F}{q_{\infty} S MAC} = \frac{C_{MF} V_F}{S MAC} \quad (3.4)$$

$$C_{D_F}^* = \frac{C_{D_F} q_\infty V_F^{2/3}}{q_\infty S} = \frac{C_{D_F} V_F^{2/3}}{S} \quad (3.5)$$

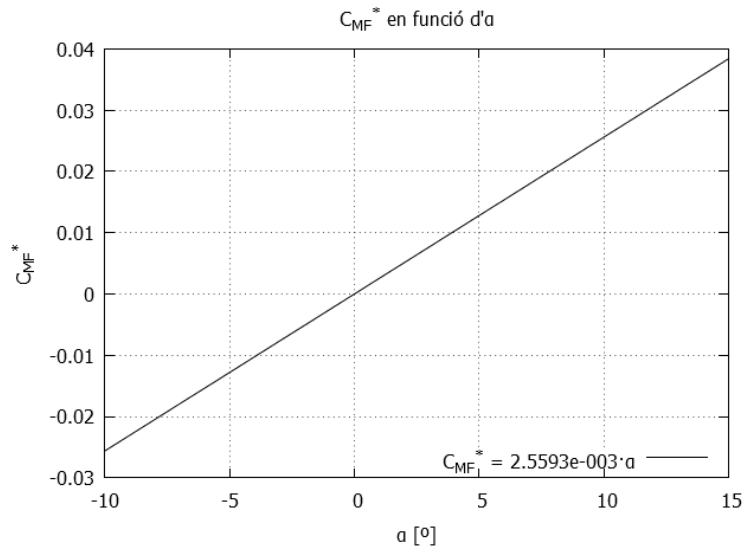


FIGURA 3.16: Coeficient de moment del fuselatge referenciat a l'ala.

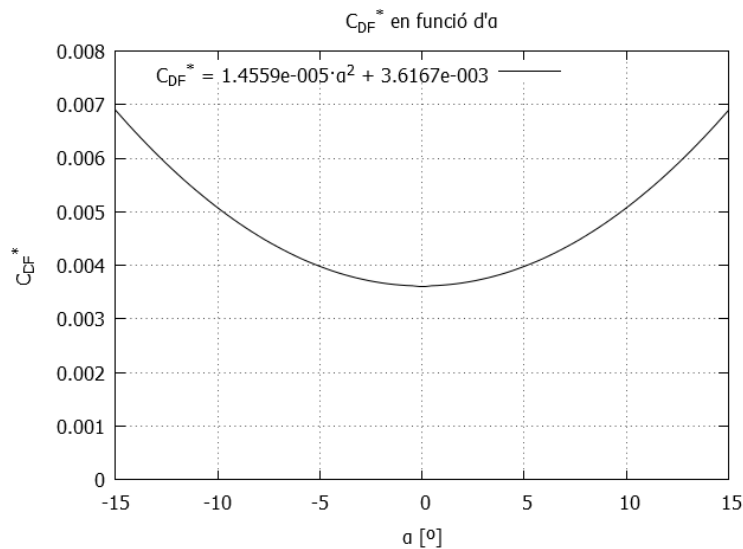


FIGURA 3.17: Coeficient de resistència del fuselatge referenciat a l'ala.

3.3 Estabilitzadors

Als càlculs d'aquest apartat la geometria de l'ala i el fuselatge és la definida a la Taula 3.2 i Fig. 2.11, respectivament. Els resultats obtinguts amb XFLR5 no consideren el fuselatge, la seva influència es té en compte mitjançant la seva contribució al moment

i a la resistència aerodinàmica (figures 3.16 i 3.17, respectivament). L'estabilitzador horitzontal, definit a la Taula 2.6, s'afegeix al model d'XFLR5 per estudiar l'estabilitat estàtica longitudinal i la resistència aerodinàmica que aporta el mateix. XFLR5 calcula la interferència entre l'estabilitzador i l'ala amb el model de flux potencial, i afegeix els efectes viscosos a ambdues superfícies. El mode d'anàlisi utilitzat és el VLM1 amb viscositat activada. També s'afegeix l'estabilitzador vertical i s'avalua l'increment de resistència associat.

El perfil per al HTP i el VTP seleccionat és el NACA 0012. Aquest és simètric i del 12% d'espessor relatiu. S'ha escollit aquest perfil perquè és versàtil i molt utilitzat als estabilitzadors. El rang de Re que s'ha calculat, en intervals de $\Delta Re = 20k$, per al NACA 0012 s'ha obtingut a partir del rang de velocitats preliminar obtingut anteriorment i les cordes dels estabilitzadors

$$Re_{\min} = \frac{\rho_{1500} v_{\min} MAC_V}{\mu_{1500}} = \frac{1.058 \times 15 \times 0.199}{1.763 \times 10^{-5}} = 179134 \rightarrow 170k$$

$$Re_{\max} = \frac{\rho_{1500} v_{\max} MAC_H}{\mu_{1500}} = \frac{1.058 \times 47.2 \times 0.263}{1.763 \times 10^{-5}} = 744957 \rightarrow 750k$$

Es presenta el comportament del NACA 0012 a un Re intermedi, al màxim i al mínim. Al gràfic de la Fig. 3.18 es presenta el coeficient de sustentació en front de l'angle d'atac, la polar al gràfic de la Fig. 3.19 i el coeficient de moment C_m respecte $c/4$ en front de l'angle d'atac a la Fig. 3.20.

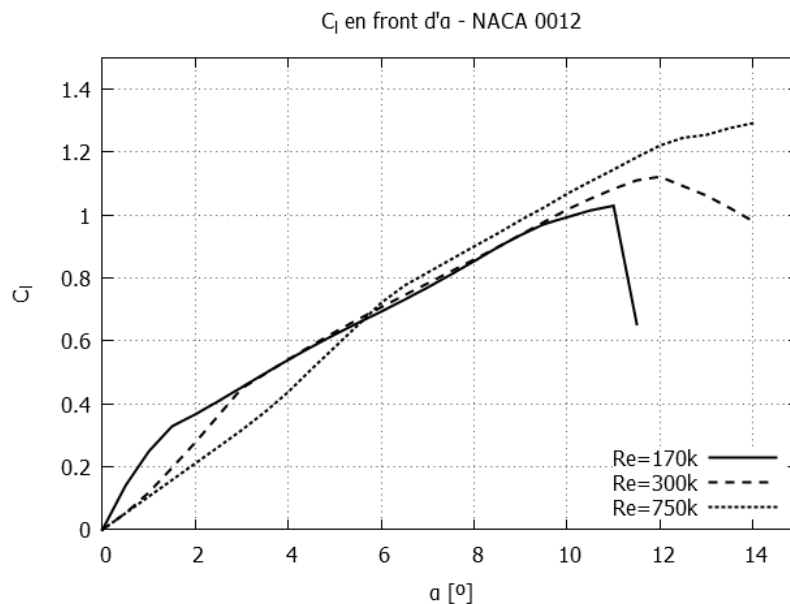


FIGURA 3.18: Coeficient de sustentació en front de l'angle d'atac del NACA 0012.

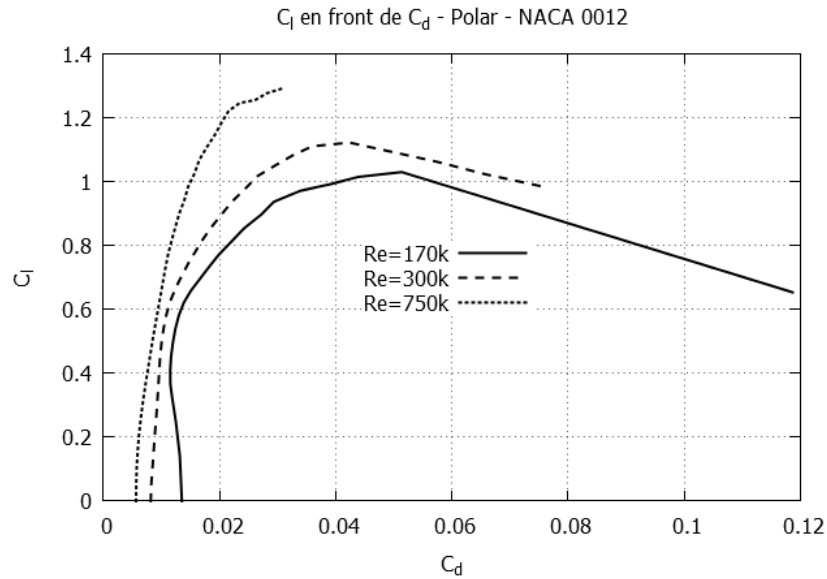
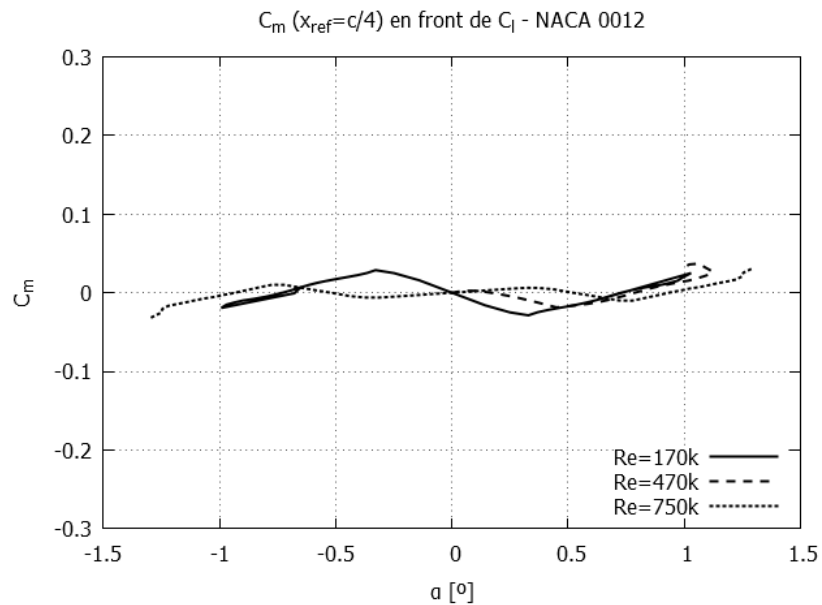


FIGURA 3.19: Polar del NACA 0012.

FIGURA 3.20: Coeficient de moment $c/4$ en front de l'angle d'atac del NACA 0012.

En cas de voler reduir la resistència aerodinàmica del HTP es podrien estudiar perfils amb curvatura invertits, ja que la resistència induïda per generar una determinada força és menor per a perfils amb curvatura que per perfils simètrics. Per al nivell d'anàlisi d'aquest estudi es considera suficient un perfil simètric com el NACA 0012, i es deixa proposat realitzar l'estudi en una etapa posterior.

La longitud de cua s'ha determinat a la Sec. 2.2.3, on les distàncies l_H i l_V són mesurades entre els centres aerodinàmics de l'ala i els estabilitzadors. Per simplicitat es treballa amb la distancia entre caires d'atac entre els estabilitzadors i l'ala L_H i L_V , respectivament. Donada la lleu diferència entre la distància entre centres aerodinàmics i caires d'atac (4.1% relatiu) s'assumeix $L_H = L_V \approx l_H = l_V$. Per facilitar la unió dels tubs que uneixen els estabilitzadors i l'ala, els estabilitzadors es situen a la mateixa alçada que l'ala. Caldria determinar la posició en alçada dels tubs de cua, tenint en compte consideracions estructurals, per facilitar la unió amb l'ala. En aquest punt de l'estudi l'estabilitzador horitzontal es situa lleugerament per sobre de l'ala i es deixa pendent revisar aquest aspecte en fases més avançades del disseny

$$z_H = 30 \text{ mm}$$

Per fer els càlculs d'estabilitat es fixa la posició del centre de gravetat de l'aeronau a una distància del caire d'atac cap enrere del 33% de la MAC, a [14] es recomana un valor proper a aquest.

$$x_{cg} = 164 \text{ mm}$$

Aquesta dada també es basa en l'experiència de l'autor obtinguda al Trencalòs Team² on ha participat en el disseny, construcció i proves de diferents aeronaus. Per altra banda, l'indicador d'estabilitat estàtica longitudinal amb comandaments fixats C_{M_α} es defineix mitjançant la pendent del coeficient de moment en front de l'angle d'atac (3.6).

$$C_{M_\alpha} = \frac{\partial C_M}{\partial \alpha} \quad (3.6)$$

La condició perquè l'aeronau sigui estàticament estable, o no, a pertorbacions longitudinals és:

$$C_{M_\alpha} = \begin{cases} < 0 & \text{ESTABLE} \\ = 0 & \text{NEUTRE} \\ > 0 & \text{INESTABLE} \end{cases} \quad (3.7)$$

Durant l'edició de l'*Air Cargo Challenge 2009* vaig participar, entre altres aspectes,

²El Trencalòs Team (<http://trencalosteam.upc.es/>) és un equip d'estudiants de la ETSEIAT-UPC fundat al 2006 que participa a la competició internacional bianual *Air Cargo Challenge*.

al grup de disseny de l'aerodinàmica del model que Trencalòs Team va presentar, l'S-parrow³. Després de fer més de 15 vols diferents, es va concloure que per tal que el pilot de ràdio-control pogués pilotar l'aeronau amb comoditat i seguretat, sense ajudes electròniques de cap tipus, el C_{M_α} havia de prendre un valor inferior a

$$C_{M_\alpha} < -0.015 \text{ 1/deg}$$

L'aeronau desenvolupada en aquest estudi també haurà de ser comandada per un pilot de ràdio control, en fases de prova, enlairament, aterratge, etc. per tant s'adopta un valor similar. Per acabar de definir la posició de l'estabilitzador, falta indicar la incidència entre l'ala i l'estabilitzador per tal que el moment resultant sigui nul per a la condició de vol de disseny, en aquest cas a eficiència màxima.

Els estabilitzadors verticals estan situats als extrems de l'estabilitzador horitzontal. El disseny dels estabilitzadors conserva els paràmetres del disseny per tal de mantenir el volum de cua i relació d'àrees calculades al Cap. 2. L'estretament i posició proposats són per tal que la resultant de la força de l'estabilitzador de cua sigui més propera al centre de gravetat, reduint l'acoblament que la guinyada provoca al balanceig. Addicionalment l'estretament alleugereix el pes estructural. La geometria dels estabilitzadors i posició resultant es presenta a la Fig. 3.21.

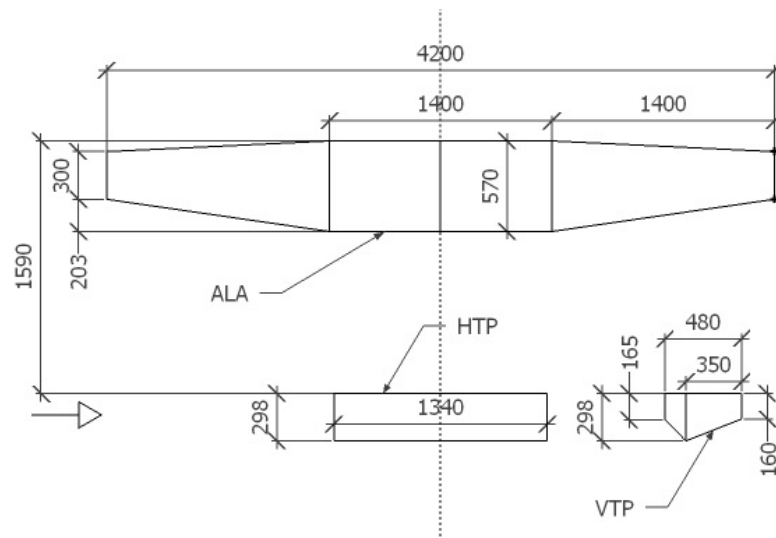


FIGURA 3.21: Situació i geometria dels estabilitzadors (Dimensions en mm).

Els resultats obtinguts després d'ajustar l'angle d'incidència de l'ala i l'estabilitzador horitzontal, mantenint com a referència horitzontal l'eix longitudinal del fuselatge, per

³Dades característiques: $b = 3 \text{ m}$, $MAC = 204.5 \text{ mm}$, $S = 70 \text{ dm}^2$, motor elèctric AXI-2820/10, bateria LiPo 3s(11.1V 2200mAh) i MTOW = 9.5 kg en 60 m de longitud de pista

tal que l'angle del fuselatge (α_b) en creuer sigui nul ($\alpha_b = 0$), són

$$i_w = 2.6^\circ$$

$$i_H = 0.8^\circ$$

Cal destacar que els gràfics que es presenten a continuació estan equilibrats en forces, ja que la sustentació iguala al pes i es suposa que la tracció s'iguali a la resistència variant la potència del motor. Per altra banda no hi ha equilibri de moments, a excepció de per $\alpha_b = 0^\circ$. Per a la resta de punts d'operació s'està menyspreant l'efecte que té flexar el timó de profunditat a la sustentació i resistència global, aquest és significativament menor a la resta. L'equilibri i per tant el vol rectilini mantenint l'altitud només es produeix en el punt en que el $C_M = 0$, aquest punt es denomina d'equilibri (eq) i les variables sota aquesta condició són les de creuer. Per modificar la condició d'equilibri s'ha d'actuar sobre el timó de profunditat, això provoca que la gràfica de $C_M - \alpha$ es desplaci paral·lelament a dreta o esquerra, permetent volar en equilibri a diferents angles d'atac, i en conseqüència a diferents velocitats de vol.

Al gràfic de la Fig. 3.22 es presenta el coeficient de moment en front de l'angle d'atac del UAV (ALA+HTP+VTP+Fuselatge). Calculant la pendent del gràfic s'obté

$$C_{M_\alpha} = -0.0231/\text{deg} < -0.0151/\text{deg}$$

per tant es considera que compleix el requeriment d'estabilitat estàtica longitudinal amb comandaments fixats. Al gràfic de la Fig. 3.22 s'observa que l'estabilitzador vertical augmenta l'estabilitat. Aquest fenomen pot estar causat per l'efecte que tenen els estabilitzadors verticals al estar situats als extrems, augmentant l'allargament efectiu del HTP i per tant augmentant-ne la pendent de sustentació.

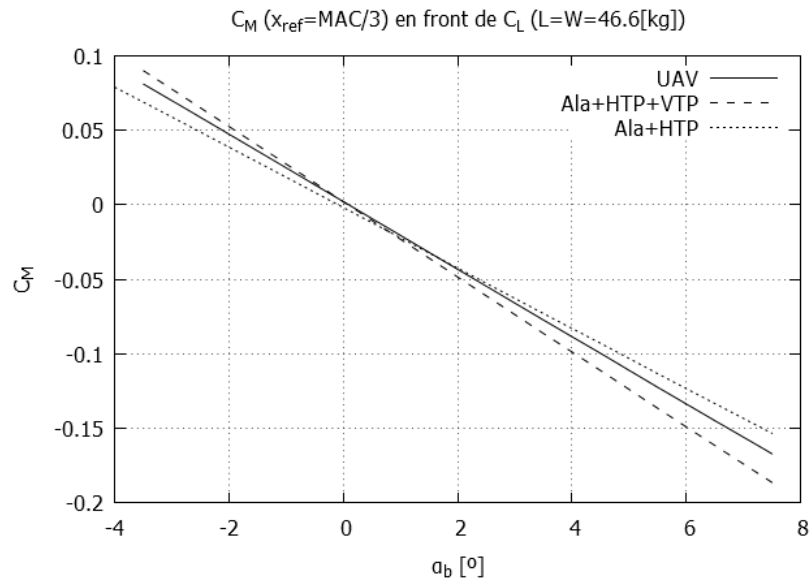


FIGURA 3.22: Coeficient de moment en front de l'angle d'atac del UAV.

A la Fig. 3.23 es presenta el gràfic de l'eficiència aerodinàmica en front de la velocitat de vol.

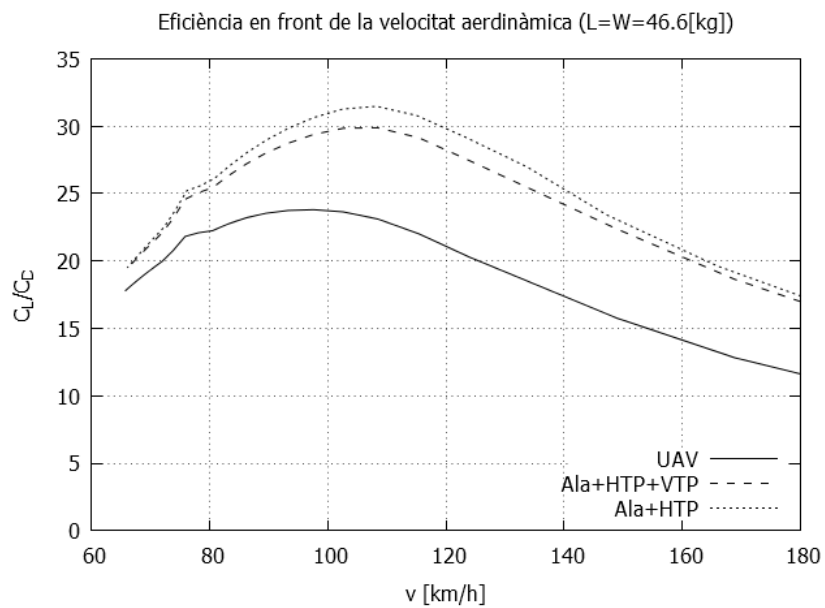


FIGURA 3.23: Eficiència aerodinàmica en front de la velocitat de vol del UAV.

Per a la configuració proposta, l'angle d'equilibri es $\alpha_{\text{eq}} = 0^\circ$, la velocitat òptima de creuer és de $v_{\text{cr}} = 95 \text{ km/h}$ i l'eficiència aerodinàmica màxima és

$$\left(\frac{C_L}{C_D}\right)_{\text{max}} = 23.5$$

3.4 Superfícies de control

A continuació es presenta el dimensionament preliminar de les superfícies de control. El disseny d'aquestes per avions tripulats generalment parteix de la normativa aplicable a l'aeronau en qüestió, on apareixen els requeriments de maniobrabilitat que s'han de complir. Principalment s'especifiquen velocitats de rotació en funció del tipus d'aeronau i pes; així com la capacitat mínima de realitzar certes maniobres davant de situacions concretes de fallada de motor, aterratge, enlairament, etc. En el cas dels UAVs no hi ha normativa al respecte i per tant és difícil fixar uns criteris. En aquest estudi es fa el disseny preliminar de les superfícies de control amb l'objectiu d'obtenir una aproximació del moment que es genera a les mateixes i així dimensionar els actuadors. Addicionalment es segueixen les recomanacions de [12, 15] on es presenten les dimensions de les superfícies de control de diferents aeronaus i es recomana un rang de valors de les magnituds que les defineixen: superfície, envergadura i corda; i en el cas de flaps i alerons la distància del centre de l'ala a la part interna del flap o aleró, veure Taula 3.3. Totes aquestes magnituds s'adimensionalitzen amb els paràmetres de la superfície sobre la que està instal·lada. A més a més es facilita un rang típic de deflexió δ de cada superfície. El criteri de signes de la deflexió de les superfícies de control (segons [15]) estableix que la deflexió positiva és aquella que genera un moment aerodinàmic positiu en un sistema ortogonal a dretes, lligat al cos de l'aeronau, on l'eix x' apunta endavant sent paral·lel al fuselatge, l'eix y' apunta cap a l'ala dreta i l'eix z' és vertical cap amunt. El signe dels alerons està referit a l'aleró dret.

TAULA 3.3: Valors de les dimensions de les superfícies de control recomanades a [15].

Elevador			Aleró			Timó		
Param.	min	max	Param.	min	max	Param.	min	max
$\frac{S_e}{S_H}$	0.15	0.4	$\frac{S_a}{S}$	0.03	0.12	$\frac{S_t}{S_V}$	0.15	0.35
$\frac{b_e}{b_H}$	0.8	1	$\frac{b_a}{b/2}$	0.2	0.4	$\frac{b_t}{b_V}$	0.7	1
$\frac{c_e}{c_H}$	0.2	0.4	$\frac{c_a}{c}$	0.15	0.3	$\frac{c_t}{c_V}$	0.15	0.4
$\delta_e [^\circ]$	-25	20	$\delta_a [^\circ]$	-25	20	$\delta_t [^\circ]$	-30	30

El timó de profunditat es calcula tenint en compte que es pugui mantenir l'avió equilibrat a la velocitat de pèrdua, mantenint cert marge de seguretat fins l'entrada en pèrdua de l'estabilitzador. A més a més es seleccionen els valors a dins del rang recomanat a la bibliografia. A la Fig. 3.24 es mostra el comportament aerodinàmic del NACA 0012 per diferents cordes del flap a $\delta = 25^\circ$ i $Re = 0.3 \times 10^6$ que és el Reynolds de l'estabilitzador horitzontal a velocitat de pèrdua. El coeficient de sustentació màxim augmenta de 1.1 fins a 1.6 en els tres casos estudiats. La diferència entre les diferents cordes del timó de profunditat és relativament petita. Addicionalment, com que el coeficient de sustentació màxim tampoc augmenta significativament amb la corda es, selecciona la mínima recomanada per reduir el moment aerodinàmic sobre la superfície deflactada, i.e.

$$\frac{c_e}{c_{\text{ref}_H}} = 0.2$$

Al disminuir c_e , també s'abarateix el cost de l'actuador i se'n redueix el pes.

Amb el propòsit de simplificar i abaratir la construcció de l'estabilitzador horitzontal s'adopta que l'envergadura de l'elevador és la mateixa que la de l'estabilitzador, d'aquesta forma no s'ha de fer cap encaix per l'elevador a l'estabilitzador. El coeficient de moment resultant de tot el conjunt, a angle de sustentació màxim, flectant el timó de profunditat $\delta_e = -25^\circ$ és de 0.3 aproximadament, per tant es garanteix sobradament la condició de poder equilibrar l'avió a velocitat de pèrdua. El coeficient de sustentació màxim del perfil de la cua és inferior a $|0.7|$, per tant hi ha suficient marge fins a l'entrada en pèrdua de la cua (veure Fig. 3.24). Per mantenir l'avió equilibrat a velocitat de pèrdua cal flectar el timó de profunditat $\delta_e = -11^\circ$.

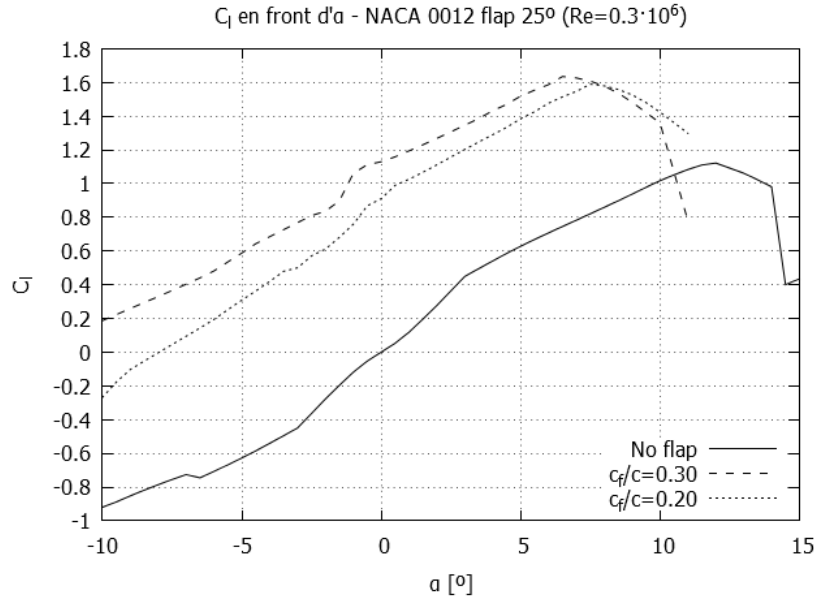


FIGURA 3.24: Coeficient de sustentació en front de l'angle d'atac per diferents cordes del flap a $\delta = 25^\circ$ ($Re = 0.3 \times 10^6$) - NACA 0012.

El timó de direcció i els alerons es dimensionen a partir de les mides recomanades a la bibliografia, amb l'objectiu principal d'obtenir una aproximació del moment aerodinàmic que es genera a les superfícies de control i així determinar quin tipus d'actuador és necessari. En fases més avançades del disseny s'haurien d'incloure criteris de maniobrabilitat i comprovar si es compleixen, encara que per operacions en bones condicions climàtiques aquest dimensionament hauria de ser suficient. Al gràfic de la Fig. 3.25 es presenta el coeficient de sustentació en front de l'angle d'atac del perfil per a diferents configuracions de flap a $\delta_e = 30^\circ$ i $Re = 0.3 \times 10^6$. En aquest cas es selecciona

$$\frac{c_t}{c_{refV}} = 0.3$$

S'adopta que l'envergadura del timó és tota la part que sobresurt per sobre de l'estabilitzador horitzontal, d'aquesta forma s'obté:

$$\frac{b_t}{b_V} = 1 - \frac{130}{480} = 0.73$$

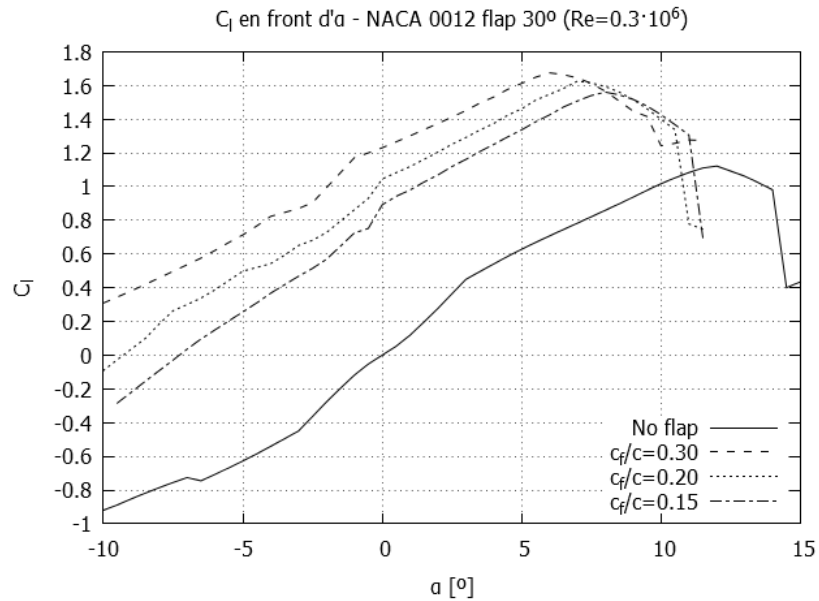


FIGURA 3.25: Coeficient de sustentació en front de l'angle d'atac per diferents cordes del flap a $\delta = 30^\circ$ ($Re = 0.3 \times 10^6$) - NACA 0012.

En referència als alerons, al gràfic de la Fig. 3.26 es presenten els resultats del coeficient de sustentació en funció de l'angle d'atac del NACA 3413 per a diferents configuracions de flap a $Re = 0.3 \times 10^6$ que és el Re de la punta d'ala a velocitat de pèrdua.

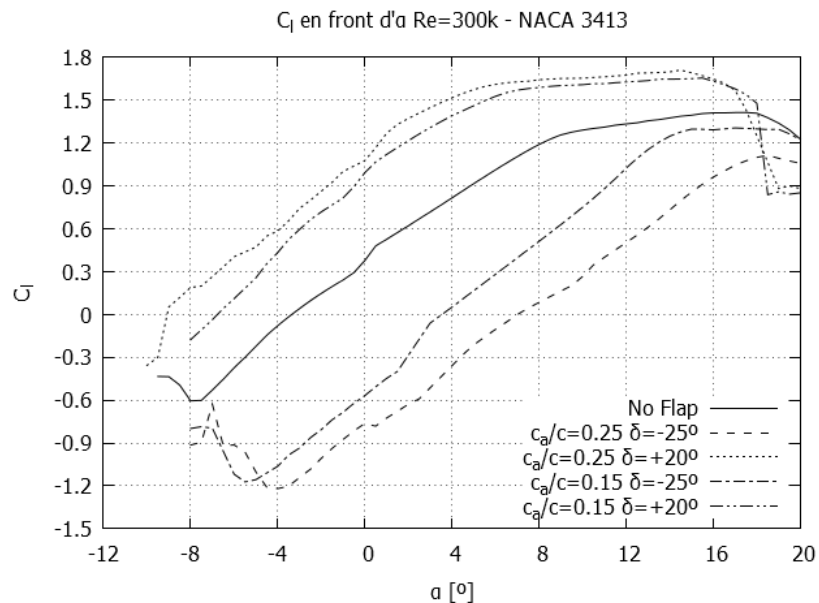


FIGURA 3.26: Coeficient de sustentació en front de l'angle d'atac per diferents configuracions de α ($Re = 0.3 \times 10^6$) - NACA 3413.

Analitzant els resultats s'adopta

$$\frac{c_a}{c} = 0.25$$

Per a deflexions positives del flap el coeficient de sustentació màxima no canvia significativament i el tipus d'entrada en pèrdua és similar per a diferents cordes del flap. En canvi per a deflexions negatives s'aconsegueix un increment del coeficient de sustentació significatiu per a alts angles d'atac al incrementar la corda del flap. Això és favorable, perquè en maniobres a baixa velocitat facilita el control lateral, ja que flectant asimètricament els alerons, en el cas límit només flectant amunt ($\delta_a < 0$) l'aleró del costat que es vol girar, s'aconsegueix una reducció de sustentació en aquest costat que genera un moment de balanceig reduint risc d'entrada en pèrdua de la zona dels alerons. Per aquest motiu es decideix tendir a cordes grans que augmenten el coeficient de sustentació a la zona on millor han de treballar. La longitud de l'aleró es fixa en el màxim recomanat:

$$\frac{b_a}{b/2} = 0.4$$

Als requeriments operacionals de disseny no hi ha cap distància mínima d'enlairament ni aterratge i per aquest motiu no es considera posar flaps. Tot i la no necessitat de reduir la longitud de pista a l'enlairament ni aterratge tenint els alerons llargs és possible emprar-los com a *flaperó*. Això s'aconsegueix flectant simètricament avall els alerons uns graus de forma constant però, des d'aquesta nova posició, mantenir la possibilitat de flectar-los asimètricament per mantenir el control lateral.

3.5 Recapitulació

En aquest capítol s'han obtingut els paràmetres que defineixen l'ala i els estabilitzadors mitjançant metodologies més acurades que les emprades al Cap. 2. Addicionalment s'ha profunditzat en l'estudi del fuselatge, calculant l'afectació a l'estabilitat estàtica longitudinal i a les actuacions. Per últim s'ha realitzat el dimensionament de les superfícies de control. Els resultats obtinguts en aquest capítol es detallen a les taules 3.4 i 3.5.

TAULA 3.4: Valors dels paràmetres obtinguts al disseny aerodinàmic (1).

Paràmetre	Valor
b [m]	4.2
MAC [mm]	497
S [dm ²]	201.6
AR	8.75
c_R [mm]	570
c_T [mm]	300
Estretament: λ	0.53
Fletxa: Λ [°]	0.0
Torsió: θ_T [°]	-1.5
α_{L_0} [°]	-2.6
$C_{L_{\max}}$	1.27
$C_{L_{\text{cr}}}$	0.4
Perfil alar	NACA 3413
$\frac{c_a}{c}$	0.25
$\frac{b_a}{b/2}$	0.4
i_w [°]	2.6
i_H [°]	0.8
b_H [mm]	1340
MAC _H [mm]	298
S_H [dm ²]	40
AR _H	4.5
l_H [mm]	1590
V_H	0.65
$\frac{c_e}{\text{MAC}_H}$	0.2
b_V [mm]	480
MAC _V [mm]	236.5
S_V [dm ²]	2×11
AR _V	2.1
l_V [mm]	1590
V_V	0.04
$\frac{c_t}{\text{MAC}_V}$	0.3
$\frac{b_t}{b_V}$	0.73

TAULA 3.5: Valors dels paràmetres obtinguts al disseny aerodinàmic (2).

Paràmetre	Valor
MTOW [kg]	46.6
PL [kg]	9
x_{cg} [mm]	164
$P_{instal\text{-}lada}$ [HP] (kW)	8.2(6.1)
Relació $\frac{P}{W}$ $\left[\frac{HP}{kg}\right]$	0.1767
v_s [km/h] (m/s)	66.0(18.3)
v_{cr} [km/h] (m/s)	95(26.4)
$\left(\frac{C_L}{C_D}\right)_{max}$	23.5

Capítol 4

Disseny estructural

En aquest capítol es presenta el disseny conceptual de l'estructura de l'aeronau. Adicionalment es calcula la càrrega externa a la que estan sotmeses les superfícies aerodinàmiques i s'estableixen les condicions per al disseny estructural amb detall, que queda fora d'aquest estudi. L'objectiu és fer la determinació del tipus d'estructura, sense entrar en el detall dels càlculs. Per últim es fa una estimació dels pesos dels principals components.

4.1 Ala

A continuació s'analitza l'ala des del punt de vista estructural. En primer lloc s'estudien diferents opcions per a l'estructura general de l'ala i es tria la més adequada. Posteriorment es calcula la distribució de forces i moments aplicada a l'ala degudes a les accions aerodinàmiques. Per últim es fa l'estimació del pes de l'ala.

4.1.1 Estructura

Els tipus d'estructures d'ala emprades en UAVs varien en funció de la mida. Els models Furos i Argos de CATUAV tenen una estructura molt utilitzada en models de ràdio control, principalment construïts amb fusta (normalment contraxapat i balsa) i entelats amb *oracover* o similar (veure Fig. 4.1). Aquestes estructures són molt lleugeres, però per contra al ser de fusta no tenen un bon comportament quan estan sotmesos a humitat o en contacte amb combustible. Adicionalment al estar entelats són molt delicats en la manipulació, davant de cops, etc. ja que l'entelat es perfora fàcilment. Un altre

problema d'aquest tipus d'estructura és el manteniment que requereixen; l'entelat es destensa i s'arruga davant de l'exposició al sol, això fa que s'hagi de tensar regularment aplicant escalfor amb una planxa. Des del punt de vista de la robustesa de l'operació i la facilitat de manteniment interessa evitar aquest tipus d'estructura.

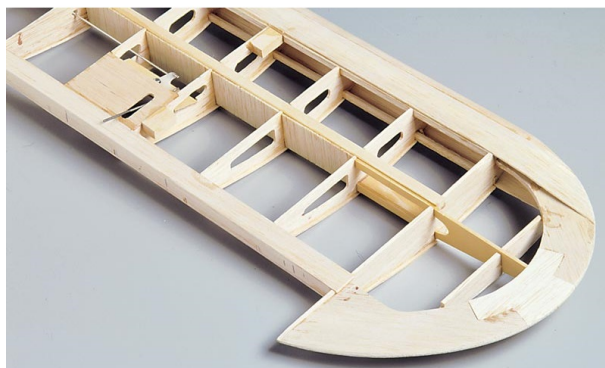


FIGURA 4.1: Estructura d'ala convencional¹ de fusta emprada al Furos i Argos, falta l'entelat amb *oracover* o similar.

Una evolució d'aquesta estructura, que la fa més lleugera és l'anomenada D-Box. Aquesta es caracteritza per tenir una pell de material compost a $\pm 45^\circ$ des de l'espessor màxim del perfil fins al caire d'atac que actua com a calaix de torsió. Aquest es tanca amb una biga amb nucli de balsa o un *foam* estructural com el Rohacell² amb material compost unidireccional orientat en la direcció de l'envergadura que absorbeix la major part del moment flector. La resta de l'ala es completa amb costelles de fusta reforçades amb material compost i entelat. A la Fig. 4.2 es mostra un esquema de l'estructura D-Box amb els diferents components. Tot i l'increment de cost de l'estructura D-Box i la gram reducció de pes encara té molts dels inconvenients de l'estructura convencional. Al estar entelada és molt delicada de manipular i s'ha de tensar regularment. També manté la poca durabilitat davant de la humitat i el contacte amb combustible.

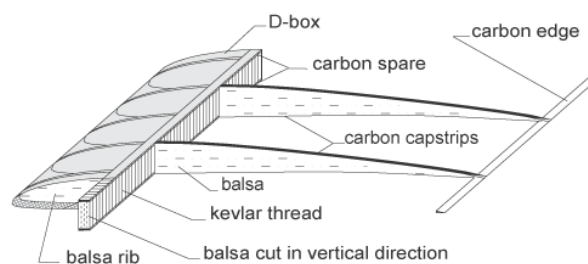


FIGURA 4.2: Estructura d'ala D-Box³ evolució de l'estructura convencional.

¹Imatge extreta de: <http://www.greatplanes.com>

²Veure www.rohacell.com/

³Imatge extreta de: <http://www.espritmodel.com/explanation-of-the-d-box-build-technology.aspx>

Si es tenen en compte les estructures de material compost, per a ales d'avions no tripulats hi ha dos grans tipologies que es diferencien en el nucli de l'ala. Una estratègia és fer una estructura sandvitx massissa, amb el nucli d'un polímer lleuger (normalment un *foam* estructural com el Rohacell o un *honeycomb*) i recobert amb material compost. L'altra estratègia consisteix en fer una ala buida. En aquest cas es fa una pell de pocs mil·límetres de gruix de tipus sandvitx. Normalment amb el nucli de Rohacell o fusta de balsa i recobert amb material compost per la part interior i exterior. Aquesta pell es reforça internament amb bigues, llarguers i costelles en cas de ser necessari, veure Fig. 4.3.

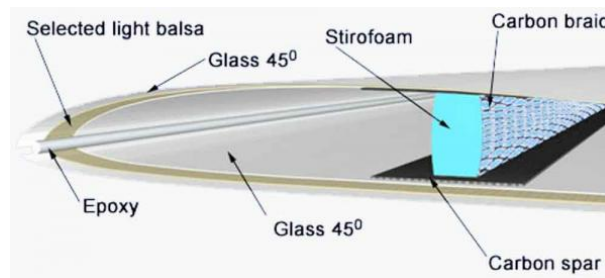


FIGURA 4.3: Estructura d'ala buida en material compost⁴.

Els models Bat-4 i Shadow-MK1 estan fabricats amb materials compostos, principalment de fibra de vidre. El principal inconvenient d'aquest tipus d'estructura és el major cost de fabricació. Per contra es poden fer estructures molt resistents, lleugeres i de baix manteniment. Tenint en compte els avantatges i els inconvenients dels dos tipus d'estructures es proposa fer una estructura de material compost, decisió també recolzada perquè l'UAV que es dissenya en aquest projecte té més similituds amb els models Bat-4 i Shadow-MK1 que amb l'Argos i el Furos. Un ala d'aquest tipus es desenvolupa, específicament la corresponent al Shadow-MK1, es desenvolupa en el Projecte Final de Carrera de Luis Fernández [16], amb dipòsits de combustible integrats. L'estructura de l'ala proposada és amb la pell de sandvitx amb un nucli de *foam* i recobert amb material compost, combinant fibra de vidre i de carboni.

Donades les similituds dels requeriments de l'ala del present projecte amb la dissenyada a [16], es proposa seguir la mateixa estructura i filosofia. De cara al futur treball del disseny estructural es vol remarcar, tal com s'ha comentat anteriorment, que l'ala es divideixi en tres trams per facilitar el transport del UAV i que el tram central es mantingui contigu per no generar una discontinuïtat a la secció amb major sol·licitació estructural.

⁴Imatge extreta de: <http://www.hyperflight.co.uk>

4.1.2 Determinació de càrregues

Per simetria de càrregues i geomètrica es pot estudiar la meitat de l'estructura de l'ala. Aquesta es considera una biga encastada en voladís, al centre de l'ala es situa l'encastament i l'extrem queda lliure. Les càrregues aplicades a l'ala són el pes de l'ala i les forces aerodinàmiques. El pes de l'ala alleugera el moment flector produït per la sustentació encara que la sustentació és significativament major ja que l'ala sustenta el pes complet de l'aeronau. En aquest estudi no es considera el pes de l'ala, considerant només les sol·licitacions aerodinàmiques. Tampoc es considera la càrrega produïda per la resistència, aquesta és petita i s'aplica en la direcció en que l'ala té molta inèrcia. La sol·licitació més exigent aplicada a l'ala és el moment flector i la distribució de tallant al llarg de l'envergadura que genera la sustentació. Addicionalment es considera el moment torçor causat pel moment aerodinàmic. Per obtenir la distribució de moment flector i tallant aplicada a l'ala es parteix de la distribució del coeficient de sustentació $C_l(y)$ obtinguda amb XFLR5. La distribució de sustentació per unitat de longitud es calcula amb l'equació

$$l(y) = q_\infty C_l(y) c(y) \quad (4.1)$$

La distribució de tallant $Q(y)$ es calcula amb l'equació (4.2) on ξ és una variable d'integració muda.

$$Q(y) = \int_y^{b/2} l(\xi) d\xi = \int_y^{b/2} q_\infty C_l(\xi) c(\xi) d\xi \quad (4.2)$$

La distribució de moment flector $M_B(y)$ es calcula integrant el moment que realitza cada secció $d\xi$ de l'ala al punt y on es vol obtenir el moment

$$M_B(y) = \int_y^{b/2} (\xi - y) l(\xi) d\xi = \int_y^{b/2} (\xi - y) q_\infty C_l(\xi) c(\xi) d\xi \quad (4.3)$$

Integrant numèricament la distribució del coeficient de sustentació per a la condició de creuer s'obtenen les càrregues de la Fig. 4.4. Per a detalls del mètode d'integració veure la Sec. C.3.

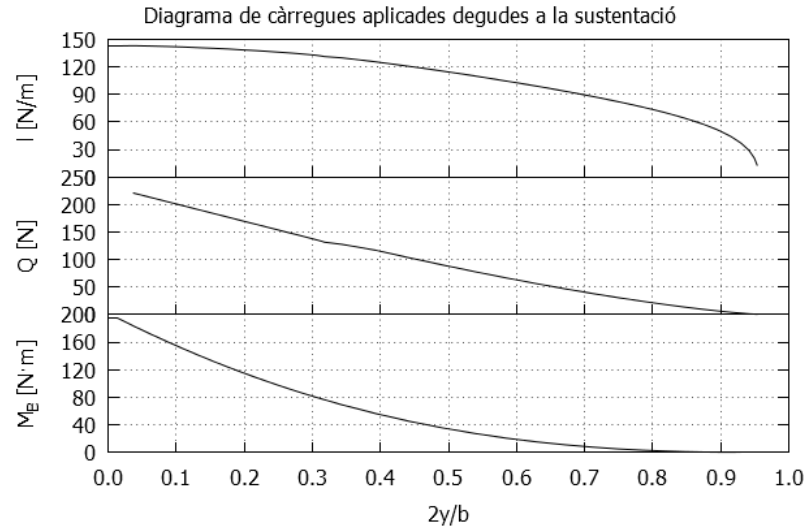


FIGURA 4.4: Distribució de sustentació, tallant i moment flector al llarg de l'envergadura en creuer.

A les càrregues aerodinàmiques calculades en aquest apartat cal afegir la massa de la pròpia ala, així com el moment i tallant que generen els tubs que uneixen els estabilitzadors a l'ala, tot i que els seus efectes són menors. També cal aplicar el factor de càrrega que es requereixi per operar (és usual considerar factors de càrrega de 2.5 i -1) i el factor de seguretat (en aplicacions d'aeronaus no tripulades s'apliquen factors al voltant de 1.5 respecte la màxima sol·licitació).

4.1.3 Estimació del pes estructural

A continuació, amb el valor de l'envergadura s'estima la massa de l'ala basada en la massa de l'ala de l'aeronau Shadow-MK1. Tal com s'ha comentat el grup ICARUS disposa d'un model a l'EETAC. Aquestes dades s'obtenen del Projecte Final de Carrera de Luis Fernández [16] on va dissenyar una ala per al Shadow-MK1 amb dipòsits de combustible a l'interior. Al treball s'indica que es va pesar l'ala i la massa és de 15.2 kg. El resultat d'aquest estudi va concloure que la massa de la nova ala dissenyada seria aproximadament 13 kg. La massa estimada per a l'ala de l'aeronau proposada es calcula amb la següent expressió:

$$W_{\text{Ala}} = W_{\text{Ala Shadow-MK1}} \frac{b}{b_{\text{Shadow-MK1}}} = 13 \frac{4.2}{5.2} = 10.5 \text{ kg}$$

Aquesta estimació és conservadora, en el sentit que sobreestima la massa, ja que la sol·licitació estructural és menor degut a la diferència de pes de les aeronaus i sobretot a

la menor envergadura, que redueix encara més el moment a l'encastament i permet una estructura més lleugera.

4.2 Fuselatge

L'estructura del fuselatge ha de ser capaç de contenir els 9 kg de càrrega de pagament, el dipòsit de combustible, el motor a la part posterior, el tren d'aterratge i la unió amb l'ala. Als models Bat-4, Shadow-MK1 i SIERRA la solució emprada als tres models és una estructura semi-monocasc amb el casc de material compost de fibra de vidre. El model SIERRA té el compartiment de càrrega extraïble tal com es mostra a la Fig. 4.5, en el present projecte es proposa emprar un sistema similar.



FIGURA 4.5: Model SIERRA amb el compartiment de càrrega desmuntat⁵.

4.2.1 Compartiment de càrrega

Els requeriments operacionals estableixen que l'accés a la zona de càrrega ha de ser molt fàcil, per facilitar la instal·lació dels equips embarcats. Després de valorar diferents opcions es proposa realitzar un fuselatge semi-monocasc, amb la particularitat de disposar d'un compartiment extraïble per la part superior del fuselatge. Aquest compartiment extraïble consisteix en una estructura metàl·lica que segueix les arestes del volum disponible. L'estructura metàl·lica disposa de forats al llarg de totes les arestes permetent cargolar diferents safates o altres utensilis per donar suport a l'electrònica embarcada. Amb aquest sistema, al retirar el marc metàl·lic de l'aeronau, es pot accedir còmodament a tot el volum disponible. Addicionalment es poden tenir diferents estructures amb diferents càrregues de pagament per ésser intercanviades en qualsevol moment, amb molt

⁵Imatge extreta de: <https://blogs.nasa.gov/CASIE/author/mfladeland/page/2/>

poc cost addicional. A la Fig. 4.6 es mostra un esquema del disseny. Una vegada s'introdueix el mòdul queda fixat per diferents punts mitjançant cargols, encara que en la fase de disseny més detallada d'aquest aspecte també es podrien valorar mètodes d'unió ràpida.

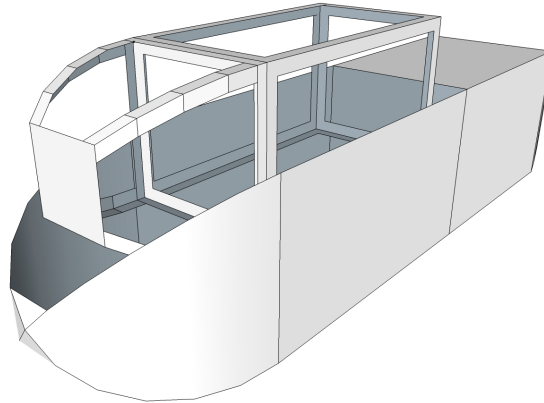


FIGURA 4.6: Esquema del compartiment de càrrega i el mòdul extraïble.

4.3 Estabilitzadors i tubs de cua

Els tipus d'estructura dels estabilitzadors són molt semblants a la de l'ala. Tot i que la sol·licitació estructural és menor, tenint en compte criteris de manteniment i durabilitat, també es proposa utilitzar una estructura de material compost. En aquest estudi només es realitza una estimació bàsica del pes estructural per poder fer el centrat preliminar de l'aeronau, quedant el disseny i dimensionament estructural fora de l'abast del projecte.

Com que no es disposa de dades d'altres aeronaus i només és necessària una estimació inicial del pes, que no cal que sigui molt acurada, es procedeix a calcular el pes aproximant-lo a partir del pes de l'ala principal. Es considera que el pes per unitat de superfície es manté constant de l'ala als estabilitzadors. Es calcula el pes estructural per unitat de superfície de l'ala principal i es multiplica per la superfície dels estabilitzadors. Els resultats obtinguts es presenten a la Taula 4.1.

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{\text{ala}} = 5.2 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2}$$

TAULA 4.1: Pes estructural dels estabilitzadors.

Estabilitzadors	Pes [kg]
Horitzontal	2.08
Vertical	1.14
Total	3.22

Els tubs de cua connecten els estabilitzadors amb l'ala. La sol·licitació principal a la que estan sotmesos és el moment flector que transmeten, degut a la força vertical que fa l'estabilitzador horitzontal per equilibrar i maniobrar l'aeronau. Aquest moment es pot calcular a partir del coeficient de moment amb comandaments fixats de l'aeronau en funció de la velocitat, gràfic de la Fig. 4.7. A partir dels coeficients de moment màxims aproximats a velocitat de pèrdua i a velocitat màxima (126 km/h, veure Sec. 5.1.3.2), -0.2 i 0.04, respectivament; es calcula el moment dimensional amb la velocitat aerodinàmica corresponent a cada cas. S'obtenen els valors de -36 Nm i 26 Nm. Per tant la condició crítica és a velocitat de pèrdua amb un moment de -36 Nm que ha de generar la cua per equilibrar l'aeronau. El dimensionament dels tubs de cua queda fora de l'abast d'aquest projecte. En fases més avançades del disseny s'han d'aplicar els factors de càrrega corresponents, així com els coeficients de seguretat que es considerin oportuns.

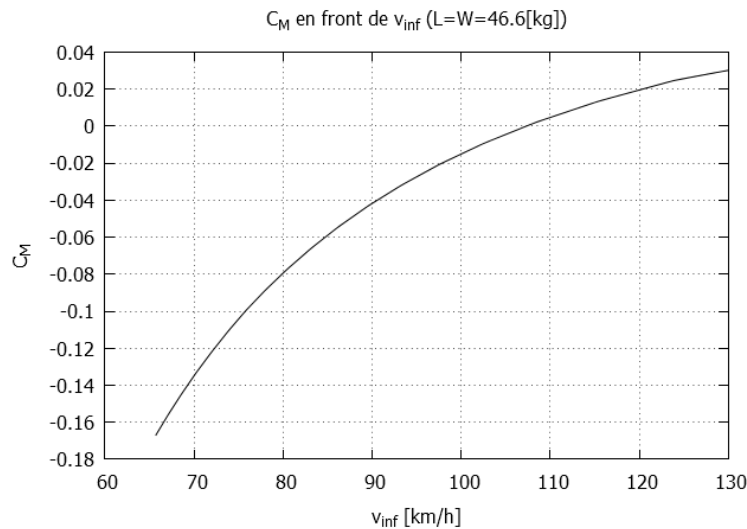


FIGURA 4.7: Coeficient de moment en front de la velocitat aerodinàmica amb comandaments fixats.

4.4 Actuadors

A partir del moment a la frontissa de cada superfície de control a deflexió i velocitat màxima de vol es determinen uns actuadors comercials adients per a ser instal·lats. La velocitat màxima de vol es calcula a la Sec. 5.3 (veure Taula 5.4) per al càlcul dels actuadors es considera $v_{\infty_{\max}} = 126.1$ km/h. El càlcul es fa mitjançant XFLR5 per a cada superfície de control aïllada a angle d'atac 0° . A la Taula 4.2 es presenten els resultats obtinguts.

TAULA 4.2: Moment a la frontissa de les diferents superfícies de control $v_{\infty_{\max}} = 126.1$ km/h.

	Elevador	Aleró		Timó (un costat)
δ [°]	-25.0	-25.0	20.0	30.0
Moment [N·m]	0.79	1.36	-1.85	0.63
Moment [kg·cm]	8.1	13.9	-18.9	6.4

Analizant els resultats es desprèn que els moments obtinguts no són excessivament grans i no és difícil trobar actuadors amb aquests requeriments. Per exemple, el Savox SB-2231SG⁶ especifica entre 32 kg·cm i 40 kg·cm a uns 130\$ de cost, per tant genera entre un 50% i un 100% més de moment que el màxim requerit a l'aleró. Des del punt de vista de la seguretat, es recomana posar un mínim de dos actuadors per superfície, ambdós amb la capacitat de generar la totalitat del moment. D'aquesta forma s'aconsegueix tenir un sistema redundat i transmetre millor el moment a la superfície de control, alleugerint la càrrega de torsió que ha de suportar l'estructura de la superfície de control. Preu minimitzar el cost es poden triar actuadors menys potents per als estabilitzadors, de tal manera que s'adeqüin millor als requeriments de cada superfície. Al mercat hi ha disponibles actuadors assequibles i que s'ajusten a les necessitats. Per tant, es conclou que no és necessari dissenyar cap mecanisme de reducció de moment de les superfícies de control. No es proposa cap actuator concret per a les diferents superfícies de control degut al temps que queda perquè s'hagin d'adquirir, moment en que s'haurà de fer un estudi de mercat.

⁶http://www.savoxusa.com/Savox_SB2231SG_Brushless_Digital_Servo_p/savsb2231sg.htm

4.5 Posició del centre de gravetat

Per qüestions d'estabilitat, la posició del centre de gravetat es pot moure dins d'un determinat rang de valors. La posició més endarrerida es determina limitant la pendent del C_{M_α} . Al endarrerir el centre de gravetat la pendent d'estabilitat es redueix i per tant la posició del centre de gravetat més endarrerida possible és la que fa que $C_{M_\alpha} = -0.015$. Fent l'estudi amb XFLR5 i afegint la contribució del moment aerodinàmic del fuselatge s'obté que

$$x_{cg \max} = 210 \text{ mm}$$

La posició més avançada que es pot situar el centre de gravetat està limitada pel timó de profunditat. Al avançar el centre de gravetat la pendent d'estabilitat es fa més negativa, per tant es fa més estable. Per contra, cal realitzar més força amb el timó de profunditat per poder maniobrar l'aeronau. La posició més avançada del centre de gravetat es considera que és el límit en el que el timó de profunditat pot compensar el moment a velocitat de pèrdua. Realitzant els càlculs amb XFLR5 i afegint la contribució del moment aerodinàmic del fuselatge s'obté que

$$x_{cg \min} = 30 \text{ mm}$$

4.5.1 Centrat

A continuació es calcula la posició del centre de gravetat a partir dels pesos i posició dels diferents components de l'aeronau. Per aconseguir que el centre de gravetat sigui proper a l'establert per criteris d'estabilitat a la Sec. 3.3 s'ha de modificar l'estimació inicial de la longitud del fuselatge, ja que falta més pes al morro de l'aeronau. Tenint en compte aquest condicionant, la longitud del fuselatge es fixa en aproximafament 2000 mm. A la Taula 4.3 es presenta una estimació dels pesos i posició dels diferents components i a la Fig. 4.8 se'n presenta un esquema. La referència de posició es situa al caire d'atac de l'ala i la distància positiva indica que està per darrere del caire d'atac.

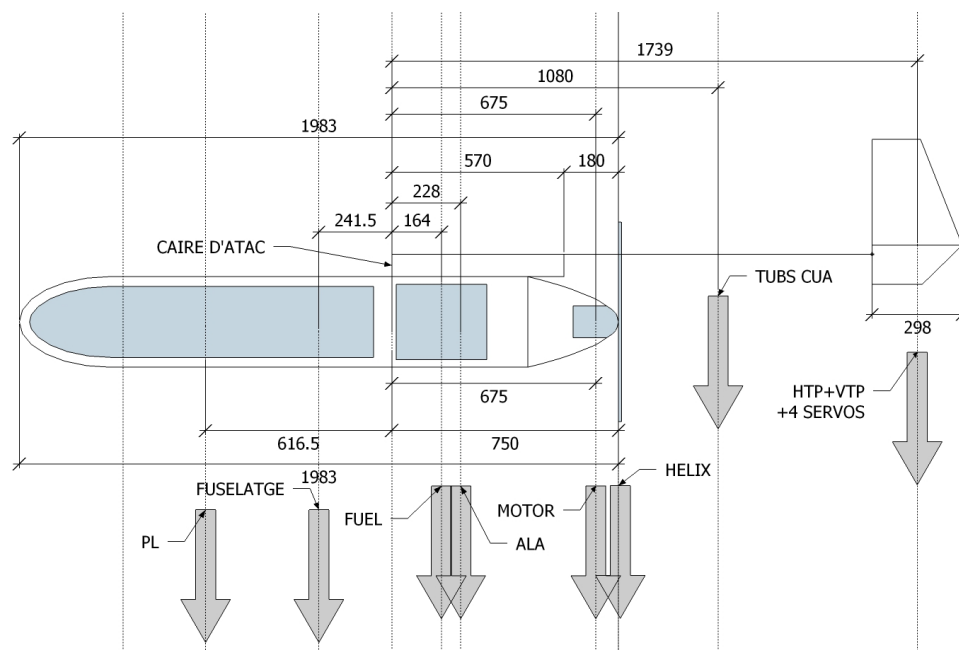


FIGURA 4.8: Posició dels diferents components per al centrat de l'aeronau (Dimensions en mm).

A partir del MTOW, la càrrega útil i el pes de combustible es calcula el pes operatiu en buit (OEW), és a dir, el pes de l'aeronau a falta de la càrrega útil i el combustible. El OEW s'ha repartit en els diferents components de l'aeronau, fent un estudi del que pesen alguns components comercials com l'hèlix i els actuadors.

$$\text{OEW} = 26.5 \text{ kg}$$

TAULA 4.3: Pes i posició dels diferents components per al centrat de l'aeronau.

Component	Pes [kg]	Distància [mm]	Moment [kg mm]
HTP+VTP	3.22	1739	5599.58
Motor (incl. Alternador)	3	675	2025
Ala	10.5	228	2394
Tubs de cua	2	1080	2160
PL	9	-616.5	-5548.5
Combustible	11.1	164	1820.4
Propeller	0.4	750	300
Fuselatge	7	-241.5	-1700.16
4 Servos cua	0.34	1739	591.26
Total	46.6		7641.58

A partir del sumatori de moments i del pes total es calcula la posició del centre de gravetat:

$$x_{cg} = \frac{7641.58}{46.6} = 164 \text{ mm}$$

Cal destacar que el dipòsit de combustible es situa molt aprop del centre de gravetat per tal a mesura que disminueixi el combustible no influeixi a l'estabilitat del UAV. Des del punt de vista de la operació amb diferents càrregues de pagament, s'ha de situar el centre de gravetat dins dels marges establerts, que cal revisar en estudis posteriors intentant que sigui el més proper a 164 mm des del caire d'atac.

4.6 Recapitulació

En aquest capítol s'ha fet un estudi preliminar del tipus d'estructura de l'ala, estabilitzadors i fuselatge. També s'ha calculat la sol·licitació estructural de l'ala, component estructural més crític, així com el moment necessari per accionar les diferents superfícies de control. També s'ha determinat que el moment que transmeten els tubs de cua, entre l'estabilitzador horitzontal i l'ala és de -36 Nm en condició de vol més crítica, que és per equilibrar l'aeronau a velocitat de pèrdua. Mitjançant criteris de potència de comandament i estabilitat s'ha calculat el marge de posicions del centre de gravetat, aquest es presenta a la Taula 4.4.

TAULA 4.4: Marge de posicions del centre de gravetat.

$x_{cg \text{ min}}$ [mm]	30
$x_{cg \text{ max}}$ [mm]	210

Cal remarcar que la longitud del fuselatge s'ha modificat a 2000 mm per tal que el centre de gravetat de l'aeronau estigui dins d'un marge acceptable segons criteris d'estabilitat i potència de comandament. Si bé aquesta modificació afecta lleugerament els resultats de resistència i moment aerodinàmic del fuselatge, la metodologia aplicada al càlcul del comportament aerodinàmic del mateix és aproximada i per aquest motiu no es tornen a calcular els resultats amb la nova longitud. En aquesta etapa del disseny es busca una aproximació preliminar. Per últim a la Taula 4.5 es presenta l'estimació de pesos dels components més importants de l'aeronau.

TAULA 4.5: Pes dels diferents components de l'aeronau.

Component	Pes [kg]
Ala	10.5
HTP	2.08
VTP	1.14
Motor (incl. Alternador)	3
Tubs de cua	2
PL	9
Combustible	11.1
Fuselatge	7

El tren d'aterratge no s'ha tractat perquè el disseny en detall queda fora de l'abast del projecte. Només es vol remarcar que aquest ha de ser de tipus tricicle, una roda al davant i dues al darrere, com els models Bat-4, Shadow-MK1 i SIERRA. Els avantatges del tren d'aterratge de tipus tricicle respecte el patí de cua són, major seguretat a l'aterratge, ja que permet aplicar un fre a les rodes; posició horitzontal del fuselatge que permet treballar-hi millor, entre altres. El pes del tren d'aterratge es considera inclòs al del fuselatge.

Capítol 5

Actuacions

En aquest capítol es presenta el càlcul d'operacions de l'aeronau. En primer lloc es fa un estudi més detallat del conjunt propulsor. Posteriorment es presenten els càlculs de les actuacions en creuer i ascens per a un conjunt d'hèlix recomanades pel fabricant. En aquest treball no es seleccionarà una hèlix en concret, sinó que s'analitzaran els avantatges i inconvenients, quedant la decisió final per etapes de disseny més avançades. També cal destacar que per als càlculs s'ha tingut en compte la deflexió del timó de profunditat per canviar l'angle d'equilibri. Això aporta la resistència induïda i paràsita associada a la cua per a cada punt d'operació.

5.1 Conjunt propulsor

En aquesta secció es presenta un estudi més detallat del motor i l'hèlix. L'objectiu és obtenir la potència disponible P_D , per les diferents hèlix que recomana el fabricant, en funció de la velocitat de vol.

5.1.1 Motor

Del motor Hirth 4102 no s'ha trobat informació més detallada, però a [17] es presenten dades experimentals d'un model amb cilindrada semblant, el BME 116-Xtreme de 116 cc també amb configuració de 2 cilindres oposats. Les hèlix recomanades per als dos motors són del mateix rang de diàmetre i pas. Es fa un ajust de les dades proporcionades a [17] per treballar amb elles, considerant que el comportament del Hirth 4102 és similar, però escalant les revolucions de potència màxima de 6500 RPM del BME a les 6000 RPM

màximes que detalla la informació del Hirth 4102. La potència màxima es deixa en 7.4 HP mesurats al BME. Les dades que es necessiten per a realitzar el model del motor que es fa servir en aquest estudi són la relació entre la potència entregada P_m i les revolucions de gir del motor Ω_m ; i el consum de combustible. Al gràfic de la Fig. 5.1 es presenten les dades i l'ajust polinòmic de segon grau emprat (5.1). S'utilitza un polinomi de segon grau per tal que la potència pugui tenir un màxim a revolucions menors que el màxim rang d'operació, d'aquesta forma el programa que s'ha implementat per a realitzar els càlculs pot treballar amb ajustos lineals i de segon grau.

$$\begin{aligned} P_m &= p_2 \Omega_m^2 + p_1 \Omega_m + p_0 = \\ &= -1.9141 \Omega_m^2 + 3.8098 \times 10^{-2} \Omega_m - 1.3446 \times 10^4 \text{ W} \end{aligned} \quad (5.1)$$

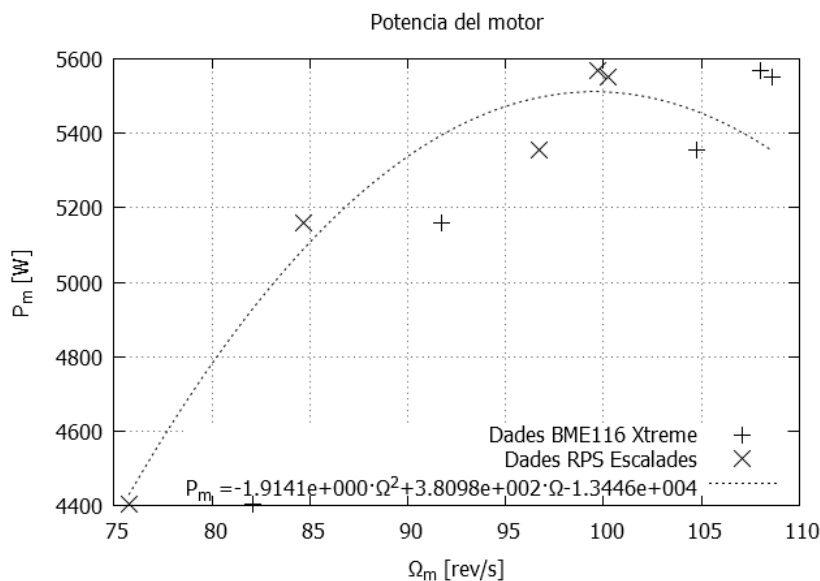


FIGURA 5.1: Potència del motor BME 116 Xtreme (dades extretes de [17]) i ajust.

Per al càlcul de les actuacions és més adient treballar amb el consum específic c_P definit com

$$c_P = \frac{f}{P_m} \quad (5.2)$$

on $f \frac{\text{gr}}{\text{min}}$ és el cabal màssic de combustible per a una potència entregada P_m . El consum específic també depèn, entre altres, de l'alçada i de les revolucions, però de forma preliminar s'obté un valor constant a partir de les dades de que es disposa. Per això es considera una densitat del combustible de $0.74 \frac{\text{kg}}{\text{l}}$ i prenent la mitja del consum específic

dels 5 punts experimentals de [17] el c_P resulta

$$c_P = 12 \frac{\text{gr}}{\text{min HP}}$$

5.1.2 Hèlix

Les hèlix es modelitzen amb dues corbes característiques, la tracció adimensional (5.4) i la potència absorbida adimensional (5.5). A partir d'ajustos experimentals, o per algun procediment de càlcul, s'han d'obtenir les corbes del coeficient de tracció $C_T = C_T(J)$ i del coeficient de potència absorbida $C_P = C_P(J)$, sent J la relació d'avanç:

$$J = \frac{v_\infty}{\Omega_H \phi} \quad (5.3)$$

on v_∞ és la velocitat de vol, Ω_H la velocitat de rotació en revolucions per segon [rps] i ϕ el diàmetre de l'hèlix en m.

$$C_T = \frac{T}{\rho \phi^2 (\Omega_H \phi)^2} \quad (5.4)$$

$$C_P = \frac{P_H}{\rho \phi^2 (\Omega_H \phi)^3} \quad (5.5)$$

La relació entre la potència absorbida P_H , les revolucions de gir Ω_H i el parell resistent Q_H és:

$$P_H = 2\pi \Omega_H Q_H \quad (5.6)$$

El rendiment de l'hèlix es defineix com el quocient entre la potència propulsiva obtinguda ($T v_\infty$) i la potència absorbida a l'eix (P_H):

$$\eta_H = \frac{T v_\infty}{P_H} = J \frac{C_T}{C_P} \quad (5.7)$$

5.1.2.1 Model hèlix

Com que no es disposa de dades experimentals, els coeficients adimensionals que modelitzen l'hèlix es calculen amb el programa *Prop Selector* que està basat en la memòria tècnica de la NASA n° 698 [18] (veure Apèndix B). A partir de les dades del programa es calculen els ajustos polinòmics de tercer grau dels coeficients adimensionals:

$$C_T = C_{T_0} + C_{T_1} J + C_{T_2} J^2 + C_{T_3} J^3 \quad (5.8)$$

$$C_P = C_{P_0} + C_{P_1}J + C_{P_2}J^2 + C_{P_3}J^3 \tag{5.9}$$

Als gràfics de les figures 5.2 i 5.3 es presenta el coeficient de tracció i de potència, respectivament, dels 5 punts d'operació calculats amb *Prop Selector* i els ajustos polinòmics de tercer grau.

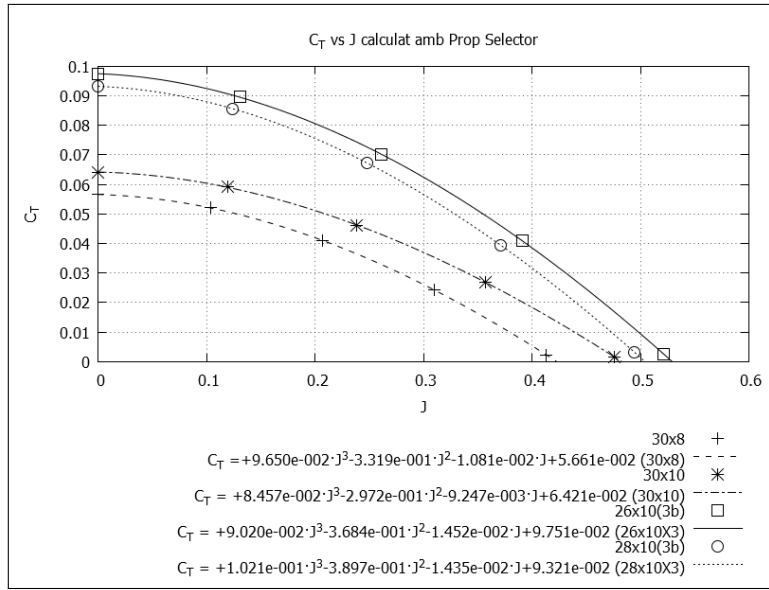


FIGURA 5.2: Coeficient de tracció de les hèlix en funció de *J* obtinguts amb *Prop Selector* i ajusts polinòmics.

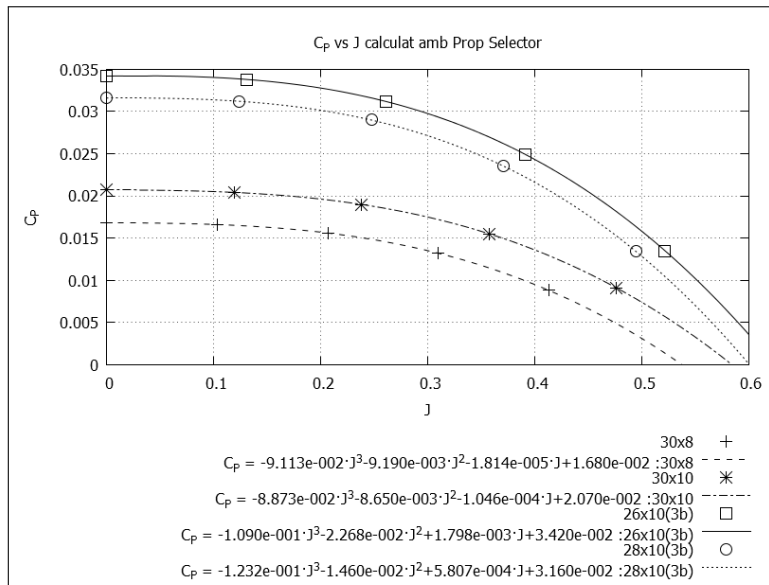


FIGURA 5.3: Coeficient de potència de les hèlix en funció de *J* obtinguts amb *Prop Selector* i ajusts polinòmics.

Al gràfic de la Fig. 5.4 es presenta el rendiment dels 5 punts d'operació calculats, les

línies que connecten els punts són una interpolació cúbica per il·lustrar la tendència de les dades.

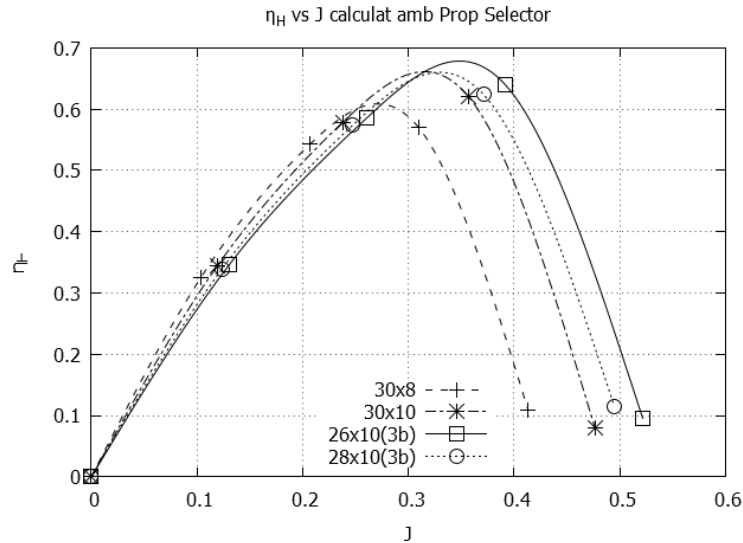


FIGURA 5.4: Rendiment de les hèlix en funció de J obtinguts amb *Prop Selector* (Corba obtinguda amb una *c spline* per il·lustrar la tendència de les dades).

Els coeficients dels ajustos polinòmics de les hèlix recomanades pel fabricant obtinguts amb *Prop Selector* es presenten a les taules 5.1 i 5.2.

TAULA 5.1: Valors dels ajustos polinòmics dels coeficients de tracció i potència de les hèlix bi-pala.

Hèlix	30 × 8		30 × 10	
Grau\Coef	C_T	C_P	C_T	C_P
0	5.661×10^{-2}	1.680×10^{-2}	6.421×10^{-2}	2.070×10^{-2}
1	-1.081×10^{-2}	-1.814×10^{-5}	-9.247×10^{-3}	-1.046×10^{-4}
2	-3.319×10^{-1}	-9.190×10^{-3}	-2.972×10^{-1}	-8.650×10^{-3}
3	9.650×10^{-2}	-9.113×10^{-2}	8.457×10^{-2}	-8.873×10^{-2}

TAULA 5.2: Valors dels ajustos polinòmics dels coeficients de tracció i potència de les hèlix tri-pala.

Hèlix	26 × 10(3b)		28 × 10(3b)	
Grau\Coef	C_T	C_P	C_T	C_P
0	9.751×10^{-2}	3.420×10^{-2}	9.321×10^{-2}	3.160×10^{-2}
1	-1.452×10^{-2}	1.798×10^{-3}	-1.435×10^{-2}	-5.807×10^{-4}
2	-3.684×10^{-1}	-2.268×10^{-2}	-3.897×10^{-1}	-1.460×10^{-2}
3	9.020×10^{-2}	-1.090×10^{-1}	1.021×10^{-1}	-1.232×10^{-1}

La tracció i la potència absorbida es poden escriure com:

$$T = \rho\phi^2 C_T (\Omega_H \phi)^2 \quad (5.10)$$

$$P_H = \rho\phi^2 C_P (\Omega_H \phi)^3 \quad (5.11)$$

Partint de l'ajust polinòmic del coeficient de tracció (5.8) i introduint la definició de J , s'obté:

$$C_T = C_{T_0} + C_{T_1} \frac{v_\infty}{\Omega_H \phi} + C_{T_2} \left(\frac{v_\infty}{\Omega_H \phi} \right)^2 + C_{T_3} \left(\frac{v_\infty}{\Omega_H \phi} \right)^3 \quad (5.12)$$

Substituint l'equació (5.12) en (5.10), s'obté l'expressió de $T = T(\Omega_H, v_\infty)$:

$$\begin{aligned} T(\Omega_H, v_\infty) &= \rho\phi^2 (\Omega_H \phi)^2 C_{T_0} + \rho\phi^2 v_\infty (\Omega_H \phi) C_{T_1} + \\ &+ \rho\phi^2 v_\infty^2 C_{T_2} + \rho\phi^2 v_\infty^3 \frac{1}{\Omega_H \phi} C_{T_3} \end{aligned} \quad (5.13)$$

Anàlogament amb la potència absorbida de l'hèlix s'obté:

$$C_P = C_{P_0} + C_{P_1} \frac{v_\infty}{\Omega_H \phi} + C_{P_2} \left(\frac{v_\infty}{\Omega_H \phi} \right)^2 + C_{P_3} \left(\frac{v_\infty}{\Omega_H \phi} \right)^3 \quad (5.14)$$

$$\begin{aligned} P_H(\Omega_H, v_\infty) &= \rho\phi^2 (\Omega_H \phi)^3 C_{P_0} + \rho\phi^2 v_\infty (\Omega_H \phi)^2 C_{P_1} + \\ &+ \rho\phi^2 v_\infty^2 (\Omega_H \phi) C_{P_2} + \rho\phi^2 v_\infty^3 C_{P_3} \end{aligned} \quad (5.15)$$

5.1.3 Acoblament motor - hèlix

Abans de tractar les diferents condicions de vol i maniobres es presenta una metodologia per obtenir els paràmetres de funcionament de l'hèlix i el motor. Els dos casos d'interès que es tracten són tracció o potència propulsiva i velocitat de vol imposades; i potència màxima i velocitat de vol imposades.

5.1.3.1 Tracció o potència propulsiva i velocitat de vol imposades

En el cas de tracció o potència propulsiva i velocitat de vol imposades es parteix de l'equació (5.13), es multiplica per $(\Omega_H \phi)$ i es manipula per obtenir.

$$\begin{aligned} 0 &= \rho\phi^2 C_{T_0} (\Omega_H \phi)^3 + \rho\phi^2 v_\infty C_{T_1} (\Omega_H \phi)^2 + \\ &+ (\rho\phi^2 v_\infty^2 C_{T_2} - T) (\Omega_H \phi) + \rho\phi^2 v_\infty^3 C_{T_3} \end{aligned} \quad (5.16)$$

Tenint en compte que la tracció T s'obté dividint la potència per la velocitat

$$T = \frac{P}{v_\infty} \quad (5.17)$$

la tracció i la velocitat de vol v_∞ són conegudes i l'equació (5.16) és un polinomi de tercer grau en $(\Omega_H R)$. En conseqüència, (5.16) es pot expressar com:

$$0 = a_3 (\Omega_H \phi)^3 + a_2 (\Omega_H \phi)^2 + a_1 (\Omega_H \phi) + a_0 \quad (5.18a)$$

On,

$$a_3 = \rho \phi^2 C_{T_0} \quad (5.18b)$$

$$a_2 = \rho \phi^2 v_\infty C_{T_1} \quad (5.18c)$$

$$a_1 = \rho \phi^2 v_\infty^2 C_{T_2} - T \quad (5.18d)$$

$$a_0 = \rho \phi^2 v_\infty^3 C_{T_3} \quad (5.18e)$$

L'equació (5.18) es resol mitjançant el mètode de Newton-Raphson, descrit al Apèndix C.1.

Una vegada es coneix la velocitat angular de gir Ω_H s'aplica la igualtat de potències a l'hèlix (5.15) i a l'eix del motor (5.1), i tenint en compte que no hi ha reductora de velocitat, s'obté que la potència del motor ha de ser la mateixa que la de l'hèlix.

$$P_m = P_H = Q_m \Omega_m = Q_H \Omega_H \quad (5.19)$$

Si la potència obtinguda amb l'equació (5.19) és menor o igual que la potència màxima que pot entregar el motor (5.1) és possible volar a la velocitat i tracció definides a l'inici. Per volar a la velocitat imposada s'ha de regular el paràmetre de control del motor Π que regula la potència del motor. Amb el consum específic i la potència absorbida es calcula el consum de combustible amb l'equació (5.2).

5.1.3.2 Potència màxima i velocitat de vol imposades

La tracció que genera l'hèlix depèn de la potència que li entrega el motor, per tal d'avaluar la tracció s'igualava la potència absorbida a l'hèlix a la potència entregada pel motor. Per tal de resoldre les equacions involucrades es proposa la següent metodologia. A partir de la igualtat de potències de l'hèlix i el motor, equacions (5.15) i (5.1) s'obté

un polinomi de tercer grau en $(\Omega_H\phi)$.

$$0 = b_3 (\Omega_H\phi)^3 + b_2 (\Omega_H\phi)^2 + b_1 (\Omega_H\phi) + b_0 \quad (5.20a)$$

on,

$$b_3 = \rho\phi^2 C_{P_0} \quad (5.20b)$$

$$b_2 = \rho\phi^2 v_\infty C_{P_1} - \frac{p_2}{\phi^2} \quad (5.20c)$$

$$b_1 = \rho\phi^2 v_\infty^2 C_{P_2} - \frac{p_1}{\phi} \quad (5.20d)$$

$$b_0 = \rho\phi^2 v_\infty^3 C_{P_3} - p_0 \quad (5.20e)$$

L'equació (5.20) també es resol mitjançant el mètode de Newton-Raphson, descrit a la Apèndix C.1. Una vegada es coneixen les revolucions de gir del motor s'obté el consum a partir de l'equació Fig. 5.2.

A continuació es presenten els resultats del motor acoblat a les quatre hèlix recomanades pel fabricant operant a potència màxima. Al gràfic de la Fig. 5.5 es presenta la tracció màxima en funció de la velocitat.

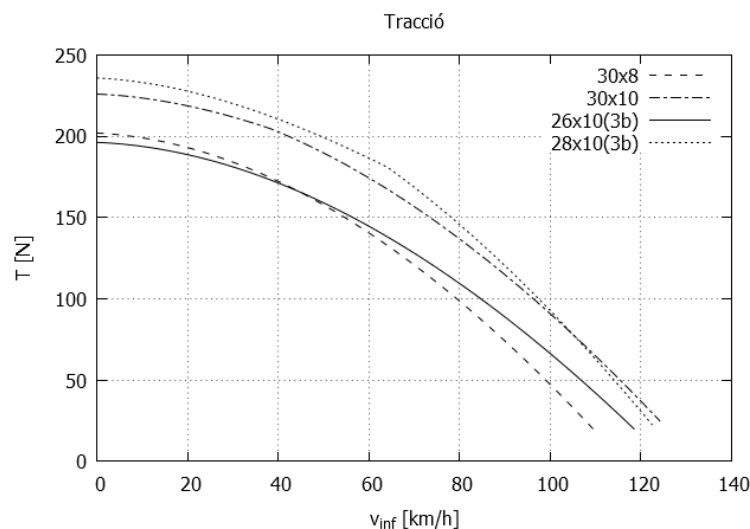


FIGURA 5.5: Tracció màxima en funció de la velocitat.

La potència disponible en funció de la velocitat es presenta al gràfic de la Fig. 5.6 i al gràfic de la Fig. 5.7 es presenta el rendiment propulsiu a potència màxima en funció de la velocitat.

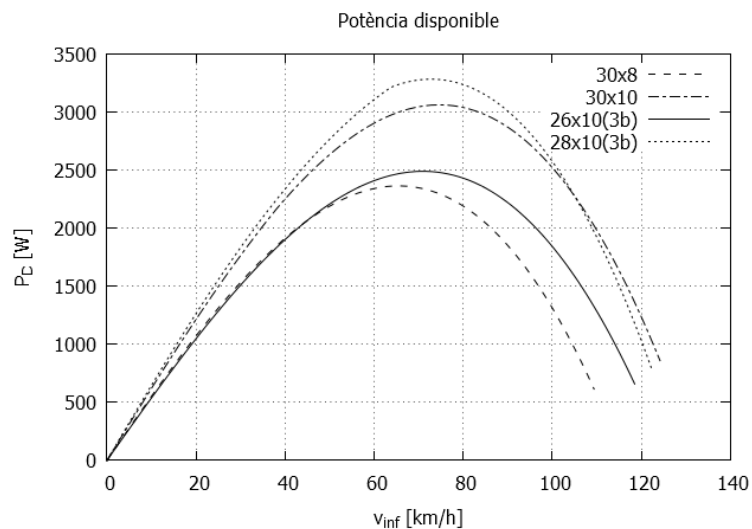


FIGURA 5.6: Potència disponible en funció de la velocitat.

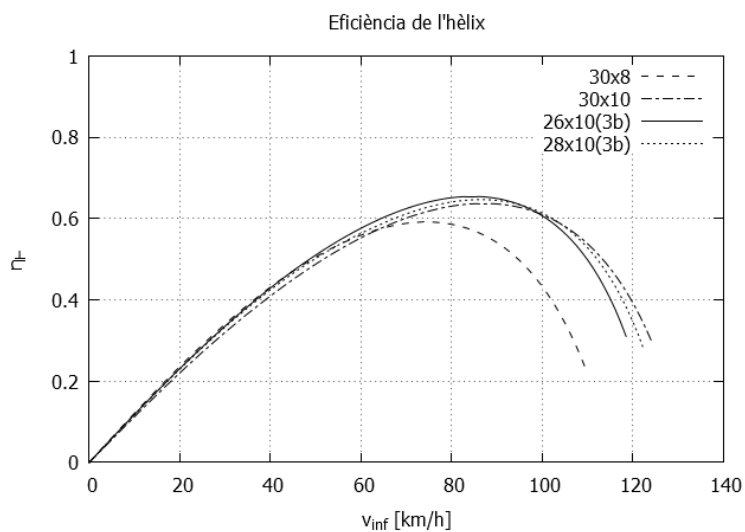


FIGURA 5.7: Rendiment de les hèlix a potència màxima en funció de la velocitat.

Finalment, al gràfic de la Fig. 5.8 es presenten les revolucions d'equilibri a potència màxima del motor (Resolent l'eq. (5.20)) en funció de la velocitat, tenint en compte la limitació d'operació del motor de 6000 RPM màximes.

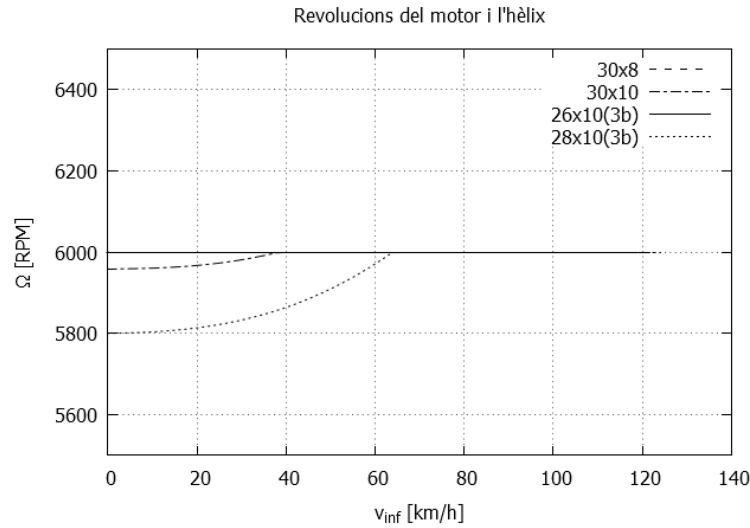


FIGURA 5.8: Revolucions d'equilibri del motor i l'hèlix a potència màxima.

5.2 Creuer

Una vegada determinades les característiques del conjunt motor-hèlix, s'analitza l'etapa de creuer que es caracteritza per un vol horitzontal i rectilini a una determinada velocitat. L'estudi es centra en calcular l'autonomia e [h] i l'abast R [km] al muntar un conjunt motor-hèlix a l'avió. A més es determinen les condicions d'operació del motor i l'hèlix per conèixer millor com treballa cada component i avaluar la possibilitat d'optimitzar aquest aspecte en fases posteriors del disseny.

El procediment a seguir és el següent. A partir de les condicions de vol simètric, horitzontal, rectilini i estacionari:

$$\begin{cases} W = L \\ T = D \end{cases} \quad (5.21)$$

S'obté la tracció necessària com:

$$T = \frac{D}{L}W = \frac{W}{E} \quad (5.22)$$

On:

$$E = \frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} \quad (5.23)$$

Per tant al fixar la velocitat de vol la tracció necessària queda determinada per l'equació (5.22). Al conèixer la tracció necessària per mantenir el vol horitzontal i rectilini, a una determinada velocitat, v_∞ , a partir de l'equació (5.18) es pot determinar la velocitat angular de l'hèlix, Ω_H , necessària per a generar la tracció que iguala la resistència de l'avió. Els paràmetres d'operació del motor i hèlix es calculen seguint la metodologia de la Sec. 5.1.3.1. Cal destacar que s'ha menyspreat la pèrdua de massa de combustible durant el vol, però com que el resultat que s'obté quan la massa és constant és més conservador es fa servir aquest model simplificat. L'autonomia es calcula amb el consum específic (5.2), la potència entregada pel motor i la massa de combustible m_c [kg] mitjançant l'equació

$$e = c_P P_{ABS} m_c \quad (5.24)$$

L'abast es calcula multiplicant l'autonomia per la velocitat de vol.

$$R = e v_\infty \quad (5.25)$$

Els resultats s'obtenen considerant 15l de combustible. A la Taula 5.3 es presenta l'autonomia i abast màxim per a les diferents hèlix recomanades pel fabricant del motor. Al gràfic de la Fig. 5.9 es presenta l'autonomia en funció de la velocitat de vol per a les 4 hèlix recomanades pel fabricant.

TAULA 5.3: Resultats d'actuacions en creuer.

Hèlix	30 × 8	30 × 10	26 × 10(3b)	28 × 10(3b)
Autonomia Max. [h] ^a	12	14	16	14
$v_{\infty \text{aut max}}$ [km/h]	79	79	79	79
Abast Max. [km] ^b	950	1150	1250	1150
$v_{\infty R \text{ max}}$ [km/h]	79	79	79	79

^aA menys velocitat s'obté una autonomia major, però no és segur operar tant aprop de la pèrdua, per això es considera la velocitat un 20% superior de la velocitat de pèrdua.

^bA menys velocitat s'obté un abast major en alguns casos, però no és segur operar tant aprop de la pèrdua, per això es considera la velocitat com a mínim un 20% superior de la velocitat de pèrdua.

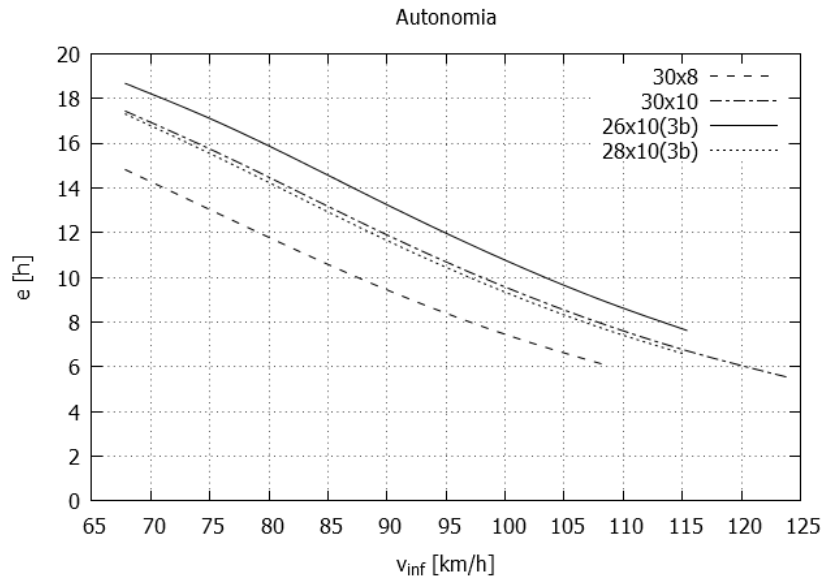


FIGURA 5.9: Autonomia en funció de la velocitat de vol.

L'abast en funció de la velocitat de vol, per a les 4 hèlix recomanades pel fabricant, es presenta al gràfic de la Fig. 5.10.

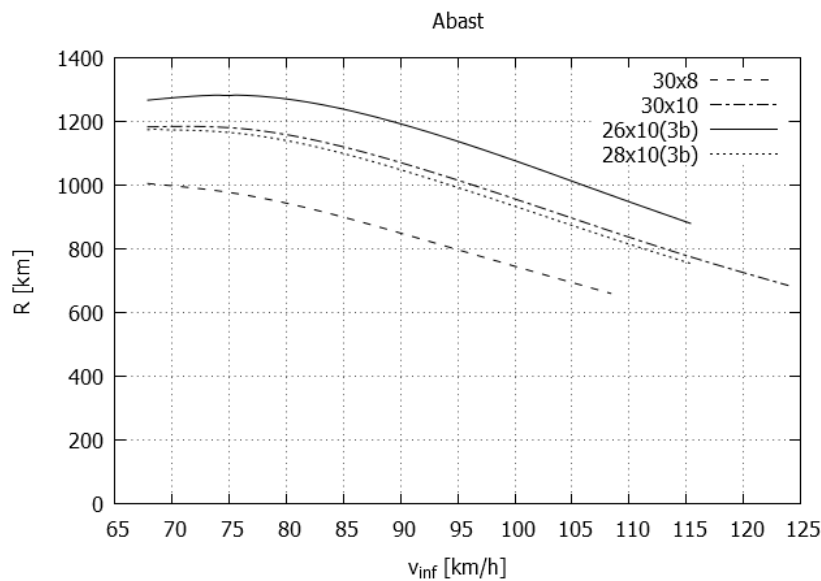


FIGURA 5.10: Abast en funció de la velocitat de vol.

Al gràfic de la Fig. 5.11 es presenta el consum del motor en funció de la velocitat de vol per a les 4 hèlix recomanades pel fabricant.

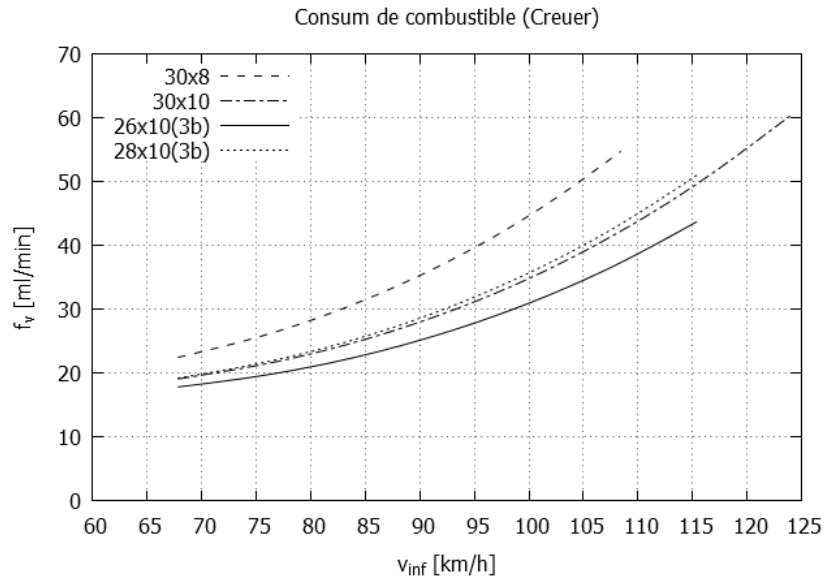


FIGURA 5.11: Consum del motor en funció de la velocitat de vol de creuer.

Finalment, al gràfic de la Fig. 5.12 es presenten les revolucions de gir per minut d'equilibri del motor i l'hèlix en funció de la velocitat de vol per a les 4 hèlix recomanades pel fabricant.

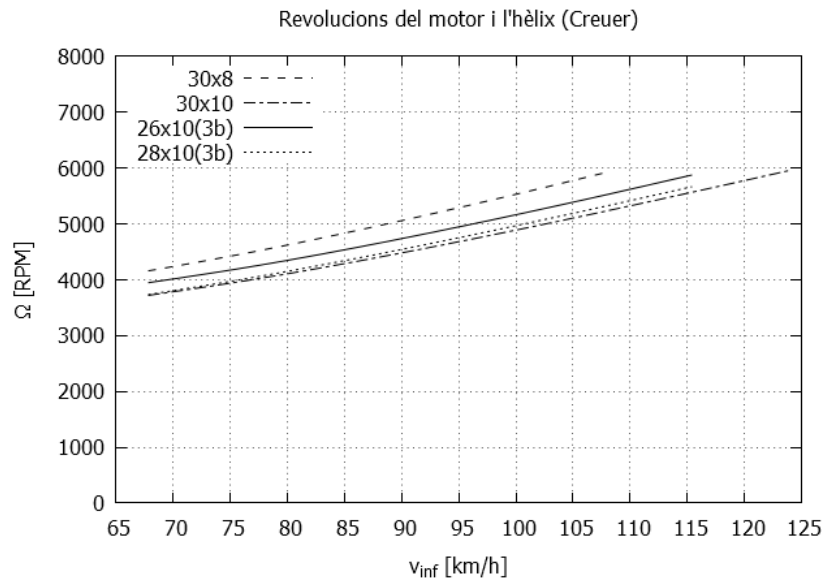


FIGURA 5.12: Revolucions d'equilibri del motor i l'hèlix en funció de la velocitat de vol de creuer.

5.3 Ascens i velocitat màxima

L'etapa d'ascens es caracteritza per una trajectòria ascendent en línia recta a velocitat constant. Per a diferents velocitats aerodinàmiques i configuració del paràmetre Π es tindran diferents condicions d'angle d'ascens i velocitat vertical. Aquests són els paràmetres principals d'interès en ascens, a més s'obtenen els paràmetres de funcionament del motor i l'hèlix. Per calcular l'ascens es parteix de les expressions del vol estacionari en un pla vertical en eixos vent:

$$\begin{cases} T - D = W \sin(\gamma) \\ L = W \cos(\gamma) \end{cases} \quad (5.26)$$

L'aeronau que es dissenya té una relació T/W petita, per tant es pot assumir que l'angle d'ascens és petit $\gamma \ll 1$. Aquesta hipòtesi s'ha de confirmar amb els resultats numèrics obtinguts.

$$\begin{cases} T - D = W\gamma \\ L = W \end{cases} \quad (5.27)$$

La potència necessària P_N per al vol i la disponible P_D en el motor-hèlix són, respectivament:

$$P_N = Dv_\infty \quad (5.28)$$

$$P_D = Tv_\infty \quad (5.29)$$

Per calcular la potència disponible s'avalua la tracció que genera l'hèlix a Π màxim per a cada velocitat (veure Fig. 5.5), i s'aplica l'equació (5.29). La velocitat màxima de vol es calcula igualant la potència disponible a la necessària. A la taula Taula 5.4 es presenta la velocitat màxima per a les diferents hèlix. Al gràfic de la Fig. 5.13 es presenta la potència necessària i disponible en funció de la velocitat de vol i hèlix.

TAULA 5.4: Resultats d'actuacions en ascens i velocitat màxima.

Hèlix	30 × 8	30 × 10	26 × 10(3b)	28 × 10(3b)
$v_{\infty\max}$ [km/h]	110.5	126.1	119.2	123.6
$v_{\text{asc}(\max)}$ [m/s] ^a	4.0	5.5	4.2	6.0
$v_{\infty v_{\text{asc}(\max)}}$ [km/h]	72.0	75.2	72.1	75.2
γ_{\max} [°] ^b	10	14.0	12	16
$v_{\infty\gamma_{\max}}$ [km/h]	79	79	79	79

^aA 67.9 km/h s'obté una velocitat d'ascens major, però no és segur operar tant aprop de la pèrdua, per això es considera la velocitat d'ascens a un 20% superior de la velocitat de pèrdua.

^bA velocitat de pèrdua (66.0 km/h) s'obté un angle d'ascens major, però no és segur operar tant aprop de la pèrdua, per això es considera l'angle d'ascens a un 20% superior de la velocitat de pèrdua.

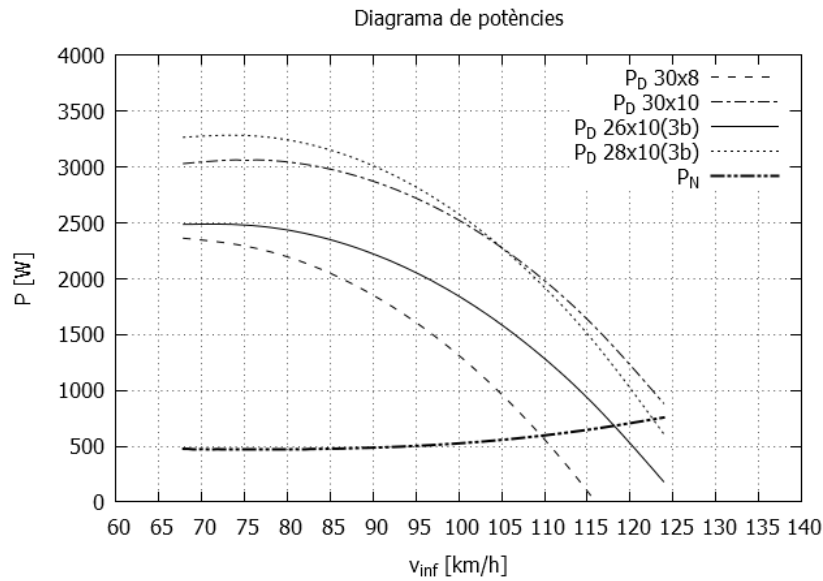


FIGURA 5.13: Potència necessària i disponible en funció de la velocitat de vol.

A partir de les equacions (5.27) l'angle d'ascens s'expressa com:

$$\gamma = \frac{T - D}{W} \quad (5.30)$$

Multiplicant i dividint, a la dreta, per la velocitat aerodinàmica s'obté:

$$\gamma = \frac{Tv_{\infty} - Dv_{\infty}}{Wv_{\infty}} \quad (5.31)$$

Substituint les equacions de la potència necessària (5.28) i disponible (5.29) l'angle d'ascens s'expressa com:

$$\gamma = \frac{P_D - P_N}{W v_\infty} \quad (5.32)$$

La velocitat d'ascens s'expressa com:

$$v_{asc} = v_\infty \gamma = \frac{P_D - P_N}{W} \quad (5.33)$$

Per tal d'avaluar l'angle i la velocitat d'ascens, cal conèixer el pes, la potència necessària i la potència disponible. Per obtenir els paràmetres de funcionament de l'hèlix i el motor per a $\Pi = 1$ determinat s'ha d'aplicar el procediment de la Sec. 5.1.3.2. Mitjançant aquest procediment es coneix la potència disponible i es poden aplicar les equacions (5.32) i (5.33). Al gràfic de la Fig. 5.14 es presenta l'angle d'ascens màxim en funció de la velocitat de vol.

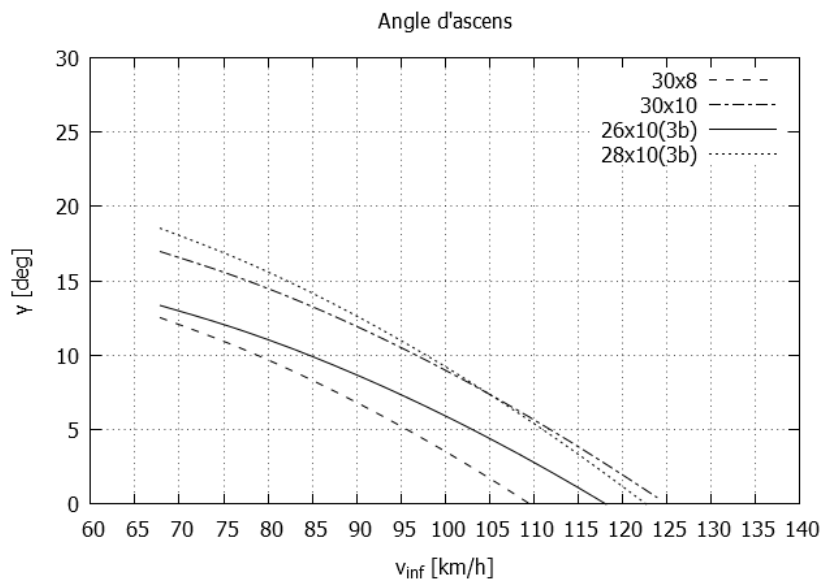


FIGURA 5.14: Angle d'ascens màxim en funció de la velocitat de vol.

Al gràfic de la Fig. 5.15 es presenta la velocitat d'ascens màxima en funció de la velocitat de vol.

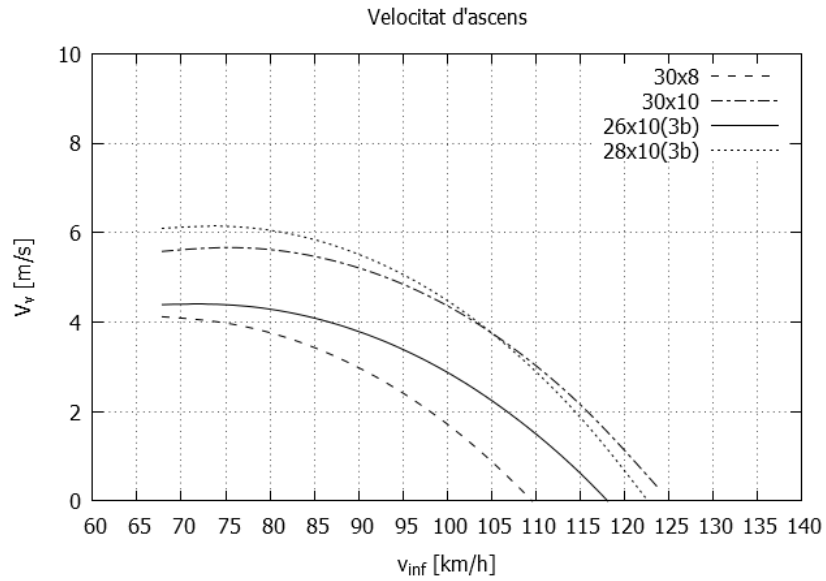


FIGURA 5.15: Velocitat d'ascens màxima en funció de la velocitat de vol.

5.4 Recapitulació

En aquest capítol s'han calculat les actuacions de l'aeronau per a les diferents hèlix recomanades pel fabricant del motor. S'han seleccionat tres hèlix de les quatre recomanades pel fabricant i s'ha descartat l'ús de la 30×8 , degut al baix rendiment en tots els aspectes d'operació. L'hèlix $26 \times 10(3b)$ és la més adient per missions on l'autonomia i abast són els aspectes més importants, en detriment de l'excés de potència durant l'enlairament i el vol. Per a missions on es requereix major maniobrabilitat, capacitat d'ascens i menor longitud d'enlairament es recomana l'ús de les hèlix 30×10 i $28 \times 10(3b)$. A la Taula 5.5 es resumeixen els resultats de les actuacions obtingudes per a les hèlix seleccionades.

TAULA 5.5: Resultats d'actuacions de les hèlix seleccionades.

Hèlix	30 × 10	26 × 10(3b)	28 × 10(3b)
Autonomia Max. [h] ^a	14	16	14
$v_{\infty_{\text{aut max}}}$ [km/h]	79	79	79
Abast Max. [km] ^b	1150	11250	1150
$v_{\infty_{\text{R max}}}$ [km/h]	79	79	79
$v_{\infty_{\text{max}}}$ [km/h] ^c	126.1	119.2	123.6
$v_{\text{asc(max)}}$ [m/s]	5.5	4.2	6.0
$v_{\infty_{v_{\text{asc(max)}}}}$ [km/h]	79	79	79
γ_{max} [°] ^d	14.0	12	16
$v_{\infty_{\gamma_{\text{max}}}}$ [km/h]	79	79	79

^aA menys velocitat s'obté una autonomia major, però no és segur operar tant aprop de la pèrdua, per això es considera la velocitat un 20% superior de la velocitat de pèrdua.

^bA menys velocitat s'obté un abast major en alguns casos, però no és segur operar tant aprop de la pèrdua, per això es considera la velocitat com a mínim un 20% superior de la velocitat de pèrdua.

^cA velocitat de pèrdua (66.0 km/h) s'obté un angle d'ascens major, però no és segur operar tant aprop de la pèrdua, per això es considera l'angle d'ascens a un 20% superior de la velocitat de pèrdua.

^dA velocitat de pèrdua (66.0 km/h) s'obté un angle d'ascens major, però no és segur operar tant aprop de la pèrdua, per això es considera l'angle d'ascens a un 20% superior de la velocitat de pèrdua.

Cal destacar que la velocitat de creuer s'ha vist reduïda considerablement. El motiu és que el punt d'operació òptim de les hèlix (veure Fig. 5.16) no s'adequa al punt d'operació òptim de l'aeronau. Per millorar aquest aspecte es proposa revisar el conjunt d'hèlix seleccionades. També s'hauria de revisar la potència instal·lada, ja que per desplaçar el punt d'operació òptim de les hèlix a velocitats més altes s'ha d'augmentar el pas. Al augmentar el pas també augmenta la potència absorbida a l'hèlix. Això va en detriment de les actuacions en ascens i enlairament, ja que augmentar el pas fa que la potència disponible es desplaci a velocitats més altes. Analitzant el conjunt de dades fa sospitar que el valor obtingut al disseny conceptual Sec. 2.2.5 és menor que l'òptim per a l'aeronau resultant. Per a hèlix tant petites el rendiment propulsiu és baix, i per tant aquest aspecte s'ha de tenir molt present.

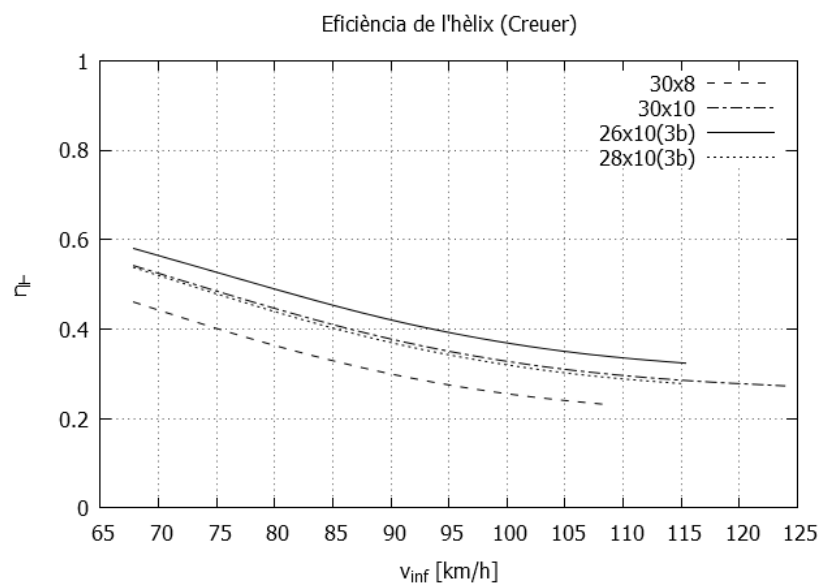


FIGURA 5.16: Rendiment de les hèlix en front de la velocitat aerodinàmica en condicions de creuer.

Capítol 6

Pressupost

Aquest pressupost recull les despeses generades per realitzar el projecte i una estimació del cost de mà d'obra que hagués tingut en cas d'haver-se tractat d'un projecte realitzat per una empresa. El cost de la mà d'obra es divideix en dos perfils d'enginyer: júnior i sènior. El cost del perfil d'enginyer júnior es considera de 15.5 €/h, aquest valor es calcula considerant un sou brut anual de 24000 € en 12 pagues. El cost del perfil d'enginyer sènior es considera de 27.7 €, aquest valor es calcula considerant un sou brut anual de 42000 € en 12 pagues. El cost de les llicències de programari utilitzat és nul, ja que s'ha realitzat mitjançant programari lliure. El cost del desgast de l'equipament informàtic es considera menyspreable en front de la seva vida útil, com tampoc es considera el cost d'instal·lacions o infraestructura, ja que no s'ha requerit de cap infraestructura especial. A la Taula 6.1 es presenta el pressupost detallat.

TAULA 6.1: Pressupost del desenvolupament del projecte.

Descripció	Quantitat	Cost/u. €	Cost €
Mà d'obra			
Hores júnior	450	15.5	6975
Hores sènior	50	27.7	1385
Documentació			
Impressió (3 memòries)	450	0.04	18
Enquadernat	3	2	6
Suport digital (CD)	3	1	3
Total			8387 €

Capítol 7

Conclusions

En aquest projecte es porta a terme el disseny preliminar d'una aeronau no tripulada destinada al desenvolupament i assaig de sistemes d'abord en base als requeriments operacionals proposats pel grup d'investigació ICARUS de l'Escola d'Enginyeria de Telecomunicació Aeroespacial de Castelldefels (EETAC). A més per al disseny s'ha tingut en compte el marc regulador d'aeronaus no tripulades per a ús civil més recent, que ha estat publicat durant el desenvolupament d'aquest treball.

A l'inici del projecte s'ha realitzat una cerca d'informació sobre UAVs comercials existents i s'ha constatat la manca d'informació al respecte, degut als pocs models disponibles, i que és un sector encara en expansió. Tot i això, s'han aconseguit les dades necessàries per iniciar el disseny preliminar mitjançant mètodes estadístics i de semblança, que han permès obtenir uns valors de les magnituds principals del problema. En el disseny conceptual s'ha aconseguit obtenir un valor de la majoria de paràmetres, sense que després entressin en conflicte entre ells. Incloent el dimensionament de la planta propulsora.

És important senyalar que durant el transcurs del projecte s'ha publicat normativa que regula aquest tipus d'aparell, que s'ha recollit en aquest projecte. Aquesta està en una etapa provisional, encara de redacció, on els diferents països i òrgans internacionals reguladors, intenten actualitzar la normativa per tal que reflecteixi i empari l'estat actual de la tecnologia aplicada als UAVs. L'operació d'UAVs civils per a usos comercials és un tema d'actualitat. Setmanalment, a nivell local i nacional, es publiquen diferents informacions al respecte, ja sigui per anunciar productes nous o noves empreses que s'obren pas en el sector. Algunes d'elles iniciades des de la pròpia comunitat UPC. En aquest treball s'ha trobat la franja dins del marc legal que permetrà operar amb

l'aeronau proposada. Malauradament, degut als requeriments operacionals, el marc legal requerirà matricular l'aeronau i obtenir el certificat d'aeronavegabilitat, el que comportarà un volum de feina important. En aquest sentit es recomana que el procés de certificació s'iniciï durant les properes fases de disseny, tal com ja ha fet alguna empresa del sector privat per obtenir el certificat de tipus (e.g. el grup everis Aeroespacial, Defensa y Seguridad). Al sector públic (Universidad de Vigo) també s'ha aconseguit autorització per realitzar treballs aeris amb UAVs. Acordar amb l'administració quins criteris s'han de seguir durant la fase de disseny sembla el camí més directe per obtenir la certificació, ja que encara no existeix un estàndard.

En relació amb el disseny aerodinàmic de l'ala i estabilitzadors, en aquest treball s'han estudiat tots els aspectes essencials, i possibles punts de millora. L'anàlisi s'ha realitzat mitjançant programari lliure àmpliament contrastat per a aquest tipus d'aplicacions. S'ha calculat i dissenyat els estabilitzadors tenint en compte l'estabilitat estàtica longitudinal. En aquest aspecte s'han aplicat diferents criteris, entre ells la pròpia experiència de l'autor en altres dissenys realitzats, construïts i volats prèviament amb èxit. L'estudi aerodinàmic s'ha complementat amb l'estudi del fuselatge. La complexitat del mateix ens ha fet decidir-nos per una metodologia aproximada; en etapes més avançades del projecte s'hauria de fer un estudi més detallat.

L'estudi de l'estructura no ha estat tant extens com l'estudi aerodinàmic o d'actuacions. Aquest s'ha centrat en proposar i referenciar, des del punt de vista conceptual, el tipus d'estructura a desenvolupar en treballs futurs. S'ha fet un estudi acurat de la sol·licitació estructural de l'ala en creuer i indicat com procedir en etapes posteriors del disseny estructural. A més s'han estimat els pesos dels diferents components estructurals, que ha permès centrar l'aeronau per complir amb els requeriments d'estabilitat. Per aconseguir això, ha estat necessari augmentar la longitud del fuselatge obtinguda preliminarment. Aquest augment de longitud va en favor de l'espai disponible de càrrega, però per contra, fa que el fuselatge sigui més pesat. Per tant aquest aspecte s'ha d'estudiar en detall en fases més avançades del disseny.

Adicionalment, en aquest treball també s'han calculat els moments necessaris per moure les superfícies de control. S'han trobat actuadors assequibles i que compleixen els requeriments necessaris al mercat, i per tant s'ha descartat la necessitat de dissenyar sistemes de reducció del moment a les superfícies de control, que complicarien i encaririen la fabricació del model.

En referència als requeriments operacionals, el capítol d'actuacions ha constatat que l'aeronau compleix el requeriment d'autonomia proposat pel grup d'investigació ICARUS,

juntament amb el de càrrega de pagament i altitud d'operació. Tot i considerar que no es perd massa durant el vol l'autonomia màxima és àmpliament superior a la requerida. Per aquest motiu es considera que aquest requeriment es podrà complir tot i les possibles modificacions del disseny que s'hagin de fer en fases més avançades del disseny i vagin en detriment d'aquest aspecte. Per aquests estudis ha estat necessari determinar les característiques del conjunt propulsor, per un costat analitzant el comportament del motor, i per un altre el de les hèlix. Les actuacions de l'aeronau s'han calculat amb quatre hèlix proposades pel fabricant, el que permetrà seleccionar la més adequada per a cada tipus d'operació. A més de l'estudi d'autonomia s'ha realitzat un estudi d'abast i de les actuacions en ascens. L'estudi d'enlairament i aterratge s'ha deixat fora de l'abast perquè no és un tema crític en l'operació d'aquesta aeronau. Normalment operarà en pistes destinades a aviació general, i per tant la longitud disponible serà molt superior a la necessària. També cal destacar que s'han detectat indicis que el grup propulsor no està perfectament en sintonia amb l'aeronau. Per tant, s'hauria de revisar aquest aspecte per intentar que el punt d'operació òptim del conjunt motor-hèlix coincideixi amb el punt d'operació òptim de l'aeronau. A priori, els estudis realitzats indiquen que seria necessari instal·lar més potència i/o hèlix amb major pas.

Com a material addicional, en aquest treball es presenten dos apèndix amb la informació més rellevant sobre els programaris utilitzats per al càlcul aerodinàmic i d'hèlix (XFLR5 i *Prop Selector*, respectivament). En aquests es demostra la validesa que tenen en l'àmbit d'aplicació d'aquest projecte mitjançant comparacions amb resultats experimentals. Addicionalment al programari esmentat, s'ha desenvolupat una aplicació en C++ que resol les actuacions de creuer i ascens. El programa consisteix en una aplicació de consola que rep les dades aerodinàmiques de l'aeronau, les corbes característiques de les hèlix i el model del motor; i resol les diferents descrites al Cap. 5.

Per últim cal destacar que, durant el desenvolupament del disseny del UAV s'han complert tots els requeriments proposats que han afectat els diferents temes tractats. Alguns d'ells, com la reducció de vibracions al compartiment de càrrega, no s'han tractat perquè han quedat fora de l'abast del projecte. Tot i això, no s'ha trobat cap indicatiu de que no es puguin satisfer en les següents etapes del disseny.

Apèndix A

Programari XFOIL & XFLR5

A continuació es descriu el programari utilitzat per al càlcul de coeficients aerodinàmics: XFOIL per al cas bidimensional i XFLR5 per al tridimensional. A més de la descripció de les característiques bàsiques es presenta un estudi de validació per al rang d'aplicació d'aquest projecte.

A.1 XFOIL

XFOIL es va començar a desenvolupar per Mark Drela al *Massachusetts Institute of Technology* (MIT) al 1986, durant el projecte d'un avió de propulsió humana, el MIT Daedalus. Posteriorment Harold Youngren es va unir al desenvolupament. Actualment el codi es considera congelat a la versió 6.99 i encara que si sorgeixen errors es miraran de corregir no es preveuen noves implementacions. XFOIL està escrit en FORTRAN-77, és una aplicació de consola i es distribueix sota llicència *GNU General Public License* (GPL).

La formulació no viscosa que implementa XFOIL és un mètode de panells amb distribució de vorticitat lineal. Per defecte fa servir 160 panells; el temps d'execució per a unes condicions de Re i $Mach$ donades i un rang d'angles d'atac és de l'orde de segons. A més incorpora la correcció de Karman-Tsien per efectes de compressibilitat vàlida en el rang subsònic baix.

La formulació viscosa descriu la capa límit i l'estela mitjançant una formulació integral de dues equacions. Per a la transició de laminar a turbulent dins de la capa límit es fa servir un criteri e^n . Aquest és un model d'amplificació de les pertorbacions i el valor

per defecte del programa és $n = 9$. Al manual d'XFOIL [8] es recomanen valors de n en funció de l'aplicació, tal com es mostra a la Taula A.1. Al augmentar el valor de n el Re de transició ($Re_{x_{critic}}$) augmenta fent que la transició de la capa límit de laminar a turbulenta s'endarrereixi. Generalment en aquests casos la capa límit es desprèn abans, ja que la capa límit laminar és menys energètica que la turbulenta. La solució viscosa de la capa límit i l'estela està fortament acoblada amb la solució potencial, això permet el càlcul de regions de flux després. El sistema d'equacions resultant és el·líptic no lineal, i es resol amb el mètode de Newton. La resistència es calcula mitjançant el *momentum* de l'estela aigües avall.

TAULA A.1: Recomanació del manual d'XFOIL per al valor de n .

Situació	n	Nivell turbulència %
Planador	12 – 14	0.02 – 0.009
Motoverler	11 – 13	0.03 – 0.013
Túnel de vent net	10 – 12	0.046 – 0.02
Túnel de vent estàndard ^a	9	0.07
Túnel de vent brut	4 – 8	0.563 – 0.106

^aValor estàndard, mètode e^9

A.1.1 Validació i ajust

Com que els càlculs viscosos en aquest treball es fan amb XFOIL, en aquest apartat es comparen resultats experimentals disponibles a la bibliografia amb els resultats numèrics obtinguts amb XFOIL. L'objectiu d'aquest estudi és determinar la validesa dels resultats i si cal ajustar el paràmetre n del criteri de transició e^n per capturar correctament la zona lineal i el coeficient de sustentació màxima. Donada la gran importància que té el paràmetre n entre els diferents paràmetres que es poden ajustar a XFOIL, només es farà l'estudi d'aquest.

El perfil amb el que es realitza l'estudi és el NASA LS(1)-0013, la geometria es pot veure a la Fig. A.1. S'ha triat aquest perfil perquè està en el mateix rang d'espessor relatiu al que s'empra a l'ala del disseny desenvolupat. A més es disposen de dades en el rang de Reynolds d'operació de l'ala. Les dades experimentals es van obtenir al túnel de baixa velocitat de *Langley Research Center* de la NASA, veure [19].

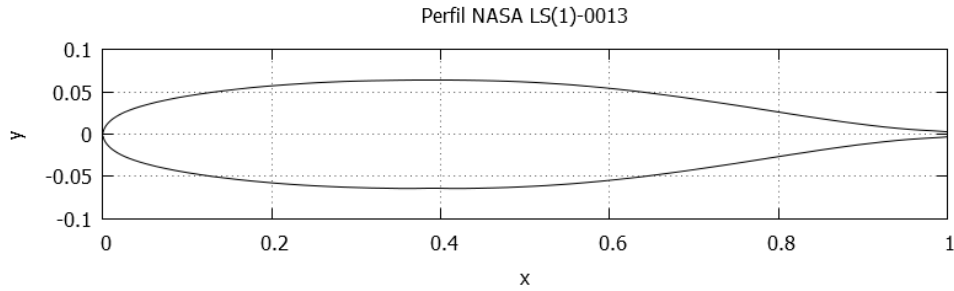
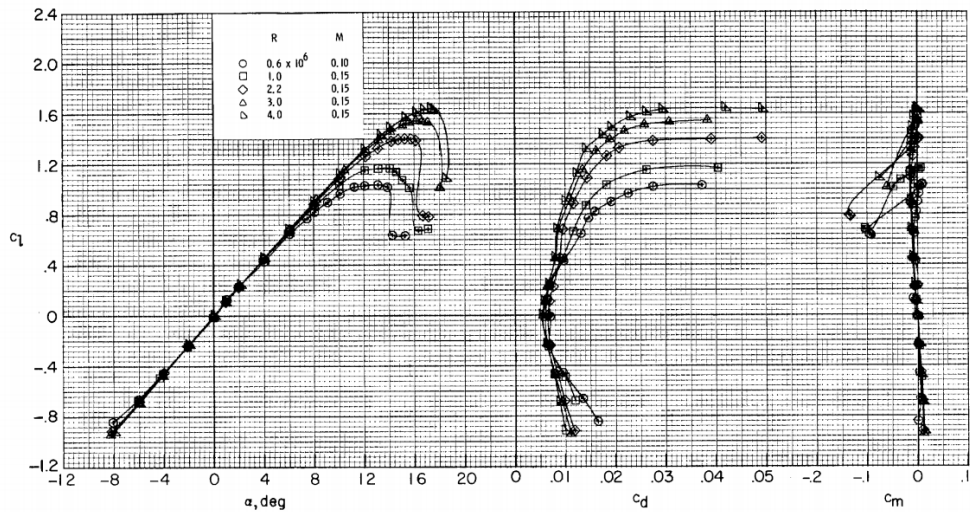


FIGURA A.1: Geometria del perfil NASA LS(1)-0013.

La informació de més interès per aquesta validació són els coeficients aerodinàmics a $Re = 0.6 \times 10^6$ i $Re = 1.0 \times 10^6$ presentats a [19], ja que són al voltant del número de Reynolds al que treballa l'ala de l'aeronau. El número de Mach dels assajos experimentals és 0.10 i 0.15 respectivament, per la qual cosa són prou baixos per considerar que la correcció per compressibilitat de K-T és aplicable. Al gràfic de la Fig. A.2 es presenten les dades experimentals disponibles.

FIGURA A.2: Resultats de túnel de vent del perfil NASA LS(1)-0013 per a $Re \leq 4.0 \times 10^6$ de [19].

Del gràfic s'extreuen els punts de sustentació nul·la, inici de no linealitat i de sustentació màxima, aquests es presenten a la Taula A.2.

Per fer l'ajust de n a XFOIL s'informa el número de Reynolds i Mach corresponent a cada cas i es fa variar el paràmetre n . En primer lloc es presenten els resultats numèrics de la variació de C_l amb l'angle d'atac per a diferents valors de n . Per a més claredat es presenten les dades de cada parella Re-M per separat. Al gràfic de la Fig. A.3 es mostra

TAULA A.2: Punts característics del gràfic de la Fig. A.2.

Punt	Re = 0.6×10^6			Re = 1.0×10^6		
	α [°]	C_l	C_d	α [°]	C_l	C_d
Sustentació nul·la	0.0	0.0	0.007	0.0	0.0	0.006
Inici no linealitat	6.0	0.64	0.013	8.0	0.84	0.014
$C_{l_{\max}}$	12.8	1.04	0.037	13.6	1.16	0.026

el cas de $Re = 0.6 \times 10^6$ i $M = 0.10$ i al de la Fig. A.4 se'n mostra un detall de la zona de C_l màxim.

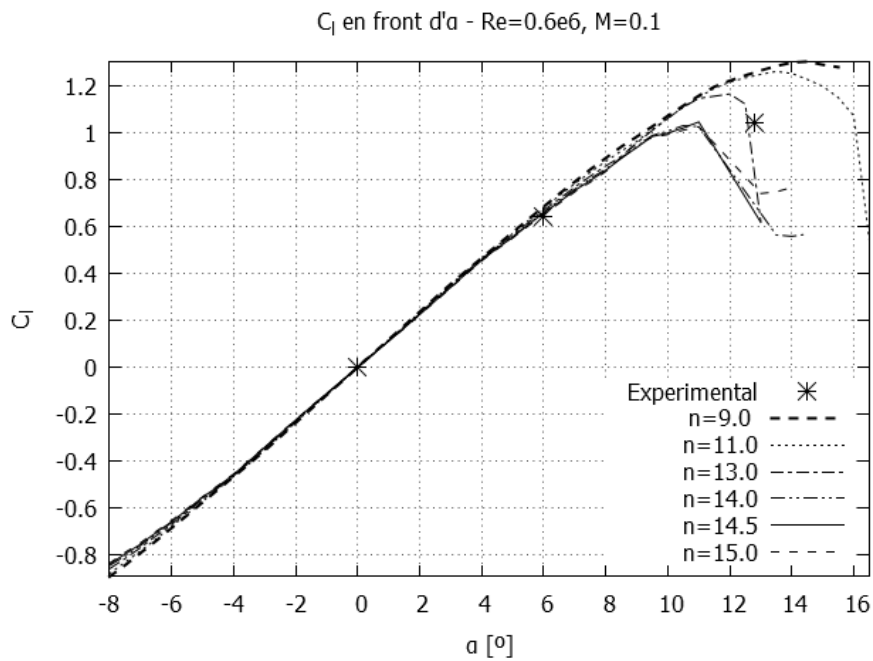


FIGURA A.3: Variació del C_l vs α per diferents valors de n per a $Re = 0.6 \times 10^6$ & $M = 0.10$ - Perfil NASA LS(1)-0013.

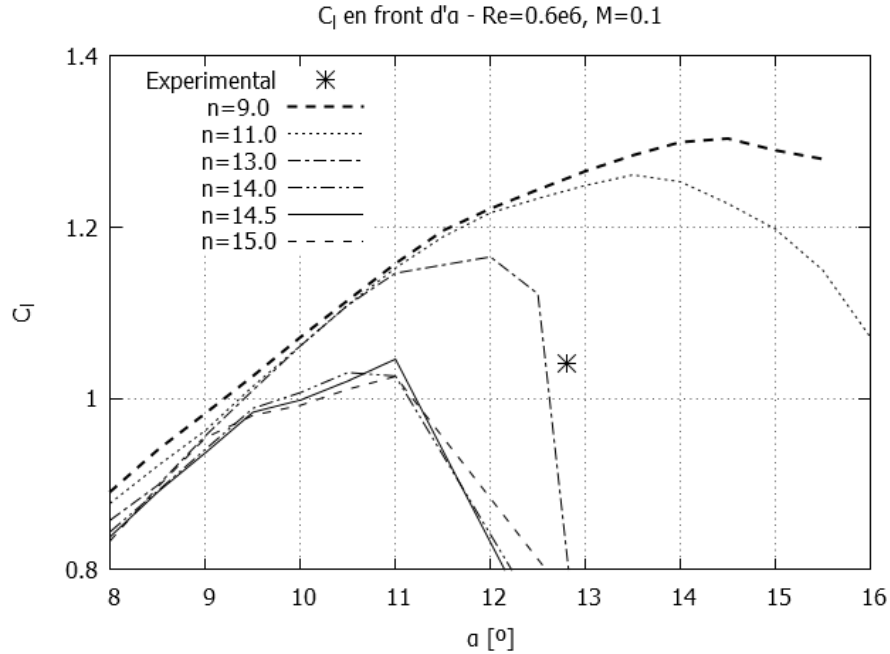


FIGURA A.4: Detall de la variació del C_l vs α per diferents valors de n per a $Re = 0.6 \times 10^6$ & $M = 0.10$ - Perfil NASA LS(1)-0013.

Al gràfic de la Fig. A.5 es mostra el cas de $Re = 1.0 \times 10^6$ i $M = 0.15$ i al de la Fig. A.6 se'n mostra un detall de la zona de C_l màxim.

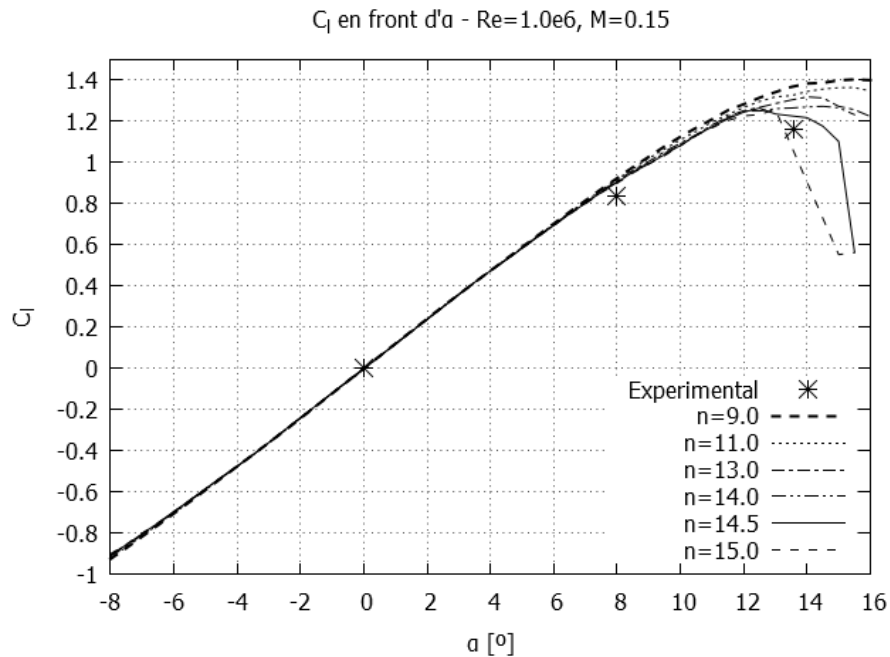


FIGURA A.5: Variació del C_l vs α per diferents valors de n per a $Re = 1.0 \times 10^6$ & $M = 0.15$ - Perfil NASA LS(1)-0013.

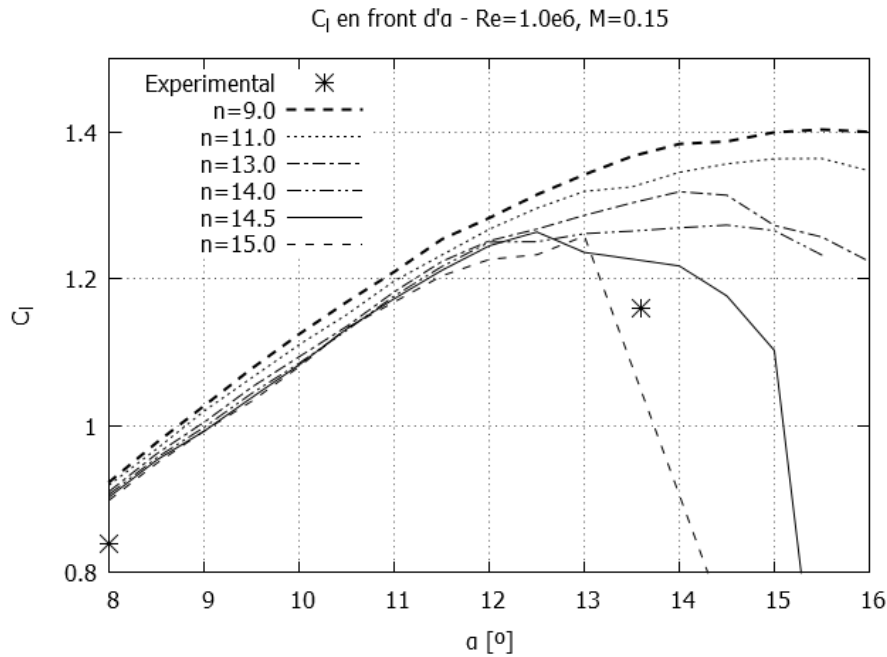


FIGURA A.6: Detall de la variació del C_l vs α per diferents valors de n per a $Re = 1.0 \times 10^6$ & $M = 0.15$ - Perfil NASA LS(1)-0013.

Analizant els gràfics de les Figs. A.3 i A.5, com era d'esperar, s'obté que el paràmetre n no canvia la zona lineal. Comparant amb els resultats experimentals de la Taula A.2 es desprèn que els valors de n que millor reproduïxen l'inici de la no linealitat són els valors $n \geq 13.0$ ajustant-se molt bé en els dos casos. Per als punts de sustentació màxima els valors de n majors de 13.0 també són els que s'ajusten millor, encara que en aquest cas els valors a partir de 14.0 ajustant millor el coeficient de sustentació màxima, però amb menor precisió ja que subestima l'angle de sustentació màxima per als valors de n que ajusten millor el valor del coeficient. Per al cas de $Re = 0.6 \times 10^6$ el valor de sustentació màxima és més proper a l'experimental que l'obtingut per a $Re = 1.0 \times 10^6$.

Als gràfics de les Figs. A.7 i A.8 es presenten els resultats numèrics de la polar del perfil per als Reynolds d'estudi.

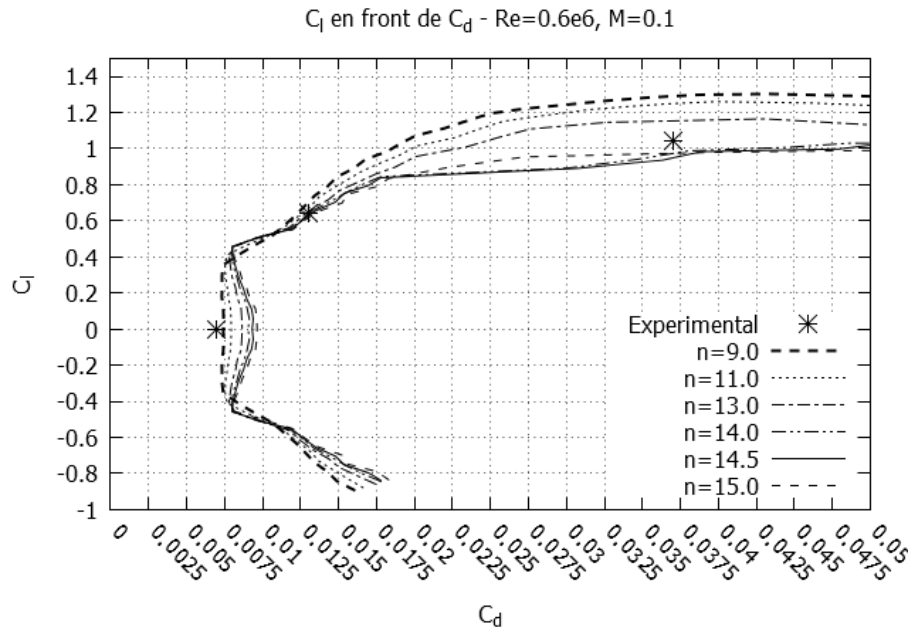


FIGURA A.7: Polar (C_l vs C_d) per diferents valors de n per a $Re = 0.6 \times 10^6$ & $M = 0.10$
- Perfil NASA LS(1)-0013.

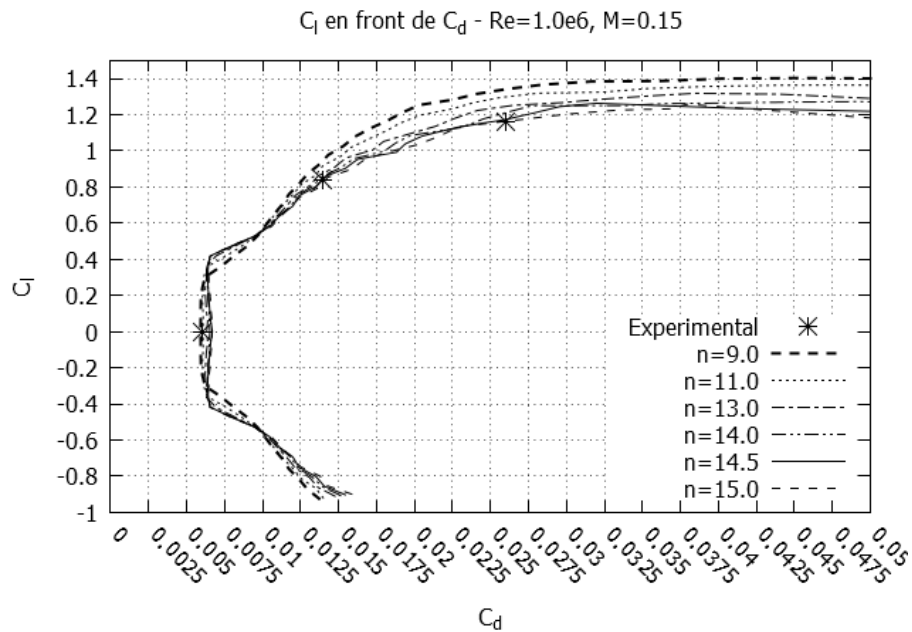


FIGURA A.8: Detall de la polar (C_l vs C_d) per diferents valors de n per a $Re = 1.0 \times 10^6$
& $M = 0.15$ - Perfil NASA LS(1)-0013.

Prenent els punts de referència de l'inici de la no linealitat i de sustentació màxima s'observa que els resultats numèrics aproximen als experimentals millor per a valors de

n a partir de 14.0, encara que els valors obtinguts no són tant bons com en la sustentació. Tal com és d'esperar, la resistència és més difícil de calcular que la sustentació degut a la complexitat dels fenòmens viscosos. Per al punt de sustentació nul·la els resultats numèrics són propers als experimentals, de la mateixa forma per al tram lineal.

Cal destacar que en túnels de vent tant nets, com el que s'empra al *Langley Research Center* per a l'estudi del NASA LS(1)-0013, és normal que s'hagi d'augmentar el valor de n , ja que la baixa turbulència del flux fa que la transició de laminar a turbulent es retardi, fet que provoca que el flux es desprengui abans, fent que el perfil entri en pèrdua a angles d'atac i coeficient de sustentació inferiors. En condicions d'operació a l'aire lliure el nivell de turbulència que s'espera és major que al túnel de vent de baixa turbulència pressuritzat de Langley i per això de forma conservativa es redueix el valor de n .

Tenint en compte les recomanacions del manual de la Taula A.1, les condicions de flux en operació normal de l'aeronau i els resultats obtinguts s'adopta un valor de

$$n = 11.0$$

A.2 XFLR5

XFLR5 es compon de dos blocs principals, el mòdul d'anàlisi bidimensional i el tridimensional. El mòdul bidimensional és el propi XFOIL reescrit en C++ i està incorporat a la interfície gràfica de XFLR5. El mòdul tridimensional disposa d'anàlisis potencials basats en la teoria de línia sustentadora, en el *Vortex Lattice Method* i de panells 3D. Amb els mètodes potencials s'obtenen les distribucions de sustentació, moment i resistència induïda a les diferents superfícies, ja que es poden incorporar models amb dues ales i els estabilitzadors. Activant una opció d'aquest mòdul XFLR5 calcula la resistència viscosa de les superfícies sustentadores a partir dels resultats de les seccions obtinguts amb XFOIL. Tenint en compte el Reynolds i angle d'atac local, afectat per efectes tridimensionals i per la distribució de corda, integra la distribució de resistència paràsita obtinguda secció a secció i en limita la sustentació màxima total a partir del coeficient de sustentació màxim bidimensional. També implementa un mètode no lineal basat en la teoria de línia sustentadora (LLT) que corregeix la sustentació a partir dels resultats bidimensionals, obtenint una estimació de la zona no lineal i el coeficient de sustentació màxim. XFLR5 permet afegir el fuselatge, encara que aquest només es fa

servir per calcular l'efecte potencial que tenen sobre la resta de superfícies, en cap cas es calculen efectes aerodinàmics al propi fuselatge.

El mòdul 3D permet fer diferents tipus d'anàlisi entre els que destaquen els d'actuacions a sustentació contant i els d'estabilitat dinàmica. Es recomana el document [20] per entrar en detall de les diferents formulacions i particularitats dels mètodes implementats a XFLR5. A la pàgina web del programa [13] hi ha enllaçats diferents estudis que comparen resultats numèrics obtinguts amb XFLR5 i resultats experimentals, veure [21, 22].

Apèndix B

Validació *Prop Selector*

A continuació es descriu el programari utilitzat per al càlcul del model aerodinàmic d'hèlix. *Prop Selector* [23] és una aplicació que calcula els paràmetres d'operació d'hèlix: tracció, potència entregada, potència absorbida i rendiment, per a una condició de vol J . Aquest programa està basat en la memòria tècnica de la NASA n° 698 [18] on es fa un estudi del comportament de les hèlix. El programa es compon d'una finestra on cal introduir la velocitat de vol (*Air Speed*), les revolucions de gir per minut (*RPM*), el diàmetre (*Prop Diameter*), el nombre de pales (*Number of Blades*) i el pas de l'hèlix (*Blade Pitch*). Amb aquests valors introduïts s'obtenen els valors d'interès: tracció (*Thrust*) i potència absorbida (*Power Absorbed*) a la mateixa finestra.

Els valors de tracció i potència absorbida obtinguts s'adimensionalitzen amb els respectius valors de les condicions d'operació amb les equacions (5.3), (5.4) i (5.5) per simplificar el tractament de les dades.

B.1 Validació

A continuació es presenta un estudi de validació amb l'objectiu de determinar la validesa dels resultats obtinguts amb *Prop Selector* en l'àmbit d'aplicació d'aquest projecte. La manca de resultats experimentals d'hèlix de dimensions similars a les emprades per l'UAV que s'està dissenyant implica que l'estudi s'ha de fer amb hèlix més petites de les que sí es disposen resultats experimentals obtinguts al túnel de vent de la *University of Illinois at Urbana-Champaign* UIUC (veure [24]). Analitzant els resultats presentats a la base de dades d'hèlix de la UIUC es desprèn que els coeficients de tracció, potència absorbida i rendiment no només depenen de J sinó que també depenen de les revolucions

de gir, millorant el rendiment a majors revolucions. S'observa que a revolucions de gir més altes la millora de rendiment és menor en incrementar les revolucions. També es desprèn que les hèlix més grans són menys sensibles a aquest efecte. En aquest sentit cal remarcar que *Prop Selector* no captura aquesta dependència amb les RPM, els resultats obtinguts només depenen de J .

La comparació que es presenta a continuació es realitza amb les dades experimentals a major revolucions per minut de l'hèlix de majors dimensions que s'ha trobat resultats, la APC Thin Electric 19x12. Les revolucions a les que opera l'hèlix de l'UAV són inclús majors que les que es presenten, fet que com s'ha comentat no fa l'anàlisi tant depenen de les RPM i són més grosses. Als gràfics de la Fig. B.1 es presenten els resultats experimentals del coeficient de tracció, potència absorbida i rendiment propulsiu determinats al túnel de vent de la UIUC.

Els resultats numèrics s'obtenen a 3 punts d'operació amb diferent paràmetre J . Es calculen els punts d'operació amb *Prop Selector* i s'extreuen els valors corresponents dels gràfics de la Fig. B.1. A la Taula B.1 es presenten les dades i els errors relatius als diferents punts d'operació i magnituds. S'observa que l'error màxim és del 13.6% al coeficient de potència per a $J = 0.6$, la resta de valors està comprès dins del 10%. La exactitud que s'aconsegueix amb *Prop Selector* a tot el ventall de J es considera suficient per al nivell de detall d'aquest estudi i per tant els models aerodinàmics de les diferents hèlix s'obtenen amb aquest programari.

TAULA B.1: Resultats hèlix APC Thin Electric 19x12.

J	Coefficient	Prop Selector	Experimental	Error rel. %
0.2	C_P	0.043	0.04	7.7
	C_T	0.088	0.09	2.3
	η_H	0.408	0.44	7.3
0.4	C_P	0.038	0.04	4.7
	C_T	0.066	0.07	5.9
	η_H	0.691	0.68	1.7
0.6	C_P	0.026	0.03	13.6
	C_T	0.033	0.03	9.0
	η_H	0.757	0.72	5.1

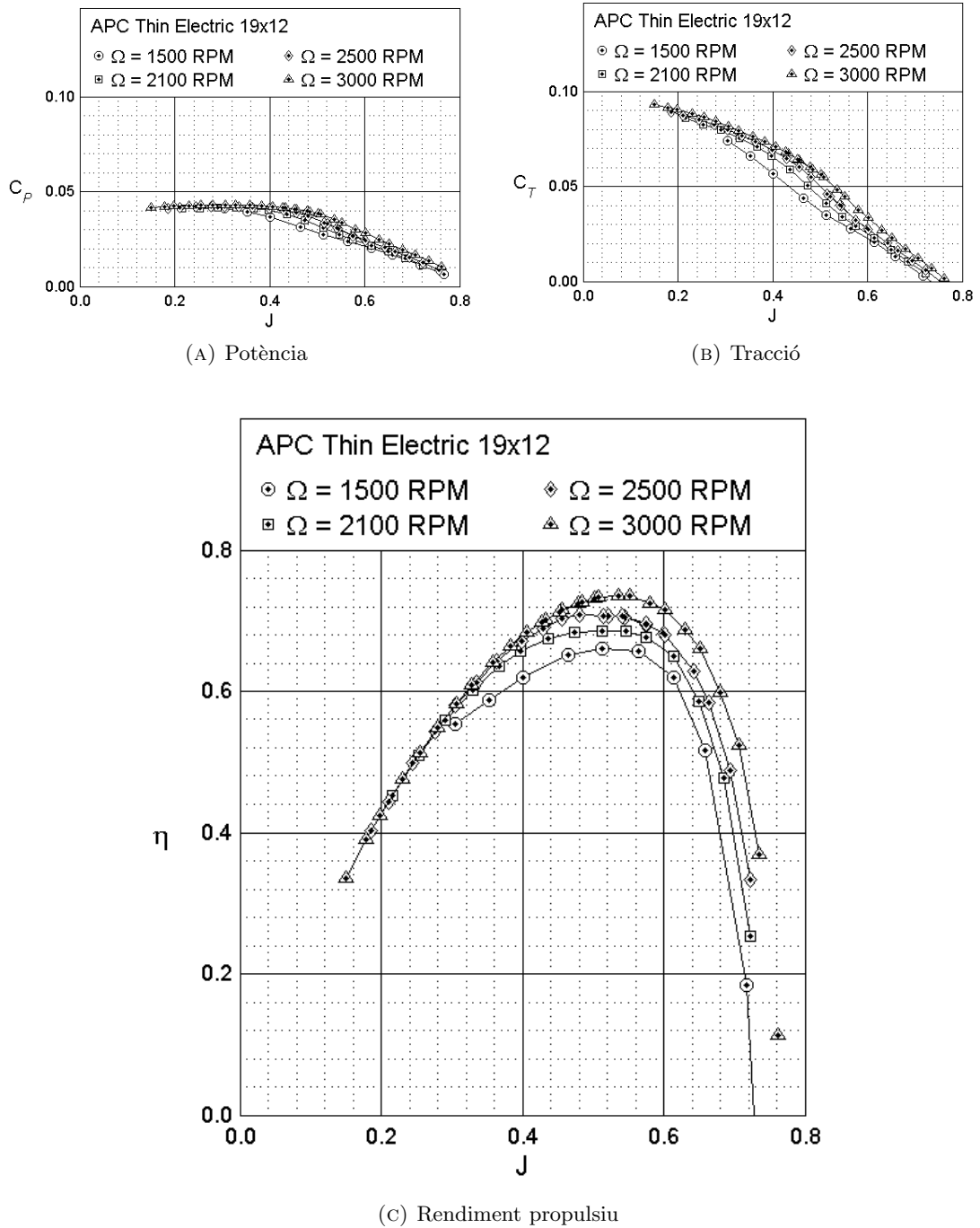


FIGURA B.1: Coeficients de tracció, potència i rendiment propulsiu - APC Thin Electric 19x12. Extret de [24].

Apèndix C

Resolució numèrica

A continuació es presenta la metodologia proposada per resoldre les diferents equacions que apareixen en les diferents seccions del treball.

C.1 Mètode de Newton-Raphson

El mètode de Newton-Raphson és un mètode iteratiu per a la resolució d'equacions no lineals que necessita una estimació inicial x_0 . L'estimació inicial ha d'estar propera a la solució per tal que el mètode convergeixi. L'equació a solucionar és $f(x) = 0$.

El mètode estima la següent aproximació mitjançant:

$$x_{i+1} = x_i - \frac{f(x_i)}{f'(x_i)} \tag{C.1}$$

L'equació (C.1) s'ha d'aplicar de forma iterativa fins assolir el criteri de convergència. Com a criteri de convergència es proposa fer servir el valor de la funció $f(x) < \epsilon$ sent ϵ un valor lo suficientment petit per a l'aplicació concreta. L'orde de convergència del mètode és 2.

C.2 Interpolació

La interpolació proposada és amb polinomis de 3r ordre. Aquests polinomis es defineixen a trossos considerant 4 punts. D'aquesta forma els polinomis als punts d'unió es mantenen tangents.

Sigui una funció $f(x)$ on $x \in [a, b]$ de la qual es coneix a N punts el valor $f(x_i)$ amb $i = 1..N$. Les derivades a cada punt x_i de la funció es poden aproximar numèricament segons:

$$\left. \frac{df}{dx} \right|_{x_1} = \frac{f(x_2) - f(x_1)}{x_2 - x_1} \quad i = 1 \quad (\text{C.2a})$$

$$\left. \frac{df}{dx} \right|_{x_i} = \frac{f(x_{i+1}) - f(x_{i-1}))}{x_{i+1} - x_{i-1}} \quad i = 2..N - 1 \quad (\text{C.2b})$$

$$\left. \frac{df}{dx} \right|_{x_N} = \frac{f(x_N) - f(x_{N-1}))}{x_N - x_{N-1}} \quad i = N \quad (\text{C.2c})$$

Siguin \tilde{x}_j els M punts (amb $j = 1..M$) on es vol avaluar la funció interpolada $f(\tilde{x})$ on \tilde{x}_j no té perquè coincidir amb x_i . Per avaluar $f(\tilde{x}_j)$ cal la informació de $f(x_i)$, $f(x_{i+1})$, $\left. \frac{df}{dx} \right|_{x_i}$ i $\left. \frac{df}{dx} \right|_{x_{i+1}}$ tal que

$$x_i < \tilde{x}_j < x_{i+1}$$

En primer lloc es fa un canvi de variable normalitzant les coordenades per tal que l'interval $x \in [a, b]$ sigui $\xi \in [0, 1]$. Per fer el canvi de variable es defineix la longitud de l'interval original:

$$c = b - a \quad (\text{C.3})$$

Es calcula ξ als punts \tilde{x}_i on es vol avaluar la funció mitjançant:

$$\xi_i = \frac{\tilde{x}_i - a}{c} \quad (\text{C.4})$$

La funció avaluada als punts \tilde{x}_i es calcula mitjançant:

$$\begin{aligned} f(\tilde{x}_i) = & f(x_i) (1 + 2\xi_i) (1 - \xi_i)^2 + \left. \frac{df}{dx} \right|_{x_i} c \xi_i (1 - \xi_i)^2 + \\ & + f(x_{i+1}) \xi_i^2 (3 - 2\xi_i) + \left. \frac{df}{dx} \right|_{x_{i+1}} c \xi_i^2 (\xi_i - 1) \end{aligned} \quad (\text{C.5})$$

C.3 Integrals definides - Regla del trapezi

Per tal d'avaluar numèricament les integrals definides es proposa emprar la regla del trapezi. Sigui $f(x)$ la integral que es vol avaluar en l'interval $x \in [a, b]$:

$$F(x) = \int_a^b f(x)dx \quad (\text{C.6})$$

S'aproxima el valor de la integral amb el valor de la integral de la funció lineal que passa pels punts $(a, f(a))$ i $(b, f(b))$. El valor d'aquesta integral és igual a l'àrea del trapezi que queda a sota:

$$F(x) = \int_a^b f(x)dx \approx (b - a) \frac{f(a) + f(b)}{2} \quad (\text{C.7})$$

Per tal d'obtenir més precisió en l'avaluació de la integral es pot aplicar la regla del trapezi composta. Aquesta consisteix en dividir l'interval d'integració en N intervals de longitud h .

$$h = \frac{b - a}{N} \quad (\text{C.8})$$

Si s'aplica la regla del trapezi a cada interval i es suma

$$F(x) = \int_a^b f(x)dx \approx \frac{f(a) + f(a+h)}{2}h + \frac{f(a+h) + f(a+2h)}{2}h + \dots + \frac{f(b-2h) + f(b-h)}{2}h + \frac{f(b-h) + f(b)}{2}h \quad (\text{C.9})$$

Tenint en compte que hi ha N intervals s'obtenen $N + 1$ punts d'avaluació de la funció, sent

$$i = 1 \rightarrow x = a$$

$$i = N + 1 \rightarrow x = b$$

L'expressió (C.9) es pot expressar com

$$F(x) = \int_a^b f(x)dx \approx h \left(\frac{f_1 + f_{N+1}}{2} + \sum_{i=2}^N f_i \right) \quad (\text{C.10})$$

Apèndix D

Actes de reunions

Acta 23/01/13

Data: 23 de gener de 2013 a les 10.00 h

Lloc: Escola d'Enginyeria de Telecomunicació i Aeroespacial de Castelldefels,
Castelldefels

Assistents:

Enric Pastor

Martí Coma

Ordre del dia:

- Presentacions.
- Visita a les instal·lacions de ICARUS.
- Exposició per part d'Enric P. de la proposta d'aplicació per a l'UAV, context del projecte, etc.

Comentaris:

L'aplicació de l'UAV és que serveixi com a plataforma per al desenvolupament de l'electrònica i software embarcat en el que treballa el grup ICARUS. Ha de tenir capacitat per portar diferents càrregues de pagament (càmeres, sensors, etc.).

En Martí C. ha exposat el plantejament del seu PFC i les capacitats de disseny, així com la necessitat de definir els requeriments per al plantejament de disseny de l'UAV.

Acords:

S'ha acordat que:

- Enric P. generarà les especificacions que ha de complir l'UAV.

- Es farà la propera reunió una vegada estiguin definides les especificacions, per tal de comentar-les i determinar els següents passos.

Acta 08/03/13

Data: 08 de març de 2013 a les 10.00 h

Lloc: Escola d'Enginyeria de Telecomunicació i Aeroespacial de Castelldefels,
Castelldefels

Assistents:

Enric Pastor

Martí Coma

Ordre del dia:

- Presentació dels requeriments de disseny.

Comentaris:

S'han presentat els principals requeriments de disseny i debatut alguns aspectes generals.

Els requeriments principals són:

- Motor/motors de combustió interna, de gasolina amb injecció electrònica (no motors tipus *Glow*).
- Ha de portar un alternador elèctric arrossegat pel motor de combustió interna.
- Duplicació dels actuadors per motius de fiabilitat.
- Integració dels llums i el cablejat necessari.
- Tres compartiments diferenciats per contenir càrrega útil i equipament:
 - Pilot automàtic i bateries, situat a prop del centre de gravetat.
 - Càrrega de pagament, situat a la part frontal del fuselatge.

- Unitat de càlcul i navegació, situat entre els dos compartiments anteriors.

Les dimensions mínimes aproximades per als tres compartiments són $1000 \times 250 \times 250$ mm.

- Reducció de les vibracions als diferents compartiments de càrrega, com a mínim, facilitant punts de fixació amb elastòmers.
- El compartiment frontal de càrrega de pagament, ha de ser molt accessible.
- L'envergadura ha de ser com a molt de 4 m.
- El pes de la càrrega útil, bateries, pilot automàtic i unitat de càlcul i navegació ha de ser com a mínim 9 kg.
- El sostre d'operació ha d'excedir els 2000 m d'altitud.
- L'autonomia en condicions de màxima càrrega de pagament (MPL) ha de ser com a mínim de 10 h.

Acords:

S'ha acordat que:

- Martí C. estudiarà els requeriments en detall i si falta alguna informació la demanarà.
- Martí C. realitzarà un estudi preliminar per veure si algun requeriment, de forma totalment preliminar, no és viable i comunicar-ho.
- Enric P. queda a l'espera dels avenços.

Bibliografia

- [1] ICARUS, “Pàgina web del grup d’investigació icarus (eetac-upc) en *Unmanned Air Systems*.” <http://www.icarus.upc.edu/>, març 2013.
- [2] Taylor, J. W. R. and Munson, K., *Jane’s pocket book of remotely piloted vehicles: robot aircraft today*. Collier Books, 1977.
- [3] Created and maintained by russell.naughton@eng.monash.edu.au, “Hargrave the poioneers. aviation and aeromodelling - independent evolutions and histories.” <http://www.ctie.monash.edu.au/hargrave/dennyplane.html>, abril 2013.
- [4] CATUAV, “Pàgina web de l’empresa catalana catuav d’observació de la terra mitjançant uavs.” <http://www.catuav.com/ca/>, abril 2013.
- [5] Finn, A. and Scheduling, S., *Developments and Challenges for Autonomous Unmanned Vehicles: A Compendium*. Intelligent Systems Reference Library, Springer Verlag, 2010.
- [6] “Real decreto-ley 8/2014, de 4 de julio, de aprobación de medidas urgentes para el crecimiento, la competitividad y la eficiencia. sección 6^a, artículo 50,” *Boletín Oficial del Estado*, pp. 52553–52555;52602–52606, 5 de julio de 2014.
- [7] Drela, M., “Official web page of XFOIL (massachusetts institute of technology).” <http://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/>, May 2013.
- [8] Drela, M. and Youngren, H., “User manual of XFOIL (massachusetts institute of technology).” http://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/xfoil_doc.txt, Nov. 2001.
- [9] Ortega, E., “Apunts aerodinàmica, Escola Tècnica Superior d’Enginyeries Industrial i Aeronàutica de Terrassa (UPC),” febrer 2015.
- [10] ICARUS, “Flight manual shadow-mk1.” https://eetac.upc.edu/ca/fitxers/mk1_FLIGHT_MANUAL.pdf, agost 2014.

- [11] Schlichting, H. T. and Truckenbrodt, E. A., *Aerodynamics of the Airplane*. McGraw-Hill Companies, 1979.
- [12] Torenbeek, E., *Synthesis of subsonic airplane design: an introduction to the preliminary design of subsonic general aviation and transport aircraft, with emphasis on layout, aerodynamic design, propulsion and performance*. Springer Science & Business Media, 1982.
- [13] Drela, M. and Youngren, H., “Pàgina web oficial del programari xflr5.” <http://www.xflr5.com/xflr5.htm>, abril 2014.
- [14] Simons, M., *Model aircraft aerodynamics*. Nexus Special Interests Hemel Hempstead, UK, fourth ed., 1999.
- [15] Sadraey, M. H., *Aircraft design: A systems engineering approach*. John Wiley & Sons, 2012.
- [16] Fernández, L., *Wing fuel system design*. Projecte Final de Caerra - Escola Tècnica Superior d’Enginyeries Industrial i Aeronàutica de Terrassa (ETSEIAT) UPC, setembre 2012.
- [17] Ravi, A., *UAV Power Plant Performance Evaluation*. PhD thesis, Oklahoma State University, 2010.
- [18] Lesley, E., “Propeller tests to determine the effect of number of blades at two typical solidities, NASA technical notes no. 698,” 1939.
- [19] Ferris, J. C., McGhee, R. J., and Barnwell, R. W., “Low-speed wind-tunnel results for symmetrical nasa ls (1)-0013 airfoil,” 1987.
- [20] “Guidelines for xflr5 v0.03. analysis of foils and wings operating at low reynolds numbers.” https://engineering.purdue.edu/~aerodyn/AAE333/FALL10/HOMEWORKS/HW13/XFLR5_v6.01_Beta_Win32%28%29/Release/Guidelines.pdf, october 2009.
- [21] Deperrois, A., “About xflr5 calculations and experimental results.” http://www.xflr5.com/docs/Results_vs_Prediction.pdf, october 2009.
- [22] Deperrois, A., “Modal analysis and experimental validation.” http://www.xflr5.com/docs/XFLR5_Mode_Measurements.pdf, february 2011.
- [23] Gyles, B. R., “Prop Selector official web page.” <http://www.hoppenbrouwer-home.nl/ikarus/software/propselector.htm>.

- [24] Ananda, G., “UIUC Applied Aerodynamics Group - UIUC Propeller Database.”
<http://www.ae.illinois.edu/m-selig/props/propDB.html>, march 2015.