

Universitatea Politehnica din Bucureşti
Spl. Independenței 313
060042 Bucureşti
România
www.upb.ro



Facultatea de Inginerie Aerospaţială
str. Gh. Polizu 1-5
tel. +40 21 402 3812
www.aero.pub.ro
inginerie.aerospatiala@upb.ro

UNIVERSITATEA POLITEHNICA DIN BUCUREŞTI

Facultatea de Inginerie Aerospaţială
Specializarea: Design Aeronautic

PROIECTAREA PRELIMINARĂ ȘI DESIGNUL CONCEPTUAL AL UNUI PLANOR DIN CLASA STANDARD

Proiect de Diplomă

Autor: DRĂGOI Vlad

Îndrumători: Ş.l. Dr. Ing. IONIȚĂ Elena, Conf. Dr. Ing. PÂRVU Petrișor

Sesiunea: Iulie 2022

Declarația Anti-Plagiat

Subsemnatul DRĂGOI VLAD, student la Universitatea Politehnica din București, Facultatea de Inginerie Aerospațială declar prin prezenta și certific că acest proiect de diplomă este rezultatul muncii mele proprii, originale și individuale. Toate sursele externe de informații utilizate au fost citate și incluse în bibliografie. Toate figurile, diagramele și tabelele luate din surse externe includ o referință către sursă.

Data: _____

Semnătura: _____

Sumar

Scopul principal al acestei teze este dezvoltarea conceptuală și dimensionarea preliminară a unui planor care aparține clasei standard. Această aeronavă se va proiecta astfel încât să îndeplinească cerințele impuse în reglementările aeronautice referitoare la planoare din categoria utilitară, pentru a asigura un nivel ridicat de siguranță și performanță.

Se utilizează o abordare istorico-statistică convențională procesului de proiectare, cu scopul de a investiga istoria unor produse similare care au fost deja implementate pe piață și care au fost supuse unui proces de validare a caracteristicilor tehnice. Se stabilesc principalele caracteristici în ceea ce privește greutatea, geometria și aerodinamica aeronavei. Verificarea caracteristicilor aerodinamice și a performanțelor se va face cu metode consacrate de calcul, utilizând programul XFLR5 și limbajul de programare Python, iar un model 3D al planorului se va realiza prin intermediul programului Autodesk Fusion 360.

Summary

The main purpose of this bachelor thesis is the conceptual development and preliminary sizing of a glider belonging to the standard class. This aircraft shall be designed to meet the requirements of aeronautical regulations relating to sailplanes in the utility category, and to ensure a high level of safety and performance.

A conventional historical-statistical approach is used to investigate the history of similar products that have already been implemented in the market and have undergone a process of validation of technical characteristics. The main characteristics in terms of weight, geometry and aerodynamics of the aircraft are established. Verification of aerodynamic characteristics and performance will be done with established calculation methods, using the XFLR5 software and the Python programming language. Simultaneously, a 3D model of the glider will be created using the Autodesk Fusion 360 design software.

Cuprins

Sumar	I
Lista de figuri	V
Lista de tabele	VII
Nomenclatură	IX
1 Introducere.....	1
1.1 Relevanța temei.....	1
1.2 Caracteristici generale.....	1
1.3 Elementele componente	3
1.3.1 Fuzelajul.....	3
1.3.2 Dispozitive de hipersustentație, de control și de mărire a rezistenței la înaintare.....	4
1.3.3 Ampenajul.....	5
1.3.4 Trenul de aterizare	6
2 Stadiul actual.....	7
2.1 Scurt istoric	7
2.2 Modele de planoare.....	8
2.3 Studiu comparativ al modelor existente pe piață.....	9
3 Noțiuni teoretice	11
3.1 Forțele care acționează asupra aeronavei	11
3.2 Forța de portanță	12
3.3 Forța de rezistență la înaintare	12
3.3.1 Rezistență la înaintare parazită.....	12
3.3.2 Rezistență la înaintare indusă.....	14
3.3.3 Rezistență la înaintare totală	15
4 Designul conceptual al planorului	17
4.1 Cerințe de certificare.....	17
4.2 Proiectarea aripiei	17
4.2.1 Alegerea profilului aerodinamic	17
4.2.2 Poziționarea aripiei și forma în plan orizontal.....	19
4.3 Proiectarea fuzelajului și configurația fuzelaj-ripă	21
4.4 Proiectarea ampenajului.....	23
5 Devizul de mase și centraj	27
5.1 Estimarea preliminară a greutății planorului.....	27

5.2	Estimarea aproximativă a greutății componentelor.....	29
5.3	Estimarea detaliată a greutății componentelor	30
5.4	Variante de centraj	32
6	Caracteristicile aerodinamice ale planorului	35
7	Performanțele aeronavei în evoluțiile tipice.....	39
7.1	Zborul planat.....	39
7.2	Zborul în spirală.....	41
7.3	Zborul în urcare.....	42
8	Anvelopa de zbor.....	47
8.1	Diagrama de manevră	47
8.2	Diagrama de rafală	49
9	Concluzii.....	51
10	Anexe.....	53
	Anexa A	53
	Anexa B	56
	Anexa C	63
	Anexa D	64
11	Referințe	73

Lista de figuri

Figura 1-1 Reprezentarea a două planoare cu raport de finețe diferit.....	1
Figura 1-2 Planor cu motor electric retractabil [2].....	2
Figura 1-3 Elementele componente ale unui planor [4].....	3
Figura 1-4 Curbura profilului modificată de eleroane	4
Figura 1-5 Dispozitive de portanță și de rezistență la înaintare [4]	5
Figura 1-6 Componentele ampenajului [4]	5
Figura 1-7 Diferite configurații ale ampenajului utilizate pe planoare [8] [9] [10]	6
Figura 1-8 Planor cu patină și roată principală pentru trenul de aterizare [11].....	6
Figura 2-1 A. Otto Lilienthal în timpul zborului. B. Lansarea planorului Wright 1902.....	7
Figura 2-2 A. Schleicher ASW 28 [18]. B. planorul Diana 2 [20]. C. Rolladen-Schneider LS8-18 [21]. D. Sportinė Aviacija LAK-19 [22].	10
Figura 3-1 A. Echilibrul de forțe în timpul zborului orizontal uniform; B. Echilibrul de forțe în timpul zborului planat	11
Figura 3-2 Forța de frecare în funcție de viteza [4]	13
Figura 3-3 Strat limită laminar și strat limită turbulent [3].....	13
Figura 3-4 Rezistență indușă în funcție de profil [4]	14
Figura 3-5 Apariția vârtejurilor datorită diferenței de presiune [4]	15
Figura 3-6 Rezistență la înaintare totală este suma dintre rezistență la înaintare parazită și cea indușă [4].....	15
Figura 4-1 Profilurile aerodinamice analizate.....	18
Figura 4-2 Aripă joasă, aripă mijlocie și aripă înaltă.....	19
Figura 4-3 Forma în plan a aripii [3].....	19
Figura 4-4 Aripi trapezoidale duble și triple care produc cea mai puțină rezistență la înaintare indușă [23].....	20
Figura 4-5 Forma aripiei în plan	21
Figura 4-6 Configurații aripă-fuzelaj [24]	22
Figura 4-7 Adaptare a fuzelajului folosit pe ASW 24.....	22
Figura 4-8 Distribuția conceptuală a forțelor pe planor	23
Figura 4-9 Planorul proiectat în programul XFLR5	25
Figura 4-10 Modelul 3D al planorului realizat utilizând programul Autodesk Fusion 360.....	25
Figura 5-1 Raportul greutatea aeronavă goală, greutate nominală [32].....	28
Figura 5-2 Masa planorului gol în funcție de anvergura aripii	29
Figura 5-3 Masa maximă a planorului în funcție de anvergura aripii	29
Figura 5-4 Stabilirea axelor de coordonate	32
Figura 6-1 CL vs CD	35
Figura 6-2 CL vs α	36
Figura 6-3 CD vs α	36
Figura 6-4 Cm vs α	37
Figura 6-5 CL/CD vs Vx	37
Figura 7-1 Misiunea de zbor a planorului [28].	39
Figura 7-2 Performanțele planorului în zborul planat.....	40
Figura 7-3 Echilibrul forțelor în viraj [35].....	41
Figura 7-4 Performanțele planorului la zborul în spirală	42
Figura 7-5 Performanța la zborul în urcare pentru un unghi de incidentă $\alpha = 1^\circ$	43
Figura 7-6 Performanța la zborul în urcare pentru un unghi de incidentă $\alpha = 3^\circ$	44
Figura 7-7 Performanța la zborul în urcare pentru un unghi de incidentă $\alpha = 5^\circ$	44
Figura 7-8 Performanța la zborul în urcare pentru un unghi de incidentă $\alpha = 8^\circ$	45
Figura 7-9 Performanța la zborul în urcare pentru un unghi de incidentă $\alpha = 10^\circ$	45
Figura 8-1 Diagrama de manevră.....	48
Figura 8-2 Diagrama de manevră și rafală.....	50

Listă de tabele

Tabelul 2-1 Clasele și restricțiile impuse pentru planoarele eligibile pentru campionate.....	8
Tabelul 2-2 Caracteristicile generale și performanțele planoarelor analizate	10
Tabelul 4-1 Caracteristicii tehnice și limite de operare.....	17
Tabelul 4-2 Performanțele profilurilor aerodinamice	18
Tabelul 4-3 Caracteristicile geometrice ale aripii proiectate	21
Tabelul 4-4 Performanțele aerodinamice ale profilurilor analizate	23
Tabelul 4-5 Caracteristicile geometrice ale ampenajului.....	24
Tabelul 5-1 Estimarea preliminară a masei planorului	28
Tabelul 5-2 Aproximarea greutății planorului gol [32].....	30
Tabelul 5-3 Aproximarea greutății planorului gol prin metoda detaliată.....	31
Tabelul 5-4 Rezultatele calcului pentru centrarea planorului gol echipat și la greutatea maximă.....	33
Tabelul 8-1 Caracteristicile planorului	47
Tabelul 8-2 Alegerea factorilor de sarcină.....	47
Tabelul 8-3 Factori de sarcină care apar în timpul rafalei	50

Nomenclatură

a	Panta curbei de portanță
a_0	Panta curbei de portanță teoretică ($= 2\pi$)
AR_{AO}	Alungirea ampenajului orizontal
$AR_{aripă}$	Alungirea aripiei
AR_{AV}	Alungirea ampenajului vertical
b_{AO}	Anvergura ampenajului orizontal
$b_{aripă}$	Anvergura aripiei
b_{AV}	Anvergura ampenajului vertical
$C_{L_{AO}}$	Coeficientul de portanță al ampenajului orizontal
$C_{L_{aripă}}$	Coeficientul de portanță al aripiei
$C_{L_{AV}}$	Coeficientul de portanță al ampenajului vertical
c_{rAO}	Coarda la încastrare a ampenajului orizontal
C_D	Coeficientul de rezistență la înaintare
C_{Dmin}	Coeficientul de rezistență la înaintare minim
C_L	Coeficientul de portanță
C_{Lmax}	Coeficientul de portanță maxim pozitiv
C_{Lmax}^-	Coeficienul de portanță maxim negativ
C_m	Coeficientul momentului de tangaj
CS	Specificații de Certificare (Certification Specifications)
D	Rezistență la înaintare
D_F	Diametrul maxim al fuzelajului
e	Factor de siguranță
$EASA$	Agenția Europeană de Siguranță a Aviației (European Aviation Safety Agency)
FAI	Federația Aeronautică Internațională (Federation Aeronautique International)
FC	Forța centrifugă
g	Accelerația gravitațională, valoare standard: $9,80665 \text{ m/s}^2$
k	Factor de atenuare
L	Portanță
L_{AO}	Portanță produsă de ampenajul orizontal
$L_{aripă}$	Portanță produsă de aripă
L_F	Lungimea fuzelajului
L_m	Lungimea trenului de aterizare extins
L_n	Lungimea trenului de aterizare secundar
L_t	Lungimea de la 25% din $MAC_{aripă}$ la 25% MAC_{AO}
M	Moment
m	Masa planorului
$m_{comenzi de zbor}$	Masa comenziilor de zbor
$m_{planor gol}$	Masa planorului gol
$m_{sisteme de bord}$	Masa sistemelor de bord
$m_{tren de aterizare}$	Masa trenului de aterizare
m_0	Masa maximă a planorului
m_{AO}	Masa ampenajului orizontal
$m_{aripă}$	Masa aripiei
m_{AV}	Masa ampenajului vertical
m_{bechie}	Masa trenului de aterizare secundar (bechia)
$m_{fuzelaj}$	Masa fuzelajului
m_{uav}	Masa sistemelor de bord neinstalate
MAC	Coarda medie aerodinamică
MAC_{AO}	Coarda medie aerodinamică a ampenajului orizontal
$MAC_{aripă}$	Coarda medie aerodinamică a aripiei

MAC_{AV}	Coarda medie aerodinamică a ampenajului vertical
MGC	Coarda medie geometrică
MGC_{AO}	Coarda medie geometrică a ampenajului orizontal
$MGC_{aripă}$	Coarda medie geometrică a aripii
MGC_{AV}	Coarda medie geometrică a ampenajului vertical
n	Factor de sarcină
N_l	Factorul de sarcină ultim admis la aterizare
N_z	Factor de sarcină ultim
q	Presiunea dinamică calculată la nivelul mării pentru o viteză de zbor de 50 m/s
R	Rezultanta forțelor
r	Raza virajului
R	Raza maximă a masei de aer ascendent
S	Suprafața aripii
S_{AO}	Suprafața ampenajului orizontal
$S_{aripă}$	Suprafața aripii
S_{AV}	Suprafața ampenajului vertical
S_F	Suprafața udată a fuzelajului
T	Forța de tracțiune
t/c	Raportul dintre grosimea maximă și coarda profilului aripii
U	Viteză rafalei
V	Viteză de zbor a planorului
V_a	Viteză ascensională
V_A	Viteză de manevră
V_B	Viteză rafalei
V_D	Viteză maximă de zbor
V_E	Viteză maximă de zbor pentru factor de sarcină negativ
V_G	Viteză de manevră în zborul pe spate
V_S^-	Viteză de stall calculată pentru coeficienul de portanță maxim negativ
V_S^+	Viteză de stall calculată pentru coeficienul de portanță maxim pozitiv
V_T	Viteză currentului de aer ascensional (termică)
V_x	Viteză de zbor proiectată pe axa X
$V_{x\phi}$	Viteză de zbor proiectată pe axa X în efectuarea vitajului cu unghiul ϕ
V_z	Viteză de zbor proiectată pe axa Z, viteza de înfundare
V_{zmin}	Viteză de înfundare minimă
$V_{z\phi}$	Viteză de zbor proiectată pe axa Z în efectuarea vitajului cu unghiul ϕ
VLM	Vortex lattice method
W	Greutatea planorului
X_{CG}	Pozitia centrului de greutate al aeronavei
α	Unghiul de incidență
γ	Unghiul de planare
λ	Raport de trapezoidalitate
Λ_{AO}	Unghiul de săgeată al ampenajului orizontal la 25% din MAC
λ_{AO}	Raport de trapezoidalitate al ampenajului orizontal
$\Lambda_{aripă}$	Unghiul de săgeată al aripii la 25% din MAC
$\lambda_{aripă}$	Raport de trapezoidalitate al aripii
Λ_{AV}	Unghiul de săgeată al ampenajului vertical la 25% din MAC
λ_{AV}	Raportul de trapezoidalitate al ampenajului vertical
μ	Parameatru de masă
ρ	Densitatea aerului
ϕ	Unghi de înclinare
Ω	Rata de viraj

1 Introducere

1.1 Relevanța temei

Designul planoarelor este un proces care cunoaște noi îmbunătățiri odată cu evoluția tehnologiei materialelor și a tehnicilor de calcul. În zilele noastre planoarele sunt utilizate în principal în zborurile de agrement sau în scopuri sportive, dar au avut, în trecut, și utilizări militare și de cercetare științifică. Astfel se caută în permanență noi metode prin care se pot îmbunătăți aparatele de zbor astfel încât să se atingă performanțe cât mai bune și să se stabilească noi recorduri.

Această lucrare își propune dezvoltarea conceptuală și dimensionarea preliminară a unui planor conform reglementărilor aeronautice referitoare la planoare din categoria utilitară, și să asigure un nivel ridicat de siguranță și performanță. Se vor stabili principalele caracteristici în ceea ce privește greutatea, geometria și aerodinamica aeronavei, utilizând pentru predimensionare o serie de studii și metode statistice care se bazează pe analiza modelelor de planoare concepute în trecut. Verificarea caracteristicilor aerodinamice și a performanțelor se va face cu metode consacrate de calcul, iar un model 3D al planorului va fi creat utilizând software-ul Autodesk Fusion 360.

1.2 Caracteristici generale

Planorul este o aeronavă mai grea decât aerul, în general fără motor, și care prin lansare la o anumită înălțime va zbura cu o pantă de coborâre continuă, tracțiunea necesară fiind asigurată de o componentă a greutății proprii [1]. Planoarele trebuie să realizeze cea mai puțină rezistență la înaintare pentru orice portanță generată. Acest lucru este realizat cu ajutorul unei aripi de alungire mare, o cabină de pilotaj îngustă și un fuselaj subțire.

Planorul se poate înălța folosind o masă de aer ascendent, iar apoi poate plana pe distanțe foarte mari până la găsirea următoarei mase de aer ascendent. Acest lucru necesită un raport bun între înălțimea utilizată la planare și distanța parcursă (finețea aerodinamică).

La începuturile planorismului, raportul de finețe al planoarelor era foarte mic, de 1:8 sau 1:10, adică de la înălțimea de 1000 m planoarele reușeau să parcurgă, fără cumul de energie exteroară, 8000 respectiv 10000 m distanță, iar viteza de infundare pe verticală a acestora era de aproximativ 1,5 m/s. [Figura 1-1 B] La ora actuală, finețea aerodinamică a planoarelor este cuprinsă între 1:40, 1:70, iar viteza de infundare minimă nu depășește valoarea de 0,4 m/s – 0,6 m/s, în funcție de clasa planorului. [Figura 1-1 A]

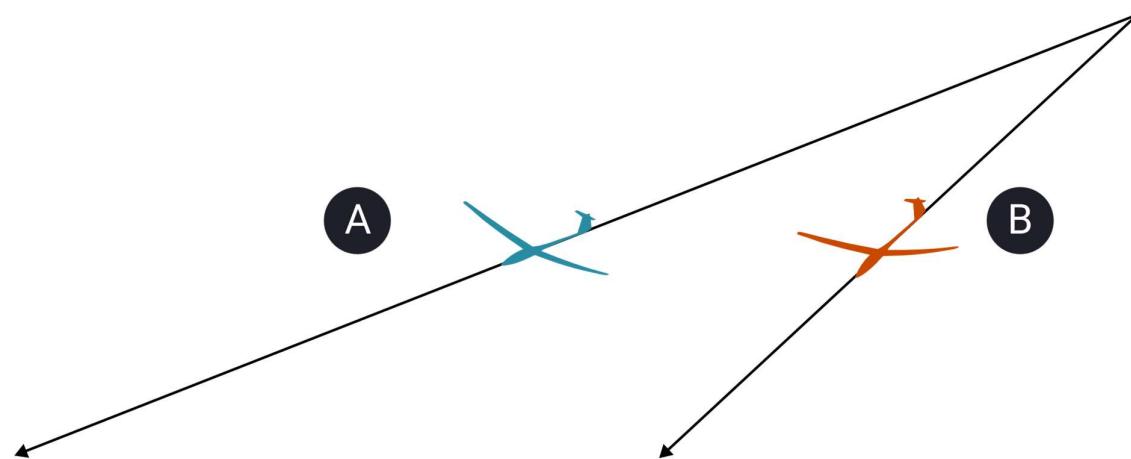


Figura 1-1 Reprezentarea a două planoare cu raport de finețe diferit.

Decolare planorului se poate realiza prin următoarele metode:

- Remorcaj de avion

Planorul este remorcăt de un avion, până la înălțimea dorită. Când s-a atins înălțimea stabilită de cei doi piloți (avion și planor), pilotul avionului balansează din aripi iar pilotul planorului declanșează cablul de remorcaj.

- Remorcaj de mosor

Planorul este tractat de un mosor de cca. 280 CP, cu doi tamburi. Cablul se înfășoară cu viteză pe tambur, iar planorul poate atinge o înălțime între 300 m - 600 m în funcție de lungimea cablului, tăria vântului și îndemânarea pilotului. Cablul de tractat este declanșat automat, dar pentru siguranță pilotul planorului trebuie să declanșeze și el de trei ori manual dispozitivul de declanșare.

- Lansare cu sandoul

Sandoul este un cablu elastic din fire de cauciuc foarte puternic, cu ajutorul căruia se lansează planorul pe o pantă lină de pe vârful unui deal. Acest mod de lansare, nu se mai folosește în prezent.

Există și planoare echipate cu motor electric și cu o elice retractabilă în fuzelaj, în funcție de model. Acestea pot decola singure de la sol și pot să aterizeze utilizând puterea motorului, dacă condițiile de zbor se deteriorează, dar au o greutate mai mare și o finețe aerodinamică mai mică. [Figura 1-2]



Figura 1-2 Planor cu motor electric retractabil [2]

În funcție de tipul de curenti exploatați de planor pentru a câștiga altitudine sau a se menține în zbor, există zbor termic, zbor de pantă sau zbor în undă.

- Zbor termic

Exploatează ridicarea maselor de aer în urma încălzirii lor, atunci când aerul din straturile inferioare în contact cu solul mai cald se ridică spre straturile mai reci de deasupra. Adesea se formează gramezi de nori cumulus la vârful curentilor ascendenți (sau termici) de aer cald.

- Zbor la pantă sau zbor dinamic

Profită de ridicarea geografică cauzată de un lanț montan perpendicular pe direcția vântului. Aerul, întâlnind un obstacol deosebit de mare, este forțat să se ridice pentru a trece peste el, acționând ca un curent ascendent. Aproape de vârf este generat un curent de aer pe care planorul îl poate exploata zburând de-a lungul crestei lanțului muntos. Atunci când aceleași

relief suflat de vânt este de asemenea, iradiat de soare, cele două efecte se pot compune, generând o ridicare termodinamică a aerului.

- Zbor în undă

După trecerea vântului peste un lanț muntos, în anumite condiții, acesta tinde să ia o mișcare ondulatorie. Dacă planorul reușește să se poziționeze împotriva vântului în secțiunea ascendentă a valului, va putea lua înălțime urmând profilul undei.

1.3 Elementele componente

Există o gamă largă de forme și dimensiuni pentru designul planoarelor, dar caracteristicile de bază sunt în esență aceleași. Toate planoarele se conformează principiilor aerodinamice care fac posibil zborul. Când aerul curge peste aripile unui planor, acestea produc o forță, numită forță de portanță, care permite aeronavei să rămână în aer. Aripile sunt proiectate pentru a produce o portanță cât mai mare pentru o rezistență la înaintare cât mai mică.

Elementele componente ale unui planor sunt asemănătoare cu cele ale unui avion. Acestea sunt pilotate cu aceleași organe de comandă, putând executa, în principiu, aceleași evoluții de zbor [3]. Majoritatea aeronavelor includ un fuzelaj, aripi, ampenaj, suprafete de control și tren de aterizare. [Figura 1-3]

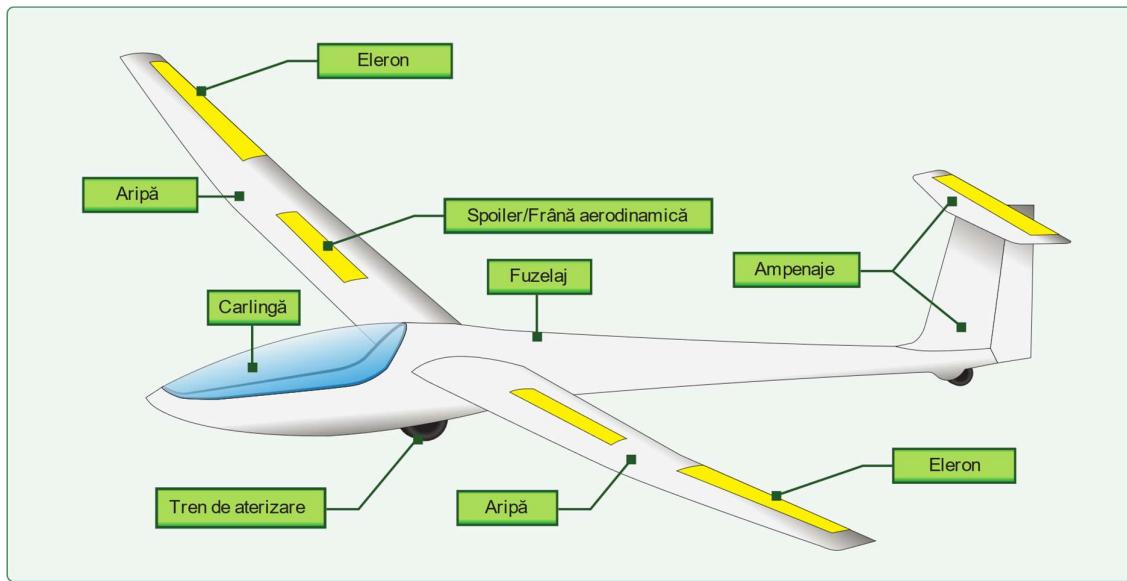


Figura 1-3 Elementele componente ale unui planor [4]

1.3.1 Fuzelajul

Fuzelajul este porțiunea din cadrul aeronavei de care sunt atașate aripile și ampenajul. Aceasta are rolul de a adăposti cabina de pilotaj și conține comenzi de control, precum și căsuță pentru fiecare ocupant.

Fuzelajul planorului este îngust și are o formă aerodinamică concepută pentru a minimiza rezistența la înaintare. Sarcinile primare pe fuzelaj includ forțe mari concentrate din reacțiunile aripilor, reacțiunile trenului de aterizare și sarcinile utile (pilotul) [5]. Construcția fuzelajelor aeronavelor a evoluat de la aranjamentele structurale timpurii cu bare confectionate din lemn, la structura monococă și ulterior la structuri de tip semi-monococă [6].

Planoarele, împreună cu majoritatea celorlalte aeronave, sunt proiectate pentru a avea învelișuri cât mai netede posibil, pentru a minimiza efectele de frecare cu aerul. Planoarele timpurii aveau învelișul fabricat din pânză, iar versiunile ulterioare foloseau învelișuri structurale din aluminiu. Cu toate acestea, niturile și cusăturile necesare învelișului de aluminiu produc rezistență la înaintare suplimentară, care tinde să scadă performanța de zbor. În multe planoare moderne, construcțiile composite care utilizează materiale precum fibra de sticlă și fibra de carbon înlocuiesc rapid aluminiul. Materialele composite permit proiectarea structurii aeronavelor fără sudură și fără nituri, cu forme care produc mai puțină rezistență la înaintare.

Carlinga unui planor este mică, dar suficient de încăpătoare pentru majoritatea oamenilor. În loc să stea drept, pilotii se înclină pe spate cu picioarele întinse în față lor. Astfel expunerea frontală a pilotului este redusă, iar aria secțiunii transversale a cabinei poate fi redusă substanțial. În interiorul carlingii, în afara postului de pilotaj se mai găsește și planșa cu instrumentele de bord și pârghiile de comandă (manșa și palonierele), cu ajutorul căror se execută comenziile necesare acționării suprafețelor de comandă [1].

1.3.2 Dispozitive de hipersustentație, de control și de mărire a rezistenței la înaintare

Aripile variază în dimensiune și au anverguri de la 12 metri, la 30 de metri în funcție de clasa planorului. Acestea încorporează mai multe componente care ajută pilotul să mențină altitudinea de zbor și să controleze portanța și rezistența la înaintare. Printre aceste componente se numără eleroanele și dispozitive de hipersustentație și de mărire a rezistenței la înaintare, cum ar fi flapsurile, spoilerele, sau frânele aerodinamice.

Elroanele sunt atașate de bordul de fugă al fiecărei aripi și se mișcă în direcții opuse, generând mișcarea de ruliu. Deplasarea manșei de control la dreapta face ca eleronul drept să devieze în sus, iar eleronul stâng să devieze în jos. *[Figura 1-4]* Curbura suprafeței aripii din dreapta scade, la fel și portanța generată, în timp ce curbura suprafeței aripii din stânga crește, odată cu portanța. Această diferență de portanță face ca planorul să se rostogolească spre dreapta.

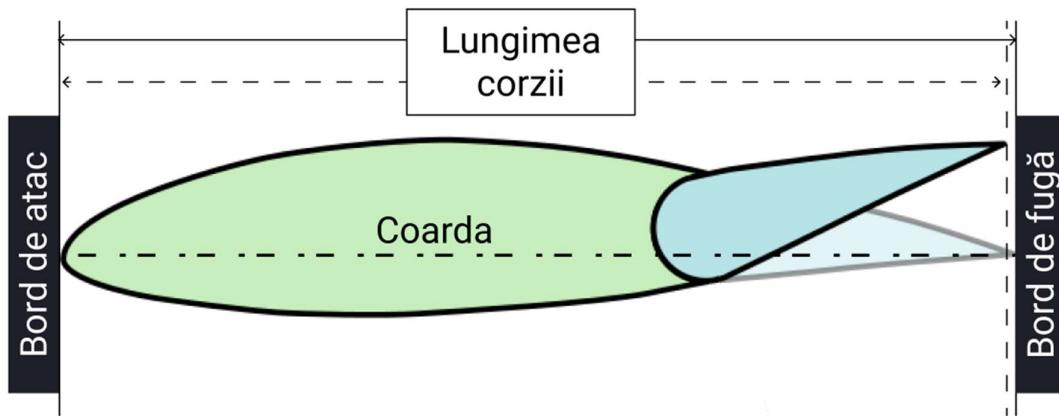


Figura 1-4 Curbura profilului modificată de eleroane

Spoilerele se extind de la extradosul aripii, întrerupând fluxul de aer, în timp ce frânele aerodinamice se extind atât pe extrados cât și pe intrados și cresc rezistența la înaintare parazită. Flapsurile sunt situate pe bordul de fugă al aripii și pot fi folosite pentru a crește portanța, rezistența la înaintare și viteza de infundare. *[Figura 1-5]* Fiecare tip de flaps îndeplinește câte o utilitate în funcție de designul aeronavei. Când flapsurile sunt extinse în jos, curbura profilului este mai mare, iar portanța și rezistența la înaintare a aripii cresc.

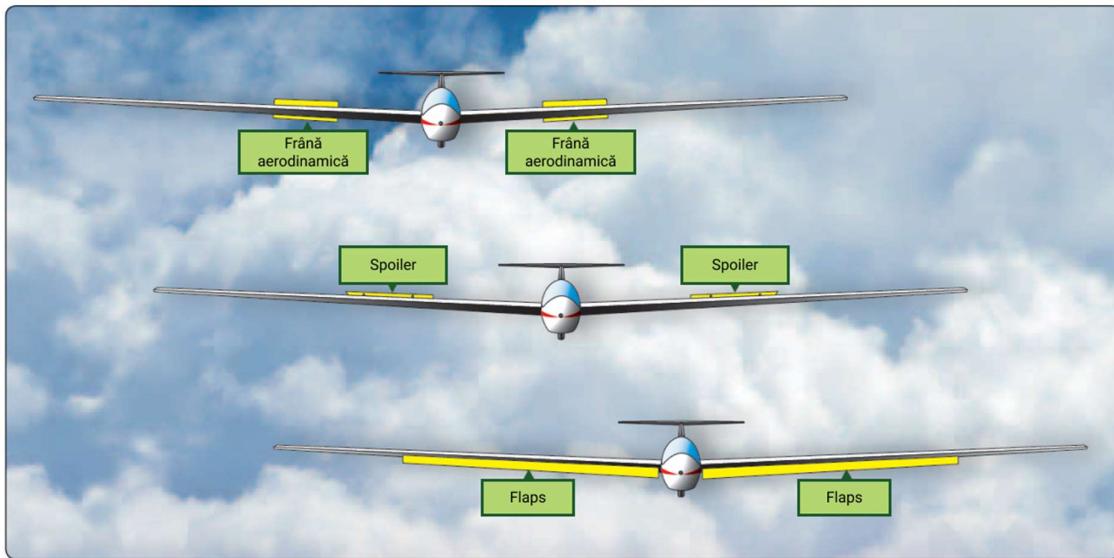


Figura 1-5 Dispozitive de portanță și de rezistență la înaintare [4]

1.3.3 Ampenajul

Ampenajul este compus din părți fixe care echilibrează aparatul de zbor, stabilizatorul și deriva, și din părți mobile care asigură manevrarea planorului în zbor, profundorul și direcția.

În cazul în care o rafală de aer îi schimbă poziția normală, stabilizatorul și deriva echilibrează planorul în poziția inițială [3]. Profundorul este atașat de stabilizator și controlează mișcarea de tangaj, scopul principal al acestuia este de a menține sau a modifica unghiul de atac. De obicei, pe profundor se regăsește și trimerul, care scade rezistența simțită pe comenziile de control, datorită fluxului de aer care trece peste suprafața asociată. Direcția este atașată de deriva și controlează mișcarea de giroare. Profundorul și direcția, împreună cu eleroanele, sunt legate prin tije de oțel sau cabluri de comenziile pe care le manevrează pilotul.

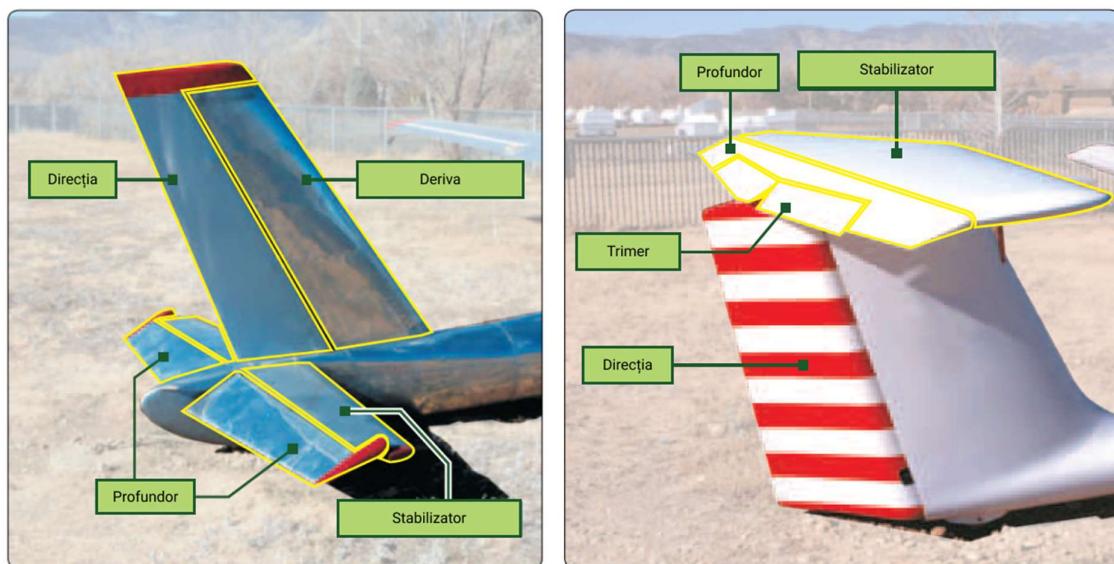


Figura 1-6 Componentele ampenajului [4]

De-a lungul anilor au existat diferite forme ale ampenajului. Planoarele timpurii au fost construite cu stabilizatorul montat la baza derivei. Această configurație poartă denumirea de ampenaj

clasic. Alte planoare erau proiectate cu ampenaj în formă de T sau în formă de V. Ampenajul în T, are stabilizatorul amplasat în partea de sus a derivei și asigură o finețe aerodinamică foarte bună, fiind mai eficient la viteze mici, dar acestea sunt mai solide și prin urmare, mai grele decât cele convenționale. La ampenajul în V suprafețele de comandă sunt plasate diagonal, fiecare suprafață acționând atât asupra tangajului, cât și asupra girării. Efectul dorit se obține prin bracarea diferențiată a suprafețelor mobile. Bracarea în același sens acționează ca profundorul, iar bracarea în sens contrar acționează ca direcția ampenajelor clasice [7]. Ampenajul în V a fost considerat o soluție mai simplă, mai ușoară și cu rezistență la înaintare mai mică.

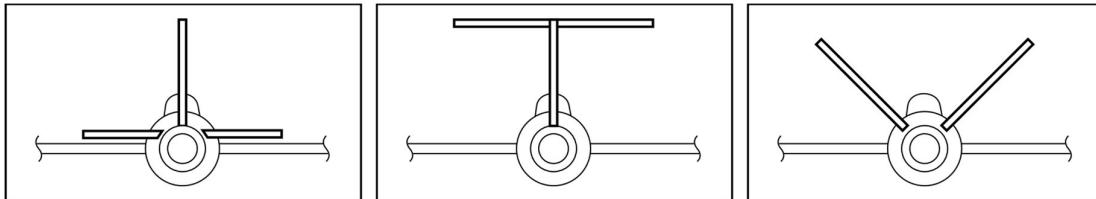


Figura 1-7 Diferite configurații ale ampenajului utilizate pe planoare [8] [9] [10]

1.3.4 Trenul de aterizare

Trenul de aterizare al planorului include de obicei o roată principală prinsă de fuselaj, o patină sau o roată pentru ampenaj și deseori roți sau patine de alunecare pentru aripi. Aceste componente suportă aeronava când se găsește pe pământ, fie în repaus, fie în mișcarea de decolare sau aterizare. Planoarele simple ce zboară la viteze mici au trenul de aterizare fix, așadar nu se retrage în timpul zborului și creează rezistență la înaintare parazită semnificativă ce afectează performanțele de zbor. Planoarele proiectate pentru viteze mari și rezistență la înaintare redusă au un tren de aterizare principal care este complet retractabil și bechie sau patină pentru alunecare.



Figura 1-8 Planor cu patină și roată principală pentru trenul de aterizare [11]

Pe roata trenului principal de aterizare este montată o frână care ajută planorul să încetinească și să se opreasca în momentul aterizării. Tipul de frână folosit depinde adesea de modelul planorului. Multe dintre planoarele timpurii se bazau pe frecarea generată de patina de bot și sol pentru a se opri. Modelele actuale sunt echipate cu frâne cu tambur sau frâne cu disc. Cel mai întâlnit tip de frână este cel din urmă, care este foarte asemănător cu frâna pe disc utilizată în industria automotive. Majoritatea franelor cu disc pentru planoare sunt acționate hidraulic pentru a oferi o capacitate maximă de frânare.

2 Stadiul actual

2.1 Scurt istoric

Visul de a zbura i-a determinat pe oameni să creeze modele complexe în încercarea de a imita zborul păsărilor. Leonardo da Vinci a schițat primele aparate de zbor în manuscrisele sale din secolul al XV-lea. Lucrarea sa era compusă dintr-o serie de modele de aripi, inclusiv un ornitopter alimentat de puterea omului, nume derivat din cuvântul grecesc pentru pasare. Secole mai târziu, când au început și alți oameni de știință să experimenteze aparate de zbor, a devenit evident că zborul nu poate fi susținut de corpul uman. Visul omului de a zbura a continuat să capteze imaginația multora, dar abia în anul 1977 Sir George Cayley, un baronet din Yorkshire, Anglia, a conceput un dispozitiv de zbor cu aripă fixă [4].

Otto Lilienthal a fost un pioner german al zborului care a devenit cunoscut drept „*Regele Planării*”. Acesta a fost prima persoană care a efectuat zboruri repetate, de succes și bine documentate începând cu anul 1891. [Figura 2-1 A] Lilienthal a urmat o abordare experimentală stabilită de către Sir George Cayley. Ziarele și revistele au publicat fotografii cu planarea acestuia, influențând opinia publică și științifică despre posibilitatea practică a mașinilor zburătoare.

La începutul anilor 1900 famosi frații Wright experimentau zborul planoarelor pe dealurile din Kitty Hawk, Carolina de Nord. [Figura 2-1 B] Aceștia au dezvoltat o serie de planoare în timp ce experimentau aerodinamica, ceea ce a fost esențial pentru dezvoltarea unui sistem de control funcțional. Mulți istorici, și cel mai important frații Wright însăși, au subliniat că viziunea lor era să învețe controlul zborului și să piloteze aeronave doar prin planare, în timp ce toți ceilalți experimentatorii se grăbeau să adauge un sistem de propulsie fără a perfecționa controlul zborului. În anul 1903, Orville și Wilbur Wright au realizat un zbor de puțin peste un minut, punând un motor pe cel mai bun design al lor de planor. În 1911 Orville Wright a stabilit un record mondial de zbor cu ajutorul aeronavei sale fără motor, timp de 9 minute și 45 de secunde, iar în 1920, planorismul a devenit un sport.

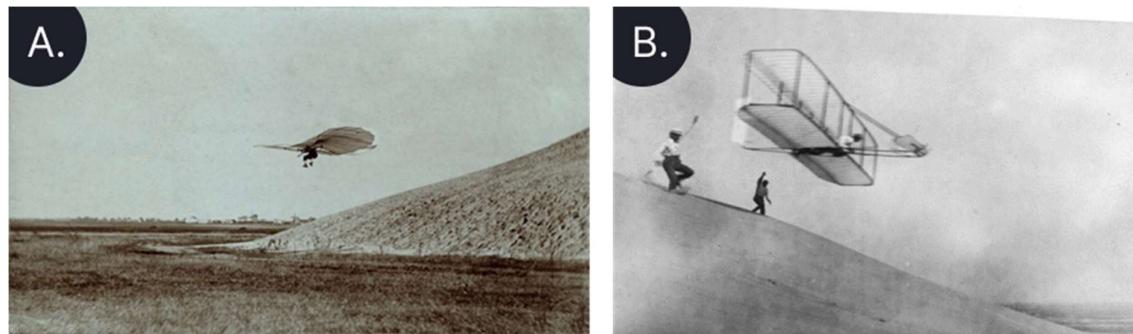


Figura 2-1 A. Otto Lilienthal în timpul zborului. B. Lansarea planorului Wright 1902

Designul planorului a fost stimulat de inovațiile aduse de germani, datorită Tratatului de la Versailles din Primul Război Mondial, care a interzis zborul aeronavelor cu motor. Au fost descoperite noi forme de generare a portanței care au făcut posibilă câștigarea altitudinii și parcurgerea distanțelor mari, folosind resursele atmosferice necunoscute anterior.

În 1921 Dr. Wolfgang Klemperer a doborât recordul de zbor al fraților Wright din 1911, cu un zbor de 13 minute utilizând vântul de creastă. În 1928, austriacul Robert Kronfeld a demonstrat că planorul poate câștiga altitudine prin executarea unei spirale în jurul curenților de aer ascendenți. În

1929 a fost înființată Asociația Națională a Planorismului, iar în 1937, au avut loc primele Campionate Mondiale, la Wasserkuppe, Germania.

Perioada anilor 1960 și 1980 a constatat o creștere rapidă. Această perioadă a cunoscut o renaștere a deltaplanurilor și a aeronavelor ultraușoare, deoarece materialele noi și înțelegerea mai profundă a aerodinamicii au introdus designuri inovative.

Până la sfârșitul anilor 1990, aviația a devenit ceva obișnuit, călătoriile cu avionul fiind esențiale pentru economia mondială. Planorismul a evoluat într-un sport divers și interesant în timp ce planoarele moderne, de înaltă performanță, sunt fabricate din materiale compozite și profită de aerodinamică și sisteme de control rafinate. Astăzi, piloții de planoare, folosesc instrumente sofisticate, inclusiv sistemul de poziționare globală și informații despre altitudine integrate în calculatoare electronice, având posibilitatea de a zbura mai departe, mai rapid și mai sus decât oricând înainte.

2.2 Modele de planoare

Planoare cu motor

Acest tip de planoare au motoare care pot fi folosite pentru prelungirea unui zbor și chiar, în unele cazuri, pentru decolare. Unele planoare cu motor de înaltă performanță pot avea o elice retractabilă acționată de motor care poate fi folosită pentru a susține zborul. Alte planoare au suficientă forță pentru a se lansa singure, înainte ca motorul să fie retras. Acestea sunt cunoscute sub denumirea de planoare cu autolansare. O altă configurație implică un motor, pe care pilotul îl poate porni și opri în zbor fără a retrage elicea [12].

Planoare fără motor

Federația Aeronautică Internațională a recunoscut șapte clase de planoare destinate Campionatelor Mondiale și Europene [13]. Acestea sunt descrise în *Tabelul 2-1*.

Tabelul 2-1 Clasele și restricțiile impuse pentru planoarele eligibile pentru campionate

Clasa	Restricții
Liberă	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Greutatea maximă la decolare: 850 kg
Standard	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Anvergura aripilor: maxim 15 m ▪ Greutatea maximă la decolare: 525 kg ▪ Fără flapsuri sau alte dispozitive de mărire a portanței ▪ Apă ca balast
15 metri	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Anvergura aripilor: maxim 15 m ▪ Greutatea maximă la decolare: 525 kg ▪ Sunt permise dispozitivele pentru creșterea portanței ▪ Apă ca balast
18 metri	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Anvergura aripilor: maxim 18 m ▪ Greutatea maximă la decolare: 600 kg ▪ Sunt permise dispozitivele pentru creșterea portanței ▪ Apă ca balast
Cu două locuri	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Anvergura aripilor: 20 m ▪ Greutatea maximă la decolare: 850 kg ▪ Fără flapsuri sau alte dispozitive de mărire a portanței ▪ Apă ca balast

Club	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Planoare mai vechi într-un anumit interval de performanță, prin care diferențele de performanță sunt echilibrate de factori de handicap ▪ Instalațiile pentru balastul de apă pot fi prezente, dar nu pot fi utilizate
13,5 metri	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Clasă pentru nivel de începători ▪ Anvergura aripilor: maxim 13,5 m ▪ Poate fi folosit balast, dar încărcarea aripii nu trebuie să depășească 35 kg/m²

2.3 Studiu comparativ al modelelor de planor existente pe piață

1) Schleicher ASW 28

ASW 28 este un planor construit din materiale compozite, cu un singur loc, cu o aripă semiînaltă [14], o anvergură de 15 m și ampenaj în formă de T. Ca toate planoarele din clasa standard, ASW-28 nu are flapsuri sau alte dispozitive de îmbunătățire a portanței. Are wingleturi înalte, tren de aterizare retractabil și sistem de balast cu apă. Structura este alcătuitură dintr-un material composit complex ce conține plastic armat cu fibre de carbon, aramid și polietilenă. Astfel planorul are o structură ușoară și poate transporta cantități mari de balast de apă, permitând astfel o gamă largă de posibile încărcări ale aripii pentru vreme slabă și puternică. *[Figura 2-2 A]*

2) Diana 2

Diana este un planor cu un singur loc, cu o aripă montată la mijlocul fuzelajului, fără lonjeron și o anvergură de 15 metri, cu un ampenaj în formă de T [15]. Structura este realizată exclusiv din fibre de carbon și aramidă pentru a obține o greutate minimă. Planorul are un tren principal de aterizare retractabil și o roată de bechie fixă. Diana 2 utilizează un profil aerodinamic aparținând familiei KL-002. Aripa este mai subțire la încastrare iar bordul de atac și de fugă nu urmează nicio linie dreaptă, necesitând un proces de producție care depinde în mare măsură de tehnologia CNC. Noua aripă oferă performanțe foarte bune la viteze mari [16]. *[Figura 2-2 B]*

3) Rolladen-Schneider LS8-18

LS8 este un planor care are un design flexibil și un potențial ridicat pentru dezvoltare. Deși a fost proiectat inițial conform specificațiilor clasei standard, acestui design îi pot fi adăugate extensii de mărire a anvergurii sau motorizări. Aripile, wingleturile și stabilizatorul planorului LS8-18 sunt alcătuite din structuri sandwich în timp ce profundorul și deriva au o construcție mixă de carbon și aramidă. Sistemul de control al eleroanelor, profundorului și derivei este echilibrat de contragreutăți. Rezervoarele de balast sunt în număr de două pe fiecare aripă și un rezervor mai mic în ampenaj cu o capacitate de 12 litri, care permite corectări ale centrului de greutate. *[Figura 2-2 C]*

4) Sportinė Aviacija LAK-19

LAK-19 este un planor cu un singur loc și este produs în Lituania de către Sportinė Aviacija. Este un planor cu aripă montată la mijlocul fuzelajului, cu ampenaj în formă de T și tren de aterizare principal retractabil. Sunt prevăzute panouri exterioare interschimbabile pentru a-i permite să zboare cu o anvergură de 15 metri sau 18 metri. Planorul este din construcție compozită, folosind materiale precum kevlar, carbon și fibră de sticlă. Este capabil să transporte 180 de litri de balast cu apă și toate comenzile, inclusiv sistemul de balast, se cuplă automat [17]. *[Figura 2-2 D]*

Tabelul 2-2 Caracteristicile generale și performanțele planoarelor analizate

Caracteristici generale	Schleicher ASW 28 [18]	Diana 2 [16] [15]	Rolladen-Schneider LS8-18 [19]	Sportinė Aviacija LAK-19 [17]
Suprafața aripiei	10,5 m ²	8,64 m ²	10,5 m ²	9,06 m ²
Alungirea aripiei	21,4	26	21,4	24,83
Lungimea fuzelajului	6,585 m	6,88 m	6,72 m	6,53 m
Profilul aerodinamic	DU 99-147	KL-002-128/17	LS8	LAP 92 - 130/15
Masa planorului gol	235 kg	182 kg	250 kg	220 kg
Masa maximă la decolare	525 kg	500 kg	525 kg	453 kg
Încărcarea minimă pe aripă	29 kg/m ²	28 kg/m ²	32 kg/m ²	31,5 kg/m ²
Încărcarea maximă pe aripă	50 kg/m ²	58 kg/m ²	50 kg/m ²	50 kg/m ²
Balast de apă	200 l	250 l	202 l	180 l
Performanțe				
Viteza maximă	285 km/h	285 km/h	280 km/h	275 km/h
Viteza de înfundare minimă	0,55 m/s	0,45 m/s	0,59 m/s	0,53 m/s
Raportul de planare	45	52	43	45

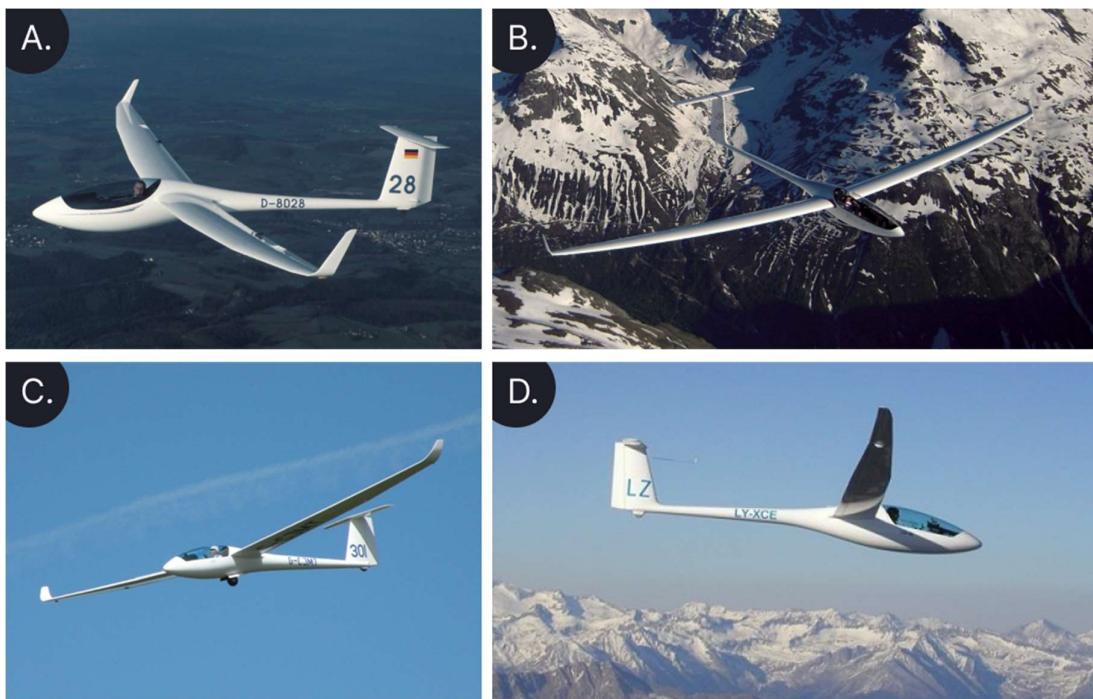


Figura 2-2 A. Schleicher ASW 28 [18]. B. planorul Diana 2 [20]. C. Rolladen-Schneider LS8-18 [21]. D. Sportinė Aviacija LAK-19 [22].

3 Noțiuni teoretice

3.1 Forțele care acționează asupra aeronavei

Există patru forțe care acționează asupra unei aeronave în timpul zborului orizontal și anume, portanța, greutatea, tracțiunea și rezistența la înaintare. Portanța se opune greutății și tracțiunea se opune rezistenței la înaintare. Când toate cele patru forțe sunt în echilibru, este susținut zborul orizontal uniform. Pentru obținerea forței de tracțiune planorul transformă energia potențială pe care a acumulat-o, în energie cinetică, substituind înălțimea cu distanță. Această forță este asigurată de o componentă a greutății proprii. [Figura 3-1]

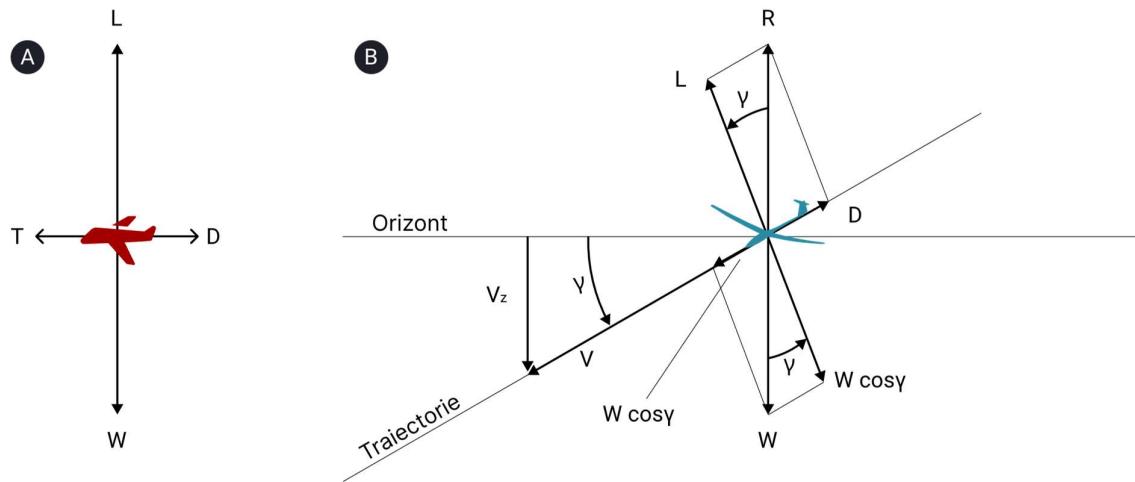


Figura 3-1 A. Echilibrul de forțe în timpul zborului orizontal uniform; B. Echilibrul de forțe în timpul zborului planat

Forțele aerodinamice care acționează asupra planorului pot fi descompuse în componente perpendiculare pe traectoria de zbor (portanță) și componente paralele cu traectoria de zbor (rezistență la înaintare):

$$L = C_L \frac{\rho}{2} V^2 S \quad (3.1)$$

$$D = C_D \frac{\rho}{2} V^2 S \quad (3.2)$$

În timpul zborului rectiliniu și uniform, portanța trebuie să fie egală cu greutatea aeronavei și trebuie furnizată o forță de tracțiune T pentru a echilibra rezistența la înaintare. Deoarece planorul este, prin definiție, nemotorizat, forța de tracțiune este $T = 0$ și forțele se echilibrează în timpul zborului planat. Ca și în cazul forțelor aerodinamice, greutatea planorului este împărțită într-o componentă perpendiculară pe traectorie și una paralelă cu aceasta. În timpul planării la viteză constantă, unghiul de planare γ este unghiul care asigură echilibrul dintre forțele individuale. [Figura 3-1 B]

$$L = W \cos(\gamma) \quad (3.3)$$

$$D = W \sin(\gamma) \quad (3.4)$$

Din Figura 3-1 reiasă faptul că tangenta unghiului de planare este reportul dintre portanță și rezistență la înaintare:

$$\tan(\gamma) = \frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} \quad (3.5)$$

Raportul dintre portanță și rezistență la înaintare este cunoscut și sub numele de finete aerodinamică:

$$\frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} = \frac{1}{\tan(\gamma)} \quad (3.6)$$

3.2 Forța de portanță

Portanță este o forță aerodinamică și este generată de fiecare element component al planorului, dar cea mai mare cantitate este produsă de aripă. Această forță este rezultatul efectelor dinamice ale fluxului de aer ce acționează asupra aripii, perpendicular pe direcția de zbor, prin centrul de portanță.

Conform Prinzipiului al III-lea al Mecanicii, când un corp acționează asupra altui corp cu o forță (forță de acțiune), cel de-al doilea corp acționează și el asupra primului cu o forță de aceeași mărime și de aceeași direcție, dar de sens contrar (forță de reacție). Astfel, la mișcarea planorului prin aer, fluidul care este deviat în jos produce o reacție ascendentă (de ridicare), iar curentul de aer care lovește secțiunea superioară a bordului de atac este deviat în sus, peste extrados. În timp ce presiunea din partea de jos a aripii este mare, creșterea vitezei aerului în partea de sus produce o scădere bruscă a presiunii, înălțând aripa.

Geometria aripii are un efect însemnat asupra cantității de portanță generată. Forma profilului aerodinamic, dimensiunea, raportul dintre anvergura și suprafața aripii afectează semnificativ cantitatea de portanță generată. Pentru a genera portanță planorul trebuie să se miște prin aer, astfel portanța depinde de viteza aerului și de înclinarea aripii față de curentul de aer, de vâscozitatea și compresibilitatea acestuia.

În general, dependența de forma corpului, înclinația, vâscozitatea aerului și compresibilitatea este foarte complexă. O modalitate de a trata dependențele complexe este de a le caracteriza printr-o singură variabilă. Pentru forța de portanță, această variabilă este coeficientul de portanță. Acest lucru permite colectarea tuturor efectelor, simple sau complexe într-o singură ecuație [5] [Ecuația (3.1)].

3.3 Forța de rezistență la înaintare

Forța de rezistență la înaintare este o forță aerodinamică care se opune forței de tracțiune și acționează asupra aeronavei în direcția curgerii aerului. Există două tipuri diferite de rezistență la înaintare care împreună alcătuiesc rezistența la înaintare totală: parazită și indusă. Rezistența la înaintare apare atunci când un corp solid interacționează cu un fluid lichid sau gazos și este generată de diferența de viteza dintre corpul solid (planorul) și fluid (aerul). Dacă nu există mișcare între obiect și fluid, nu există nici forță de rezistență [23].

3.3.1 Rezistență la înaintare parazită

Rezistența la înaintare parazită apare la mișcarea oricărui obiect prin aer. Aripa planorului are o rezistență la înaintare parazită foarte mică, dar atunci când se adaugă rezistența la înaintare generată de toată aeronava, cantitatea de rezistență parazită crește semnificativ. Acest lucru este evident mai ales la viteze mari, deoarece rezistența parazită crește odată cu pătratul vitezei. Cu alte cuvinte, dacă viteza de zbor a planorului este dublată, rezistența parazită crește de patru ori. [Figura 3-2]



Figura 3-2 Forța de frecare în funcție de viteză [4]

Acest tip de rezistență la înaintare este cauzată de rugozitatea învelișului planorului. Rugozitatea permite unui strat subțire de aer să se lipească de suprafață și să creeze mici vârtejuri sau zone de presiune scăzută. Pe măsură ce aerul curge pe suprafața aripiei, frecarea oprește stratul de molecule de aer aflat în contact direct cu suprafața sa. Aerul este un fluid vâscos, prin urmare stratul staționar încetinește stratul de aer de deasupra. Acest strat încetinește apoi stratul de deasupra și aşa mai departe. Astfel, viteza curgerii crește odată cu distanța de la suprafața aripiei, până la atingerea unei viteze maxime a curgerii. Stratul decelerat de aer poartă numele de strat limită, iar forțele de frecare care creează acest strat induc o forță de rezistență la înaintare asupra planorului.

Stratul limită poate lua două forme distincte: stratul limită laminar, în care fiecare strat de molecule de aer alunecă lin peste vecinii săi, și stratul limită turbulent, dominat de turbulențe și flux de aer neregulat. Stratul limită turbulent generează de 5 până la 10 ori mai multă rezistență la înaintare decât stratul limită laminar. Prin urmare în proiectarea unui planor se urmărește menținerea unei curgeri laminare de-a lungul aeronavei. [Figura 3-3]

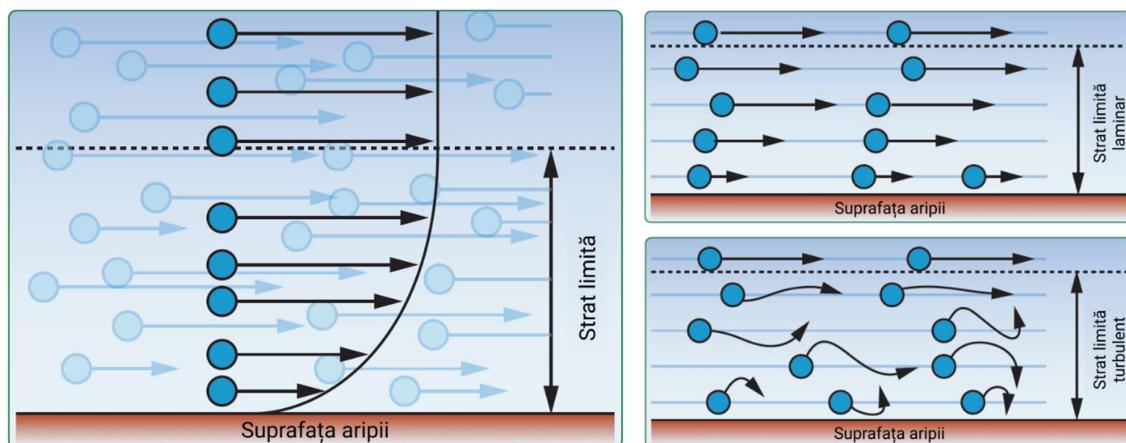


Figura 3-3 Strat limită laminar și strat limită turbulent [3]

3.3.2 Rezistență la înaintare indusă

Această forță de frecare este cauzată de curgerea ce apare pe suprafața unei structuri. [Figura 3-4] Orice obiect care se mișcă prin aer trebuie să îndepărteze aerul din fața sa. Astfel apare o acumulare de presiune în fața obiectului și un gol de presiune în spatele acestuia. Diferența de presiune are ca rezultat rezistența la înaintare datorată formei. Aceasta poate fi atenuată prin reducerea ariei secțiunii transversale a obiectului sau prin utilizarea unei forme aerodinamice.

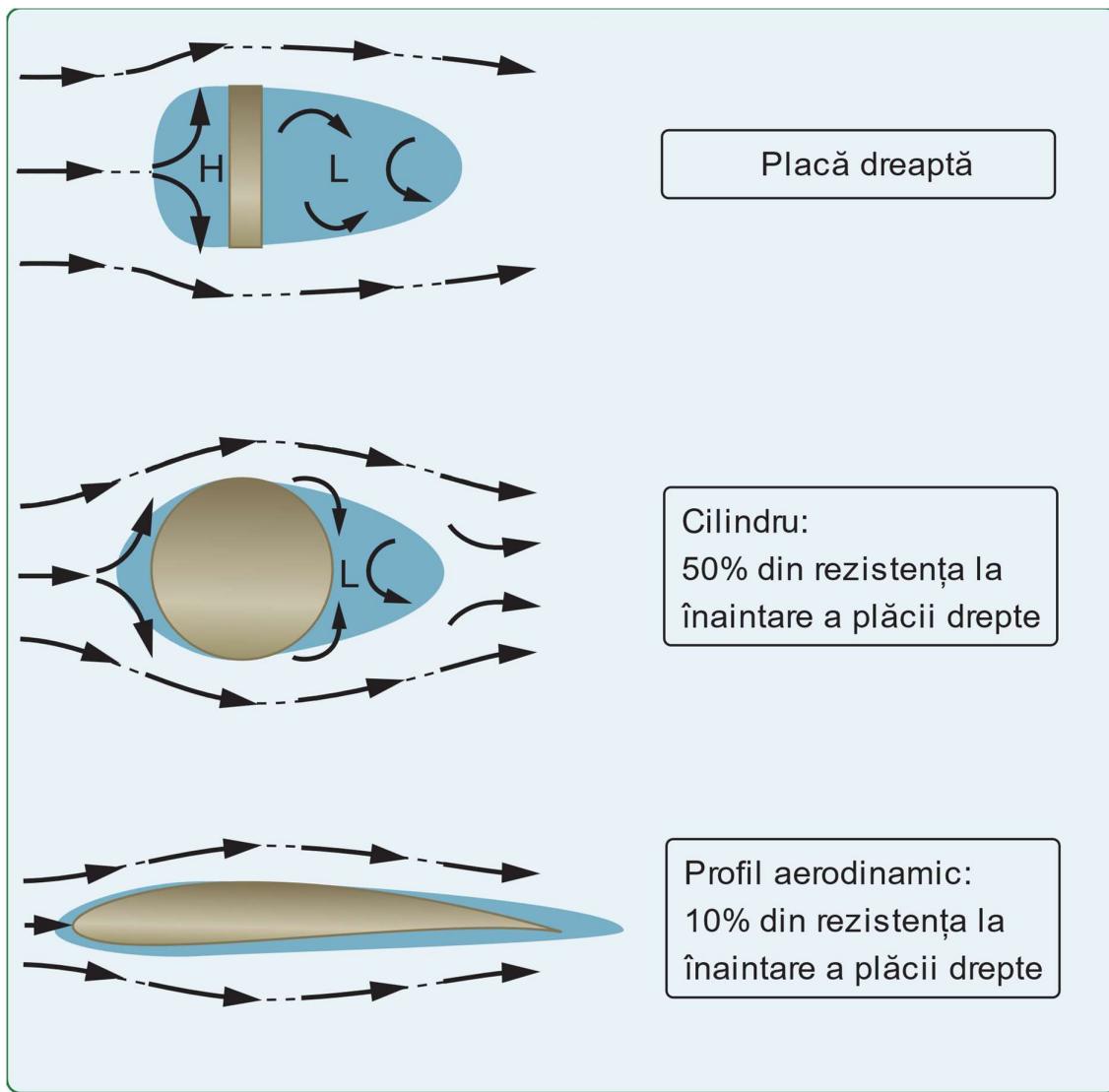


Figura 3-4 Rezistență indusă în funcție de profil [4]

Rezistența la înaintare indusă este dezvoltată pe măsură ce aripa înaintează prin aer și creează diferență de presiune necesară pentru obținerea portanței. Pe măsură ce aerul cu presiune ridicată de pe suprafață inferioară a profilului aerodinamic se curbează în jurul capătului aripii și umple zona de presiune inferioară de pe suprafață superioară, portanța se pierde, totuși energia pentru a produce diferite presiuni este încă consumată. Deoarece energia este irosită, rezultatul este rezistență la înaintare. Cu cât planorul are nevoie de mai multă energie pentru a zbura, cu atât este mai mare viteza de infundare.

Energia care produce vârtejurile este energie risipită, iar orice energie risipită duce la o performanță mai slabă. [Figura 3-5] Rezistența la înaintare indusă poate fi redusă prin creșterea alungirii aripii planorului, astfel, cu cât alungirea aripii este mai mare, cu atât rezistența indusă este mai

mică. Wingleturile, partea de la extrema aripii îndoită înspre verticală [14], sunt folosite de asemenea pentru a îmbunătăți eficiența planorului. Astfel de dispozitive cresc alungirea aripii fără a modifica anvergura acesteia.

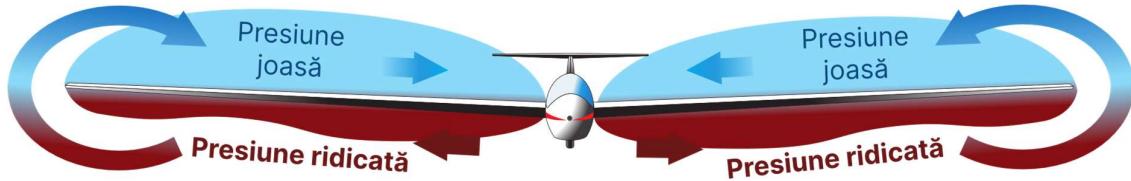


Figura 3-5 Apariția vârtejurilor datorită diferenței de presiune [4]

3.3.3 Rezistență la înaintare totală

Rezistența la înaintare totală este suma dintre rezistență la înaintare parazită și cea indușă. Curba de rezistență la înaintare totală constituie combinația dintre aceste forțe și este reprezentată în funcție de viteza de zbor. [Figura 3-6]

$(L/D)_{max}$ este punctul în care raportul portanță, rezistență la înaintare este maxim. La această viteză, capacitatea totală de producere a portanței a planorului, în comparație cu rezistența la înaintare totală, este cea mai favorabilă. În condiții meteo favorabile, aceasta este viteza utilizată pentru a obține distanța maximă de planare.

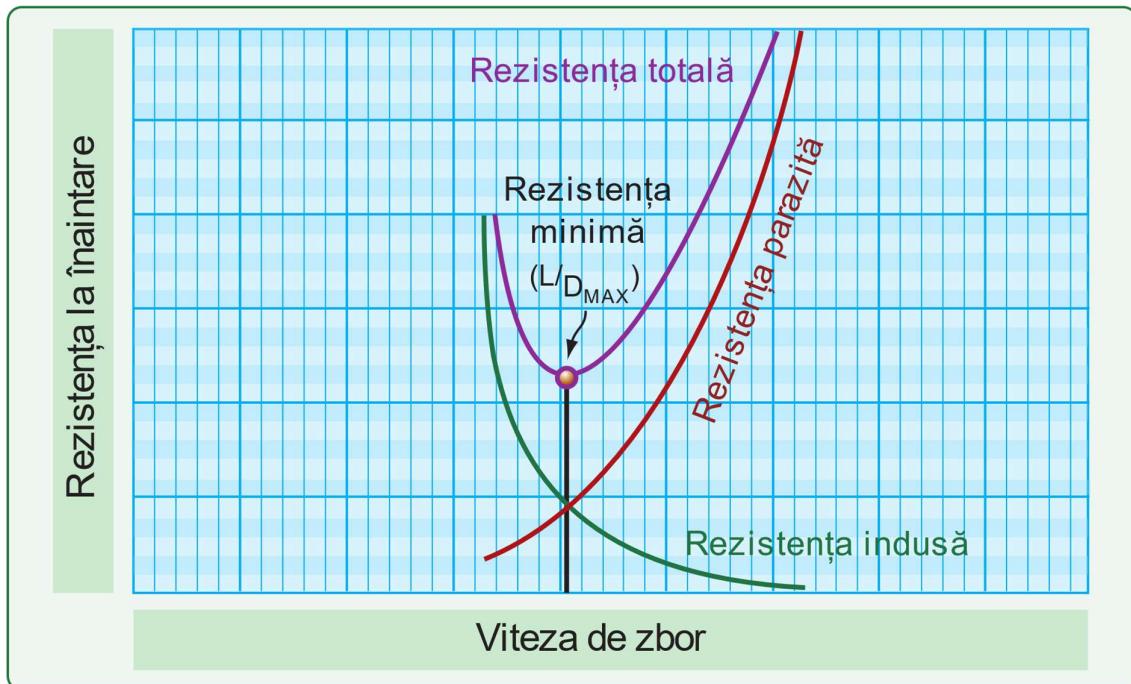


Figura 3-6 Rezistența la înaintare totală este suma dintre rezistență la înaintare parazită și cea indușă [4]

4 Designul conceptual al planorului

4.1 Cerințe de certificare

Abordarea aleasă pentru acest capitol se concentrează pe cercetarea istorică și evaluarea statistică a proprietăților aeronavelor deja construite și comercializate. Scopul planorului este de a fi utilizat pentru zboruri de antrenament, zboruri de performanță și în competiții FAI. În consecință, se va proiecta un planor din clasa standard, în conformitate cu cerințele de proiectare CS-22 [24], la care se adaugă specificațiile tehnice și performanțele menționate în *Tabelul 4-1*.

Tabelul 4-1 Caracteristici tehnice și limite de operare

Caracteristică	Valoare
Anvergura aripiei	15 m
Greutatea maximă	500 kg
Încărcarea pe aripă maximă	50 kg/m ²
Viteza de stall	Mai mică de 80 km/h
Viteza maximă	280 km/h
Viteza de înfundare minimă	0,5 m/s
Finețe aerodinamică	40
Coeficient de portanță maxim negativ	-0,8
Factor de siguranță	1,5
Factor de sarcină	Maxim pozitiv $\geq 5,3$ Maxim negativ $\leq -2,65$

4.2 Proiectarea aripiei

4.2.1 Alegerea profilului aerodinamic

Alegerea profilului aerodinamic este de o importanță fundamentală în proiectarea oricărei aeronave deoarece acesta dictează caracteristicile aerodinamice și performanțele de zbor. Un planor este un aparat de zbor cu o performanță aerodinamică ridicată, care pentru a zbura, utilizează pe deplin conversia energiei cinetice în energie potențială și invers [25].

Selectarea profilului aerodinamic se bazează pe o serie de considerente de proiectare. Într-o anumită măsură, cerințele sunt în conflict și sunt greu de rezolvat. Cu toate acestea, profilul aerodinamic trebuie să respecte următoarele specificații:

- Rezistență la înaintare scăzută $C_D < 0,007$
- Portanță ridicată $C_L > 1,3$
- Finețe aerodinamică mare $C_L/C_D > 100$
- Timp de planare ridicat $C_L^{3/2}/C_D > 120$
- Comportament uniform pe măsură ce numărul Reynolds variază de la 1E5 la 4E6

Pentru alegerea profilului aerodinamic care urmează să fie adoptat, s-a realizat o primă selecție ținând cont de acele familii de profiluri utilizate în general de constructorii industriali și care îndeplinește în special cerințele pentru numere Reynolds scăzute și menținerea laminarității curgerii. [Figura 4-1]

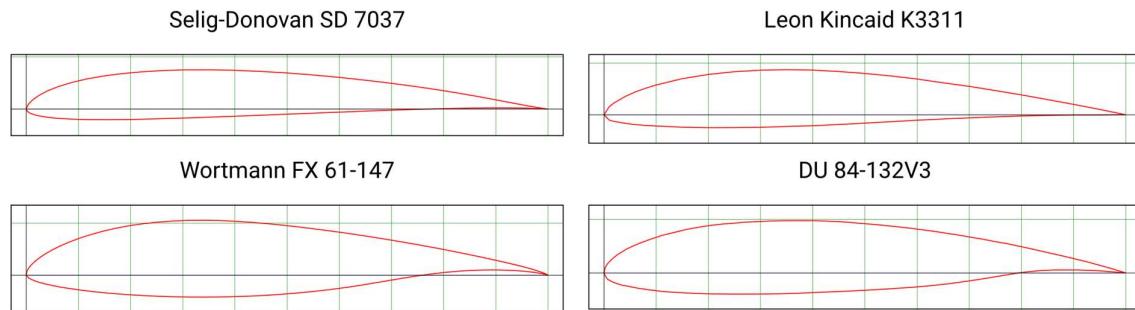


Figura 4-1 Profilurile aerodinamice analizate

Cu ajutorul programului XFLR5 a fost posibilă procesarea listei de profiluri care sunt incluse în selecția anterioară. [Anexa B] Alegerea profilului s-a realizat prin utilizarea unor ponderi în conformitate cu performanțele urmărite. Rezultatele obținute sunt prezentate în Tabelul 4-2.

Tabelul 4-2 Performanțele profilurilor aerodinamice

Profil	C_{Lmax}	C_{Dmin}	$(C_L/C_D)_{max}$	$(C_L^{3/2}/C_D)_{max}$	Nota
Selig-Donovan SD 7037	1,42	0,0047	147,48	141,89	0,87
Leon Kincaid K 3311	1,38	0,0049	154,36	145,58	0,90
Wortmann FX 61-147	1,55	0,0048	165,24	150,47	0,95
Delft DU 84-132V3	1,43	0,0064	116	135,19	0,76
Ponderi	0,20	0,20	0,30	0,30	1,00

SD 7037 este favorizat datorită intervalului extins de coeficienți de portanță care pot fi utilizati, acesta începe de la $C_L = 0,2$ și se extinde aproape de $C_L = 1$, unde rezistența la înaintare începe să crească rapid.

K3311 are o performanță termică mai bună față de modelul anterior, dar acest avantaj este echilibrat de performanțe mai scăzute la croazieră. De asemenea, trebuie remarcat faptul că angajarea în limita de viteză a profilului K3311 este mai blândă decât a profilului SD7037.

Delft DU 84-132V3 este profilul utilizat pe planorul ASW 22. Acesta prezintă un coeficient de rezistență la înaintare ridicat comparativ cu celelalte profiluri analizate, dar per total, performanțe mai scăzute.

Wortmann FX 61-147 prezintă proprietăți bune, atât pentru valoarea maximă a coeficientului de portanță, cât și pentru eficiență, puterea și uniformitatea performanței, pe măsură ce numărul

Reynolds variază. În continuare se va utiliza acest profil, capacitatea de a genera portanță din abundență și angajarea în limita de viteză blândă fiind printre atrbutele sale cheie.

4.2.2 Poziționarea aripii și forma în plan orizontal

Poziționarea aripii influențează designul celorlalte componente ale aeronavei, inclusiv ampenajul, trenul de aterizare și centrul de greutate. În mare măsură alegerea unei aripi înalte, mijlocii sau joase depinde de condițiile de operare asociate cu misiunea aeronavei. Cu toate că aripa joasă a fost utilizată în trecut pentru planoare, această configurație se va omite pentru a evita coliziunile la decolare sau aterizare. Aripa mijlocie tinde să minimizeze rezistența la înaintare de interferență, dar necesită o structură care să treacă prin mijlocul fuzelajului. Aripa înaltă are o rezistență la înaintare mai mare față de configurația mijlocie și implică un efect diedru negativ. [Figura 4-2]

Deoarece se dorește minimizarea rezistenței la înaintare se utilizează aripa mijlocie și se va varia unghiul diedru pentru la o valoare la care se obține stabilitate laterală uniformă.

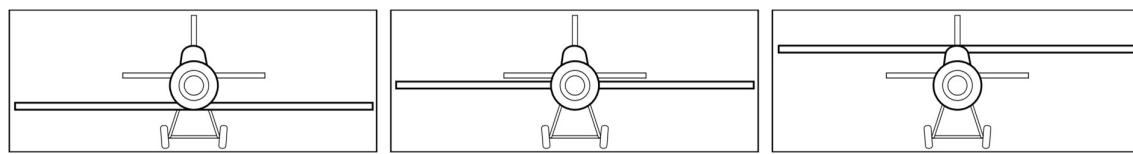


Figura 4-2 Aripă joasă, aripă mijlocie și aripă înaltă

Forma în plan a aripilor afectează cantitatea de portanță și de rezistență la înaintare produsă. Cele mai frecvente forme întâlnite sunt aripa eliptică, dreptunghiulară, trapezoidală și aripa în săgeată negativă sau pozitivă. [Figura 4-3]

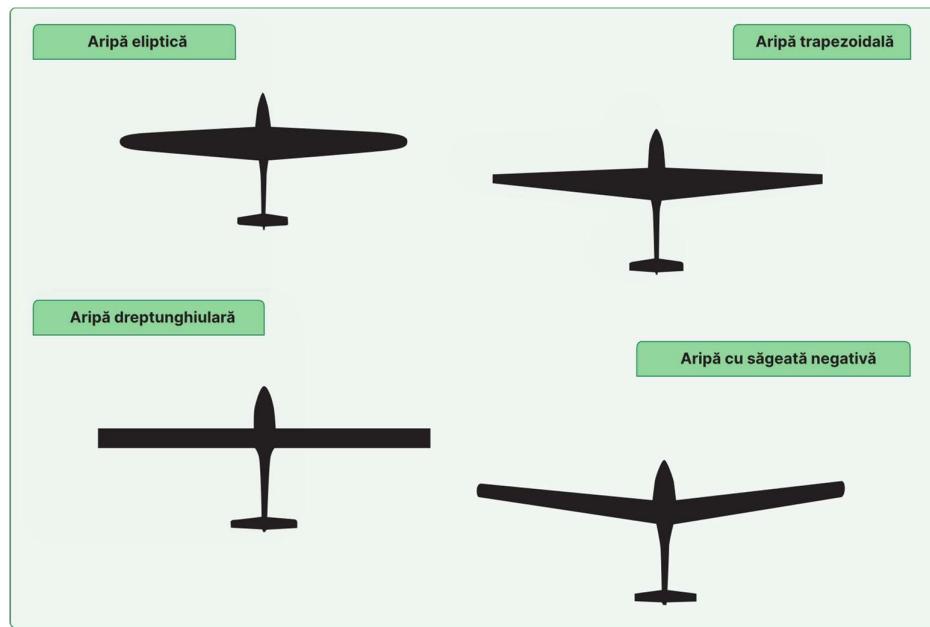


Figura 4-3 Forma în plan a aripii [3]

Aripa eliptică minimizează cel mai bine rezistența la înaintare indusă. Această formă scurtează coarda din apropierea vârfurilor aripii astfel încât portanța generată la extremități este zero îmbunătățind eficiența aerodinamică. Acest design este dificil și costisitor de fabricat datorită curbelor compuse din forma geometrică. Aripa eliptică este cea mai eficientă în ceea ce privește raportul portanță, rezistență la înaintare, dar distribuția uniformă a portanței face ca întreaga întindere a aripii să intre în stall, provocând pierderea controlului cu puține avertismente.

Aripa dreptunghiulară este similară ca eficiență cu aripa eliptică, dar este mult mai ușor de fabricat și are caracteristici de stall foarte blânde. Un dezavantaj al acestui design este că dezvoltă mai multă rezistență la înaintare decât o aripă eliptică de dimensiuni comparabile.

Aripa trapezoidală este forma cea mai frecvent întâlnită pe planoare. Această aripă produce mai puțină rezistență la înaintare comparativ cu aripa dreptunghiulară, deoarece suprafața aripii la vîrf este mai mică decât la încastrare. O aripă trapezoidală poate atinge viteze de zbor destul de ridicate, dar dacă răsucită prezintă caracteristici de stall neduite.

Aripa în săgeată negativă este folosită pentru a permite zonei de producere a portanței să se deplaseze înainte, păstrând în același timp punctul de montare în spatele carlingii. Această configurație de aripă este utilizată pe unele planoare cu două locuri pentru a permite o mică modificare a centrului de greutate când locul din spate este ocupat sau în timpul zborului solo. Acest tip de design îi oferă planorului o manevrabilitate sporită, prevenind angajarea în stall la vârful aripii la unghiuri mari de atac. În schimb, stall-ul are loc la încastrarea aripii.

Pentru a limita complexitatea constructivă se va utiliza o aripă trapezoidală dublă, cu avantajul unei greutăți mai mici față de o aripă care are aceeași distribuție a corzii de la încastrare la vârf. De asemenea, nu se va impune un unghi de săgeată pentru a menține o greutate redusă și pentru a obține o curbă de portanță ridicată.

Pe baza graficului prezentat în *Figura 4-4* care colectează un set de date procesat de Universitatea din Delft și care are ca rezultat o formă a aripii care minimizează interferența cu fuzelajul și rezistența indusă, se va alege geometria aripii. Graficul a fost folosit pentru a stabili o valoare a coardei la încastrare de 1 metru, după care a fost scalat cu un factor de 0,8. Această valoare a fost aleasă pentru a obține o coardă de 0,8 m pe baza unei serii de avioane cu o geometrie similară, *Anexa A*. Forma particulară obținută este compromisul perfect între cerințele aerodinamice și cele constructive, care trebuie să se apropie de forma eliptică [26]. [*Figura 4-5*]

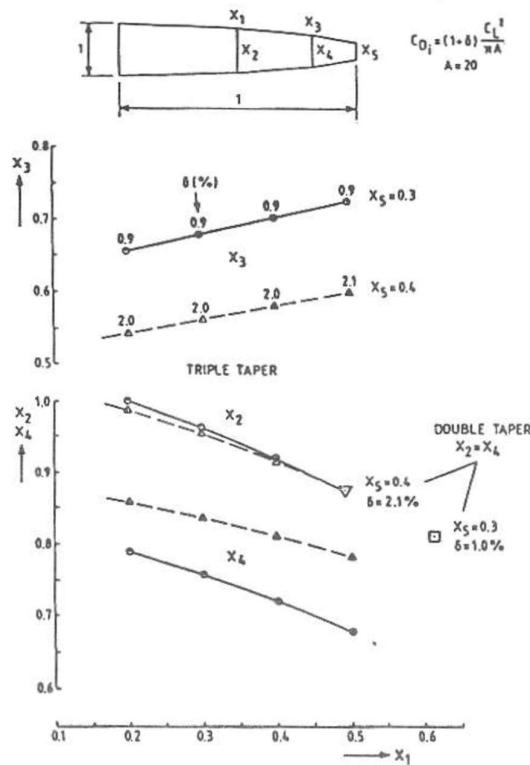


Figura 4-4 Aripi trapezoidale duble și triple care produc cea mai puțină rezistență la înaintare indusă [23]

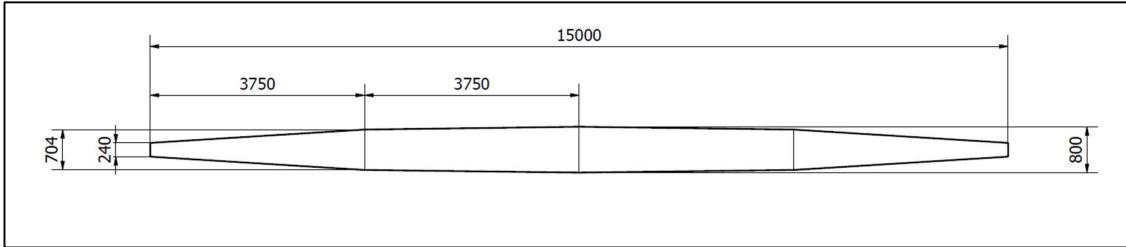


Figura 4-5 Forma aripii în plan

Cu rezultatele obținute în urma analizei aerodinamice a profilului aripii și cu dimensiunile obținute pentru forma în plan, s-a proiectat aripa în programul XFLR5, iar datele tehnice obținute sunt descrise în *Tabelul 4-3*.

Tabelul 4-3 Caracteristicile geometrice ale aripii proiectate

Anvergura aripii	$b_{aripă}$	15 m
Suprafața aripii	$S_{aripă}$	$9,18 m^2$
Coarda medie geometrică	$MGC_{aripă}$	$0,61 m$
Coarda medie aerodinamică	$MAC_{aripă}$	$0,66 m$
Alungirea aripii	$AR_{aripă}$	$24,51 m$
Raport de trapezoidalitate	$\lambda_{aripă}$	3,33

4.3 Proiectarea fuzelajului și configurația fuzelaj-aripă

Fuzelajul este corpul principal al aeronavei și are rolul de a adăposti pilotul, aparatelor de măsură, să susțină aripile și ampenajul. În lucrarea de cercetare a lui L. Boermans și D. Terleth au fost studiate opt configurații dintre aripă și fuzelaj [27] în vederea obținerii unui fuzelaj performant pentru planorul ASW-24. [Figura 4-6] Fuzelajul unu este un model scalat la 1:3 al fuzelajului folosit pe planorul ASW-19 și ASW-20. În comparație cu acesta, fuzelajul doi și trei produc mai puțină rezistență la înaintare datorită unei suprafețe udate mai mici.

Rezultatele obținute din tunelul aerodinamic arată că pentru a minimiza efectele fluxului de aer transversal fuzelajul trebuie să ia forma linilor de aer ce trec peste aripă. Linia centrală a fuzelajului din spatele aripii este paralelă cu liniile de curent ale aripii la un coeficient de portanță de 0,6. Per total, suprafața udată a fuzelajului ASW-24 este cu aproximativ 20% mai mică față de alte planoare din clasa standard [28] și de aceea acest fuzelaj se va utiliza ca model de referință. [Figura 4-7]

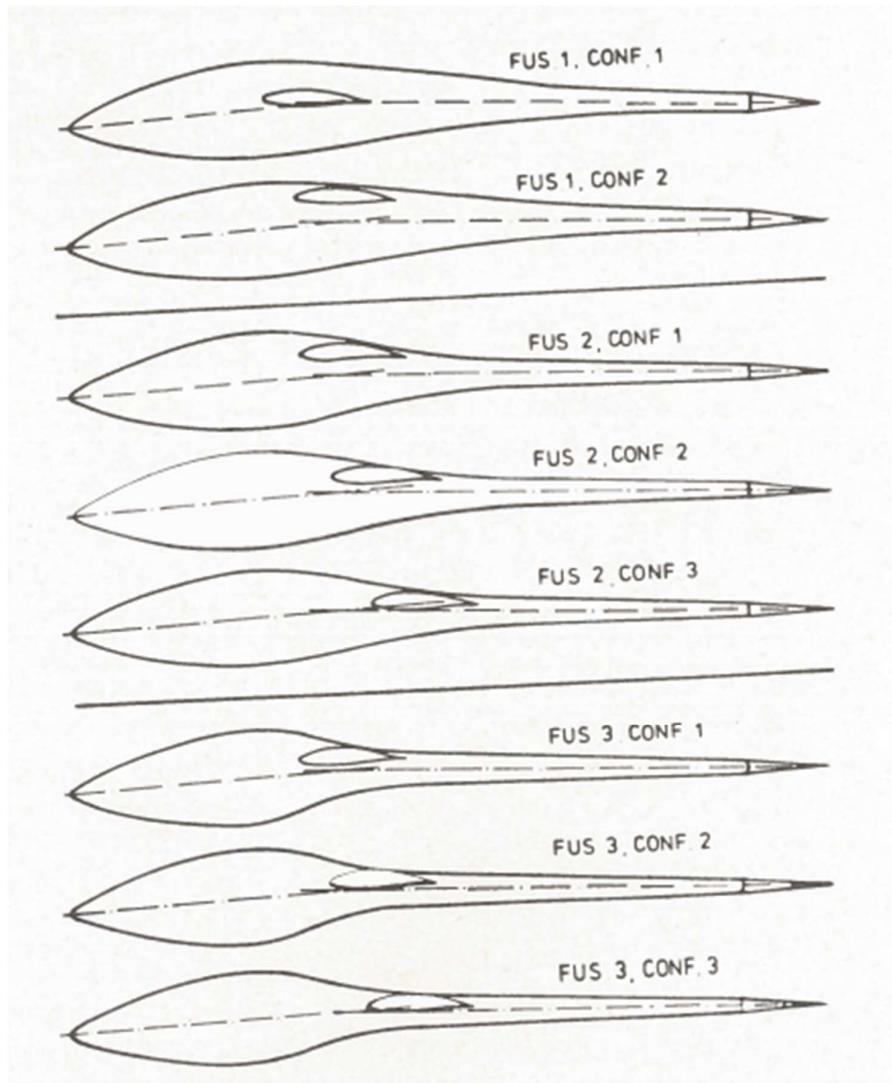


Figura 4-6 Configurații aripă-fuzelaj [24]

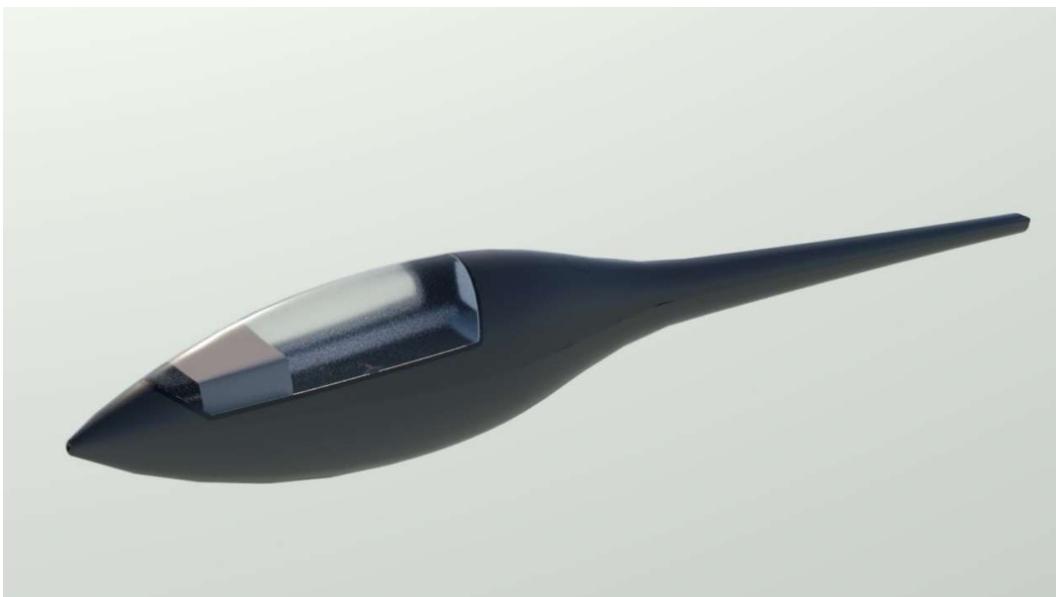


Figura 4-7 Adaptare a fuzelajului folosit pe ASW 24

4.4 Proiectarea ampenajului

Se va utiliza un ampenaj în formă de T. Acesta are stabilizatorul amplasat în partea de sus a derivei și asigură o finețe aerodinamică foarte bună, fiind eficient la numere Reynolds mai mici. O aeronavă cu acest ampenaj poate fi recuperată mai ușor dacă începe să se auto rotească în jurul axei longitudinale deoarece profundul nu este într-o poziție care să blocheze fluxul de aer ce trece peste cârmă [29].

Ampenajul în T crește alungirea efectivă a derivei datorită stabilizatorului care îmbunătățește eficiența aerodinamică, prin reducerea pierderilor de presiune de la capetele suprafeței portante [30]. Un alt motiv pentru care se alege acest tip de ampenaj este pentru a evita deteriorarea structurii în timpul decolarei sau aterizării planorului.

Pentru alegerea profilului aerodinamic se reia procesul utilizat la alegerea profilului aripii pentru o serie de profiluri aerodinamice simetrice. Conform *Tabelul 4-4* profilul RAF 27 prezintă cele mai bune performanțe pentru designul ampenajelor acestui planor.

Tabelul 4-4 Performanțele aerodinamice ale profilurilor analizate

Profil	C_{Lmax}	C_{Dmin}	$(C_L/C_D)_{max}$	$(C_L^{3/2}/C_D)_{max}$	Nota
HQ 0/9	0.79	0.0036	84.81	68.41	0.46
NACA 0009	1.12	0.0043	103.82	106.71	0.63
RAF 27	1.11	0.0042	106.45	108.84	0.65
Ponderi	0.20	0.20	0.30	0.30	1.00

Ampenajul, alături de stabilizator și de cârmă sunt responsabile de stabilitatea planorului în timpul zborului. Funcția principală a ampenajului orizontal este să execute mișcarea de tangaj. Astfel, se presupune că în zborul rectiliniu și uniform cu un coeficient de portanță al aripiei $C_{L_{aripă}} = 1$ și un coeficient de portanță al ampenajului $C_{L_{AO}} = 0,5$ se creează un echilibru de momente. Geometria, structura, componente interioare și electronice nu sunt încă cunoscute, dar există o estimare orientativă a greutății planorului. Pentru a afla poziția centrului de greutate al aeronavei a fost utilizat programul XFLR5.

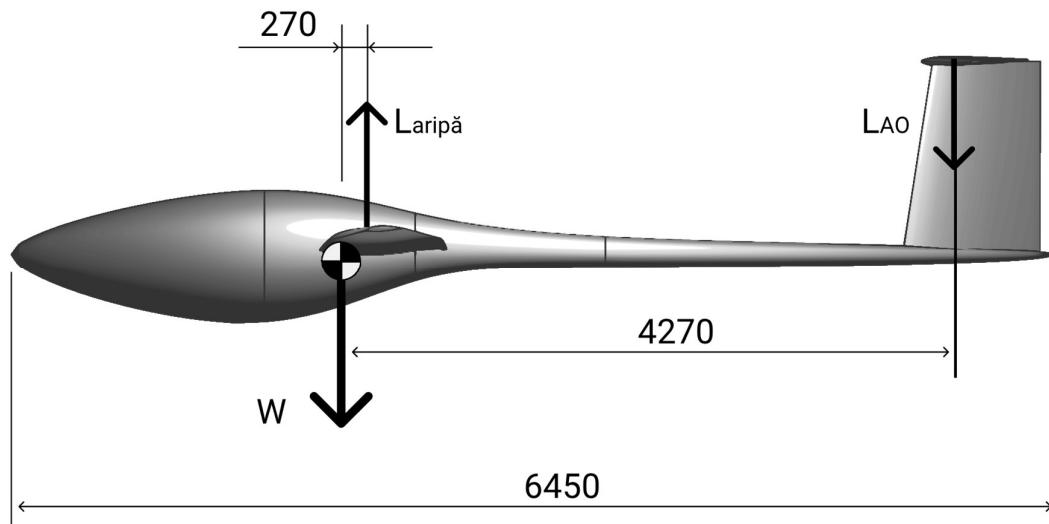


Figura 4-8 Distribuția conceptuală a forțelor pe planor

$$L_{aripă} \cdot 0,27 - L_{AO} \cdot 4,27 = 0 \quad (4.1)$$

$$S_{AO} = \frac{S_{aripă} \cdot C_{L_{aripă}} \cdot 0,27}{C_{L_{AO}} \cdot 4,27} = 1,161 \text{ m}^2 \quad (4.2)$$

Știind suprafața ampenajului, s-a ales un raport de trapezoidalitate $\lambda_{AO} = 2,62$ și coarda la încastrare $c_{r_{AO}} = 0,662$. Suprafața ampenajului vertical este cuprinsă între 10% și 20% din aria de referință a aripiei. Designul derivei este esențial pentru decolare, în special în abordarea diferenței de viteze cauzate de un vânt transversal [31]. Astfel, se alege suprafața ampenajului vertical $S_{AV} = 0,88 \text{ m}^2$. Alegerile dimensionale s-au făcut cu referință la plănoarele proiectate în trecut, *Anexa A*.

$$\frac{S_{AV}}{S_{aripă}} \cong 10\% \quad (4.3)$$

Cu rezultatele obținute în urma analizei aerodinamice a profilului aripii și cu dimensiunile calculate anterior, s-a proiectat ampenajul în programul XFLR5, iar datele tehnice rezultate sunt afișate în *Tabelul 4-5*.

Tabelul 4-5 Caracteristicile geometrice ale ampenajului

	Ampenaj orizontal		Ampenaj vertical	
Anvergura	b_{AO}	2,53 m	b_{AV}	2,34 m
Suprafață	S_{AO}	1,16 m^2	S_{AV}	0,88 m^2
Coarda medie geometrică	MGC_{AO}	0,46 m	MGC_{AV}	0,75 m
Coarda medie aerodinamică	MAC_{AO}	0,49 m	MAC_{AV}	0,76 m
Alungirea	AR_{AO}	5,53 m	AR_{AV}	3,11 m
Raport de trapezoidalitate	λ_{AO}	2,62	λ_{AV}	1,27
Unghi de săgeată	Λ_{AO}	8,89°	Λ_{AV}	6,62°

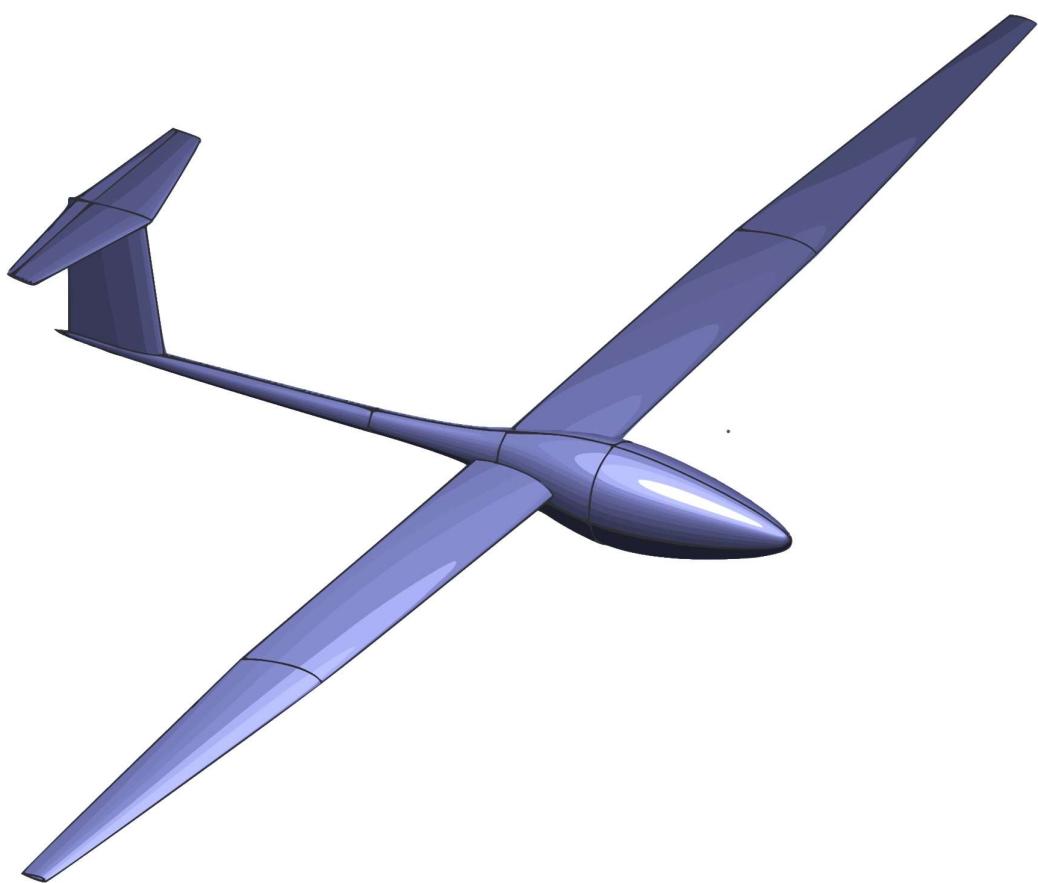


Figura 4-9 Planorul proiectat în programul XFLR5



Figura 4-10 Modelul 3D al planorului realizat utilizând programul Autodesk Fusion 360

5 Devizul de mase și centraj

5.1 Estimarea preliminară a greutății planorului

Estimarea greutății planorului este una dintre cele mai critice și importante evaluări în proiectarea aeronavei. Greutatea trebuie să îndeplinească cele mai bune caracteristici și să îndeplinească cerințele de proiectare impuse.

Pentru estimarea greutății planorului se vor utiliza metode statistice și analitice prin utilizarea unei baze de date care se regăsește în *Anexa A* care conține detalii tehnice precum greutatea planorului gol, viteza maximă de zbor, viteza de stall și încărcarea pe aripă. Baza de date a fost concepută pentru [25] și au fost colectate date pentru aproximativ 170 de aeronave care includ planoare de acrobație, planoare din clasa liberă, 15 și 18 metri, prototipuri mari și mici. Planoarele din anexă au fost construite începând cu anii 70, când progresele tehnologice și noile tehnici industriale, precum și utilizarea de noi materiale au permis crearea unor geometrii mai performante.

În același timp un prim calcul a fost efectuat adaptând formulele descrise în [32], de către Daniel P. Raymer.

$$m_0 = m_{echipaj} + m_{sarcină\ utilă} + m_{combustibil} + m_{planor\ gol} \quad (5.1)$$

Pentru a simplifica calculul se poate exprima masa combustibilului și a planorului gol ca fracție din masa totală de decolare a planorului:

$$m_0 = \frac{m_{echipaj} + m_{sarcină\ utilă}}{1 - \frac{m_{combustibil}}{m_0} - \frac{m_{planor\ gol}}{m_0}} \quad (5.2)$$

Masa m_0 poate fi determinată dacă fracțiile $m_{combustibil}/m_0$ și $m_{planor\ gol}/m_0$ pot fi estimate. Știind că pentru un planor $m_{combustibil}$ și $m_{sarcină\ utilă}$ pot fi considerate zero, se obține:

$$m_0 = \frac{m_{echipaj}}{1 - \frac{m_{planor\ gol}}{m_0}} \quad (5.3)$$

Utilizând formulele lui Raymer și datele din *Figura 5-1*, s-a obținut o primă valoare pentru masa planorului la decolare prin iterații succesive pornind de la m_0 (presupus) = 250 kg. [*Tabelul 5-1*]

$$\frac{m_{planor\ gol}}{m_0} = Am_0^c K \quad (5.4)$$

$W_e/W_0 = AW_0^C K_{vs}$	A	{A-metric}	C
Sailplane—unpowered	0.86	{0.83}	-0.05
Sailplane—powered	0.91	{0.88}	-0.05
Homebuilt—metal/wood	1.19	{1.11}	-0.09
Homebuilt—composite	1.15	{1.07}	-0.09
General aviation—single engine	2.36	{2.05}	-0.18
General aviation—twin engine	1.51	{1.4}	-0.10
Agricultural aircraft	0.74	{0.72}	-0.03
Twin turboprop	0.96	{0.92}	-0.05
Flying boat	1.09	{1.05}	-0.05
Jet trainer	1.59	{1.47}	-0.10
Jet fighter	2.34	{2.11}	-0.13
Military cargo/bomber	0.93	{0.88}	-0.07
Jet transport	1.02	{0.97}	-0.06
UAV—Tac Recce & UCAV	1.67	{1.47}	-0.16
UAV—high altitude	2.75	{2.39}	-0.18
UAV—small	0.97	{0.93}	-0.06

K_{vs} = variable sweep constant = 1.04 if variable sweep = 1.00 if fixed sweep

Figura 5-1 Raportul greutatea aeronavă goală, greutate nominală [32]

Tabelul 5-1 Estimarea preliminară a masei planorului

$m_{echipaj} [kg]$	m_0 (presupus) [kg]	$m_{planor\ gol}/m_0$	m_0 (calculat) [kg]
100	250	0.6297687288	270.101
	260	0.62853494	269.204
	268	0.6275832627	268.516
Se aproximează $m_0 = 270 kg$ și $m_{planor\ gol} = 170 kg$			

Cu ajutorul bazei de date din Anexa A s-a realizat un grafic al greutății planorului gol în funcție de anvergura aripilor pentru diferite planoare. Graficul s-a conceput cu ajutorul limbajului de programare Python și s-au interpolat datele prin intermediul librăriei NumPy [33]. În urma interpolării, pentru un planor cu anvergura aripilor de 15 metri se obține o valoare de 246,59 kg în varianta gol echipat și o valoare de 408,33 kg la greutatea maximă. Diferența dintre valorile obținute prin interpolarea datelor și calculul realizat anterior este destul de mare și, prin urmare, se va face o estimare a greutății pentru fiecare componentă în parte.

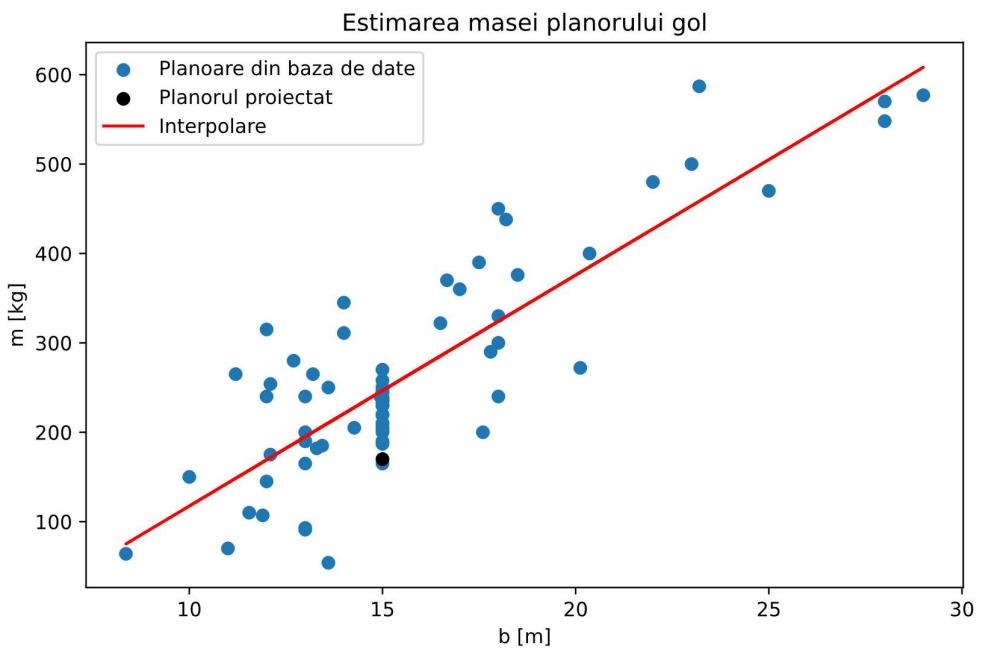


Figura 5-2 Masa planorului gol în funcție de anvergura aripii

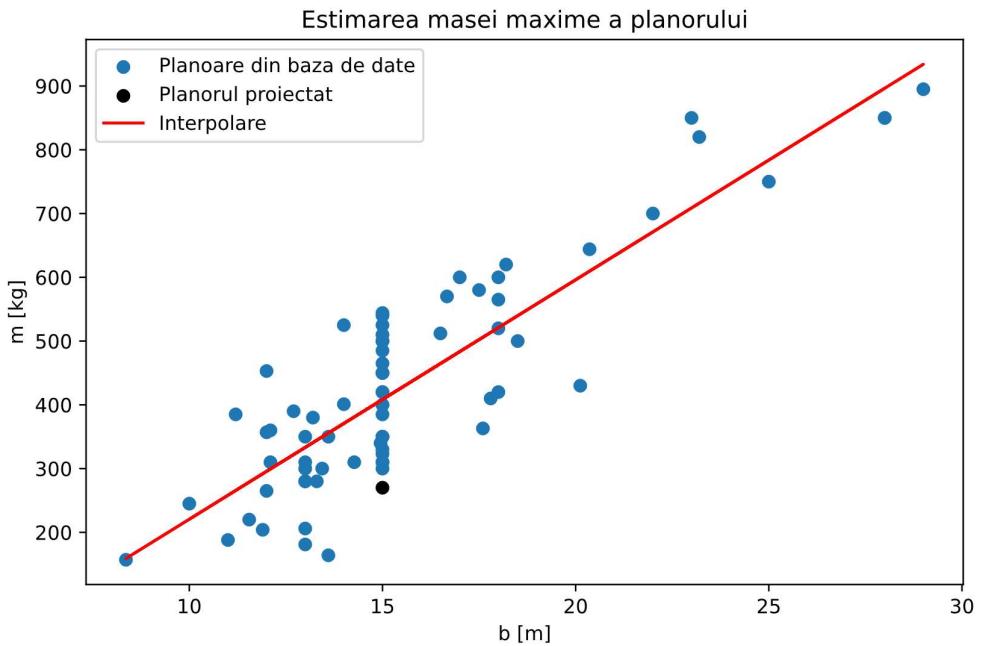


Figura 5-3 Masa maximă a planorului în funcție de anvergura aripii

5.2 Estimarea aproximativă a greutății componentelor

Conform [32], greutățile componentelor majore ale aeronavei pot fi aproximate din anumite rapoarte. Astfel de valori istorice pentru aviația generală sunt furnizate în *Tabelul 5-2*, împreună cu poziția centrului de greutate al fiecărei componente.

Tabelul 5-2 Aproximarea greutății planorului gol [32]

Componente	Constante	Multiplicator	Masa [kg]	Poziția aproximativă a CG	
Aripă	12 kg/m ²	$S_{aripă} = 9,180 \text{ m}^2$	110,16	40% MAC	0,264
Ampenaj orizontal	10 kg/m ²	$S_{AO} = 1,16 \text{ m}^2$	11,6	40% MAC	0,196
Ampenaj vertical		$S_{AV} = 0,88 \text{ m}^2$	8,8	40% MAC	0,304
Fuzelaj	7 kg/m ²	$S_F = 8,64 \text{ m}^2$	60,48	40 – 50% din lungime	2,582
Tren de aterizare	0,057	$m_0 = 270 \text{ kg}$	15,39	Punctul de prindere	
Alte componente	0,1	$m_0 = 270 \text{ kg}$	27	40 – 50% din lungime	2,582
Σ			233,43		

Valoarea de 233,43 kg obținută anterior se apropie mai mult de valoarea obținută prin interpolarea bazei de date. Totuși această greutate este încă o estimare aproximativă și va fi folosită ca metodă de verificare pentru estimarea detaliată.

5.3 Estimarea detaliată a greutății componentelor

O estimare mai rafinată a greutăților componentelor aeronavei poate fi făcută folosind ecuații statisticice bazate pe analize complexe de regresie [32]. Deoarece masa planorului gol echipat calculată prin metoda statistică se apropie de masa calculată prin metoda aproximativă, pentru calculele de mai jos se utilizează masa maximă a planorului obținută prin metoda statistică $m_0 \cong 400 \text{ kg}$.

- **Estimarea greutății aripiei:**

$$m_{aripă} = 0.036 S_{aripă}^{0.758} \left(\frac{AR_{aripă}}{\cos^2(\Lambda_{aripă})} \right)^{0.6} q^{0.006} \lambda_{aripă}^{0.04} \left(\frac{100 t/c}{\cos(\Lambda_{aripă})} \right)^{-0.3} (N_z m_0)^{0.49} \quad (5.5)$$

- **Estimarea greutății ampenajului orizontal:**

$$m_{AO} = 0.016 (N_z m_0)^{0.414} q^{0.168} S_{AO}^{0.896} \left(\frac{100 t/c}{\cos(\Lambda_{AO})} \right)^{-0.12} \left(\frac{AR_{aripă}}{\cos^2(\Lambda_{AO})} \right)^{0.043} \lambda_{AO}^{-0.02} \quad (5.6)$$

- **Estimarea greutății ampenajului vertical:**

$$m_{AV} = 0.078 (N_z m_0)^{0.376} q^{0.122} S_{VT}^{0.873} \left(\frac{100 t/c}{\cos(\Lambda_{VT})} \right)^{-0.49} \left(\frac{AR_{aripă}}{\cos^2(\Lambda_{VT})} \right)^{0.357} \lambda_{VT}^{-0.039} \quad (5.7)$$

- **Estimarea greutății fuzelajului:**

$$m_{fuzelaj} = 0.052 S_F^{1.086} (N_z m_0)^{0.177} L_t^{-0.051} (L_F/D_F)^{-0.072} q^{0.241} \quad (5.8)$$

- **Estimarea greutății trenului de aterizare:**

$$m_{tren\ de\ aterizare} = 0.095 (N_l m_0)^{0.768} \left(\frac{L_m}{12}\right)^{0.409} \quad (5.9)$$

$$m_{bechie} = 0.195 (N_l m_0)^{0.565} \left(\frac{L_n}{12}\right)^{0.409} \quad (5.10)$$

- **Estimarea greutății comenziilor de zbor:**

$$m_{comenzi\ de\ zbor} = 0.053 L_F^{1.536} b_{aripă}^{0.371} (N_z m_0 \cdot 10^{-4})^{0.8} \quad (5.11)$$

- **Estimarea greutății sistemelor de bord:**

$$m_{sisteme\ de\ bord} = 2.117 m_{uav}^{0.933} \quad (5.12)$$

Calculul a fost realizat în sistemul de unități imperial și pentru fiecare componentă a fost obținută o valoare în *lb* care a fost, mai apoi, convertită în *kg*. Din rezultatele obținute prin cele trei metode de estimare se observă că masa planorului gol se află în intervalul 230-250 de kg. Pentru a obține un rezultat satisfăcător se realizează media aritmetică a valorilor obținute și se aproximează greutățile individuale a componentelor pentru a obține valoarea calculată. [Tabelul 5-3]

$$m_{planor\ gol} = \frac{246,59 + 233,43 + 230,436}{3} = 236,82 \cong 240\ kg \quad (5.13)$$

Tabelul 5-3 Aproximarea greutății planorului gol prin metoda detaliață

Componente	Masa calculată [kg]	Masa aproximată [kg]
Aripă	140,735	140
Ampenaj orizontal	4,399	5
Ampenaj vertical	10,684	11
Fuzelaj	28,053	35
Tren de aterizare	19,207	20
Bechie	1,047	2
Comenzi de zbor	9,105	10
Sistemele de bord	17,207	17
Σ	230,436	240

5.4 Variante de centraj

Înainte de a începe calculul pentru a stabili poziția centrului de greutate al planorului se alege sistemul de axe prezentat în *Figura 5-4*. Sistemul de coordonate al aeronavei este notat cu (X, Y). Axa X este dirijată de la bot către coadă în lungul fuzelajului după axa de simetrie, iar axa Y este perpendiculară pe axa X cu sensul către dreapta și este tangentă la aripă.

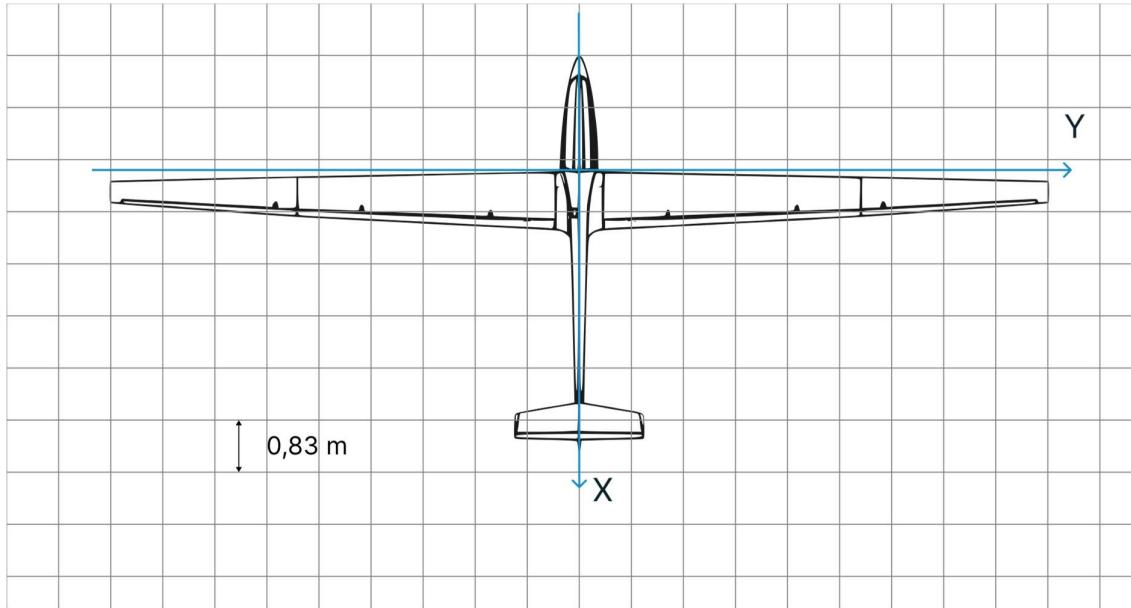


Figura 5-4 Stabilirea axelor de coordonate

În continuare se va calcula poziția centrului de greutate al aeronavei în varianta gol echipat și la greutatea maximă. Pentru estimarea poziției centrului de greutate al aripii, al ampenajului și al fuzelajului se utilizează rezultatele din *Tabelul 5-3*. Pentru celelalte greutăți concentrate centrul de greutate se alege în funcție de poziția lor pe aeronavă.

Se calculează momentul impus de fiecare componentă ca fiind:

$$M_i = m_i \cdot X_i \cdot g \quad (5.14)$$

Pozitia centrului de greutate este

$$X_{CG} = \frac{\sum M_i}{\sum m_i \cdot g} \quad (5.15)$$

Se verifică condiția de centraj

$$X_{CG} = (20 \dots 40)\% MAC \quad (5.16)$$

Tabelând rezultatele obținute în *Tabelul 5-4*, se observă că planorul nu respectă condiția de centraj în varianta gol echipat. Pentru echilibrarea aeronavei se adăugă o cantitate de balast fix, conform [24], poziționată la botul aeronavei. Acest balast poate fi ajustat în funcție de greutatea pilotului. Pentru greutatea maximă de 350 de kg condiția de centraj se respectă fără a fi necesar balast, centrul de greutate

fiind cu aproximatie la 20% din coarda medie aerodinamica a aripii. Calculul pentru estimarea greutății maxime a fost realizată pentru un pilot împreună cu o parașută.

Tabelul 5-4 Rezultatele calcului pentru centrarea planorului gol echipat și la greutatea maximă

Componente	Planor gol echipat			Planor la greutatea maximă		
	Masa [kg]	Poziția aproximativă a CG [m]	Moment [N m]	Masa [kg]	Poziția aproximativă a CG [m]	Moment [N m]
	m_i	X_i	M_i	m_i	X_i	M_i
Aripă	140	0,264	362,578	140	0,264	362,578
Ampenaj orizontal	5	3,946	193,551	5	3,946	193,551
Ampenaj vertical	11	3,904	421,281	11	3,904	421,281
Fuzelaj	35	0,691	237,255	35	0,691	237,255
Tren de aterizare principal	20	-0,4	-78,480	20	-0,4	-78,480
Tren de aterizare secundar	2	4	78,480	2	4	78,480
Comenzi de zbor	10	-0,6	-58,860	10	-0,6	-58,860
Sisteme de bord	17	-0,7	-116,739	17	-0,7	-116,739
Balast	30	-1,6	-470,880			-
Pilot		-		110	-0,5	-539,55
Σ	270		568,185	350		499,51539
X_{CG}	0,215			0,145		
$\frac{X_{CG}}{MAC}$	Fără balast		66,86 %	22,04 %		
	Cu balast		32,50 %			

6 Caracteristicile aerodinamice ale planorului

Evaluarea caracteristicilor aerodinamice ale planorului s-a realizat prin intermediul programului XFLR5. Planorul s-a proiectat conform rezultatelor obținute în capitolele precedente și s-au realizat două tipuri de analiză:

1) Analiză la portanță fixă

În această analiză, pentru orice unghi de atac programul va ajusta viteza de zbor a planorului astfel încât portanța produsă să fie în concordanță cu greutatea. Rezultatele acestei analize indică o aproximare destul de apropiată de zborul orizontal uniform. Analiza a fost utilizată folosind metoda *Vortex Lattice* [34]. Această metodă numerică este utilizată în dinamica fluidelor computaționale, în principal în etapele incipiente ale proiectării aeronavelor. VLM modelează suprafețele producătoare de portanță ale unei aeronave ca un strat infinit de subțire de vortexuri discrete pentru a calcula portanță și rezistență la înaintare indusă.

2) Analiză de stabilitate

Cel de-al doilea tip de analiză este o combinație între VLM și metoda panourilor 3D. În principiu, metoda panourilor 3D modelează perturbația generată de suprafața analizată sub forma unui număr de dublete și surse distribuite deasupra și sub suprafață în cauză [34]. Metoda panourilor 3D este utilizată pentru fuselaj, iar pentru aripă și ampenaj se folosește VLM.

Rezultatele obținute în urma analizelor menționate sunt exprimate prin intermediul figurilor de mai jos.

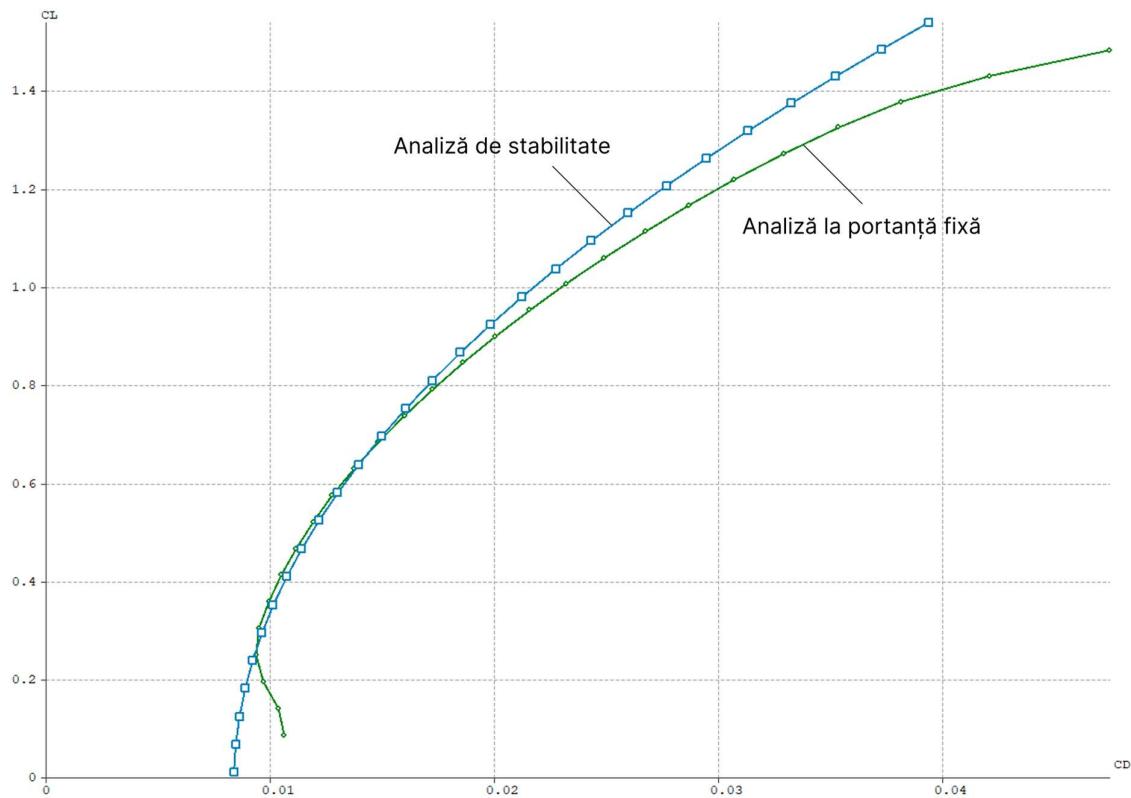


Figura 6-1 C_L vs C_D

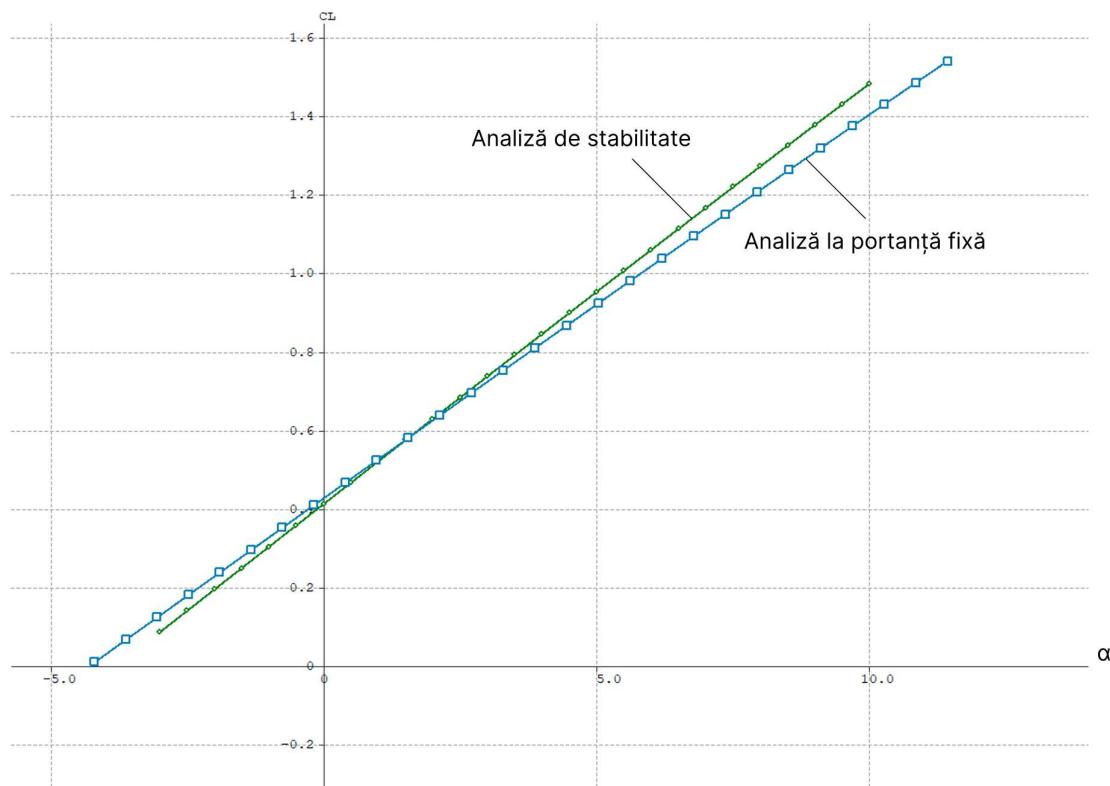


Figura 6-2 C_L vs α

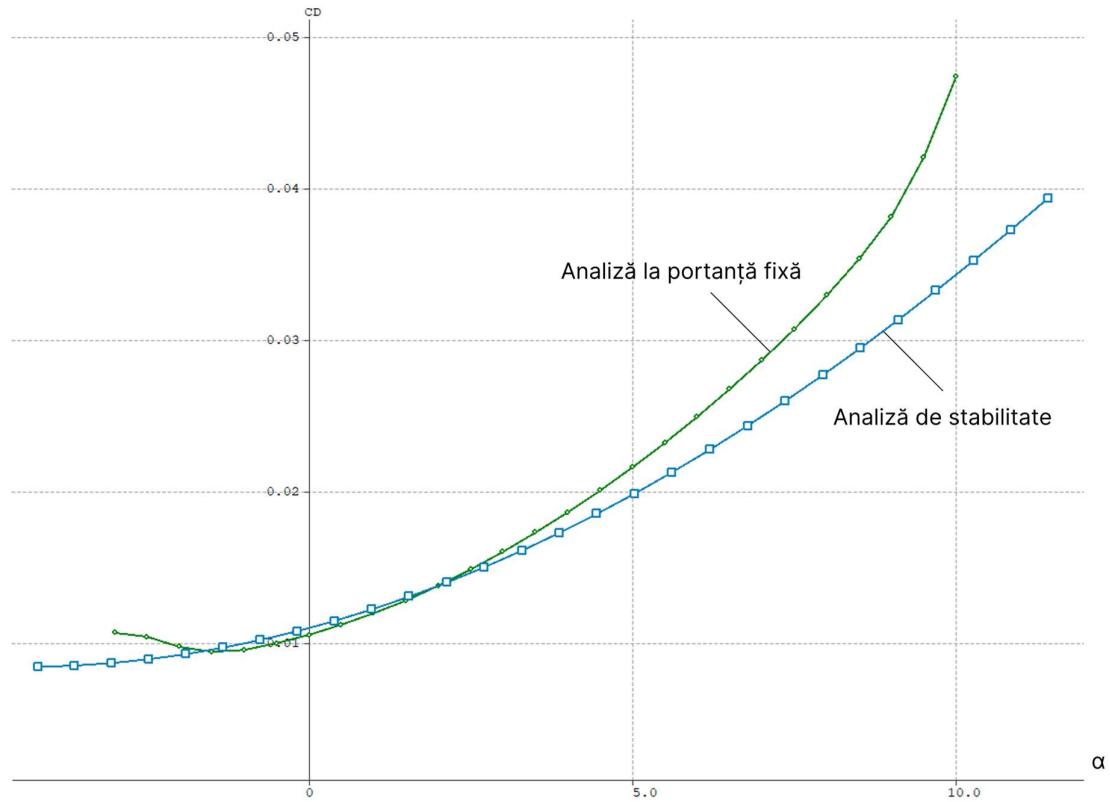


Figura 6-3 C_D vs α

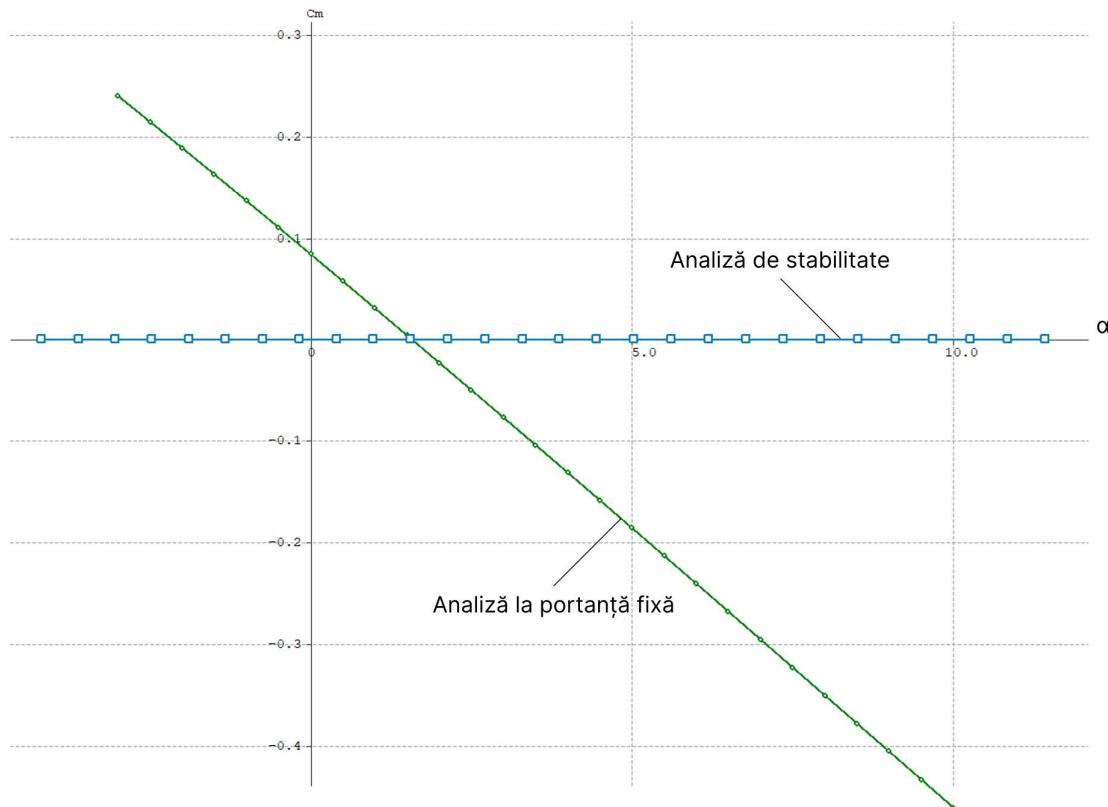


Figura 6-4 C_m vs α

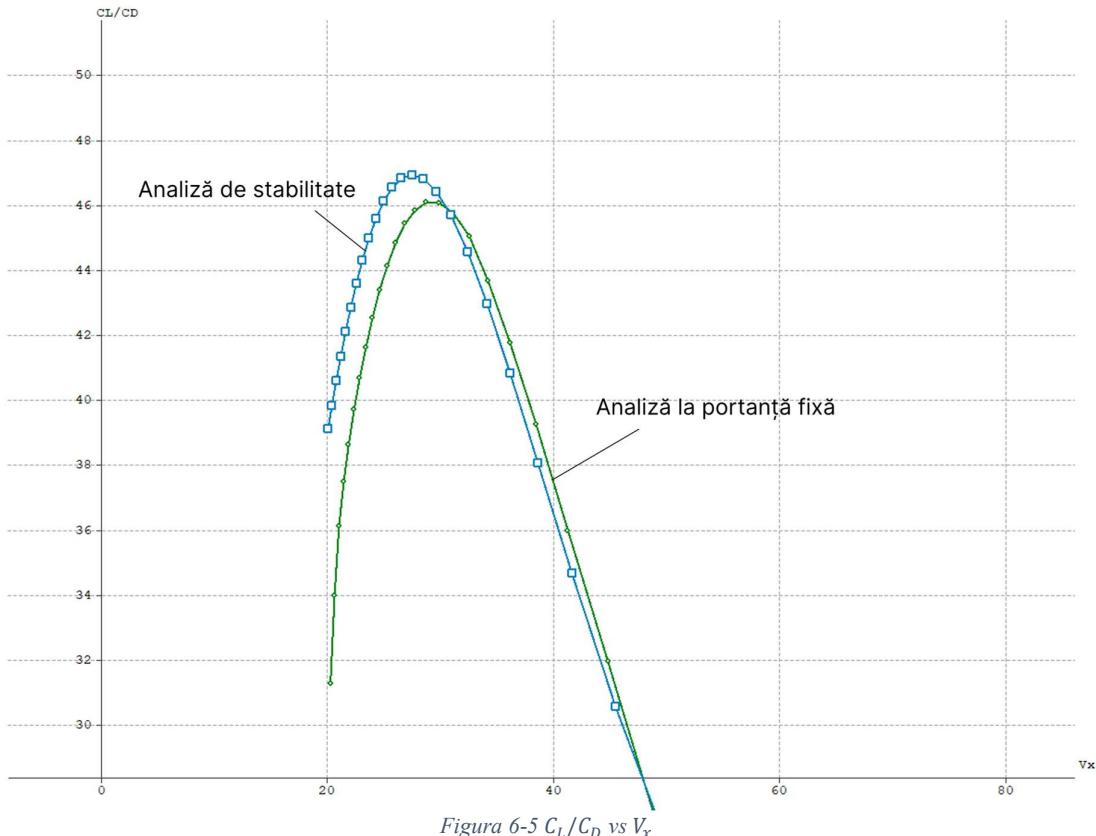


Figura 6-5 C_L/C_D vs V_x

7 Performanțele aeronavei în evoluțiile tipice

Scopul acestei aeronave este să planeze pe o distanță D cât mai mare în timpul unei pierderi de altitudine H cât mai mici. Planorul dezvoltă viteza V_x și viteza de infundare V_z , sub unghiul de planare γ , până întâlnesc o termică și se înalță cu viteza ascensională V_a după care procesul se repetă. [Figura 7-1]. În continuare se vor analiza performanțele planorului în evoluțiile descrise de misiunea acestuia.

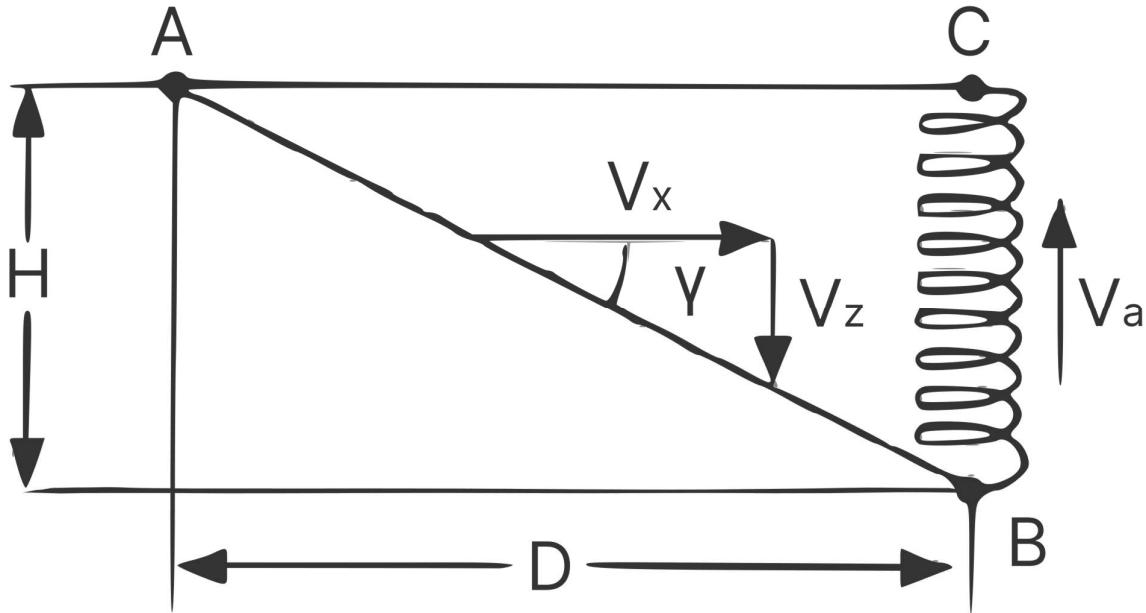


Figura 7-1 Misiunea de zbor a planorului [28].

7.1 Zborul planat

Majoritatea plaoarelor au finețea aerodinamică cuprinsă între 20 și 50, iar unghiiurile de planare corespunzătoare sunt cuprinse între aproximativ 3 grade și 1 grad. Viteza de zbor în planarea constantă se obține prin introducerea expresiei pentru portanță L , Ecuăția (3.1), în ecuația de echilibru, Ecuăția (3.3) :

$$W \cos(\gamma) = C_L \frac{\rho}{2} V_x^2 S \quad (7.1)$$

Deoarece finețea aerodinamică a plaoarelor este atât de mare și unghiiurile de planare atât de mici se poate presupune $\cos(\gamma) \approx 1$ cu erori neglijabile. Introducând această presupunere în Ecuăția (7.1), se obține viteza de zbor:

$$V_x = \sqrt{\frac{2 W}{\rho S} \frac{1}{C_L}} \quad (7.2)$$

Deoarece coeficientul de portanță este limitat de separarea stratului limită, pentru o aripă cu o anumită încărcare W/S există o viteza minimă la care planorul poate zbura, numită viteză de stall:

$$V_s = \sqrt{\frac{2W}{\rho S} \frac{1}{C_{Lmax}}} \quad (7.3)$$

Viteza de înfundare se obține din unghiul de planare și viteza de zbor:

$$V_z = V_x \sin(\gamma) \quad (7.4)$$

Introducând expresia pentru viteza de zbor în *Ecuația (7.4)*, și aproximarea unghiului de planare mic $\sin(\gamma) \approx \tan(\gamma) = C_D/C_L$, se obține viteza de înfundare pentru zborul planat:

$$V_z = \frac{C_D}{C_L} \sqrt{\frac{2W}{\rho S}} \frac{1}{C_L} = \frac{C_D}{C_L^{3/2}} \sqrt{\frac{2W}{\rho S}} \quad (7.5)$$

Cunoscând coeficientul de portanță și coeficientul de rezistență la înaintare din analizele efectuate în XFLR5, s-au reprezentat, prin intermediul limbajului de programare Python, performanțele pentru zborul planat. [Figura 7-2] Se observă că viteza de stall a planorului este $V_x = V_s = 78,07 \text{ km/h}$, mai mică decât cea impusă în cerințele de proiectare.

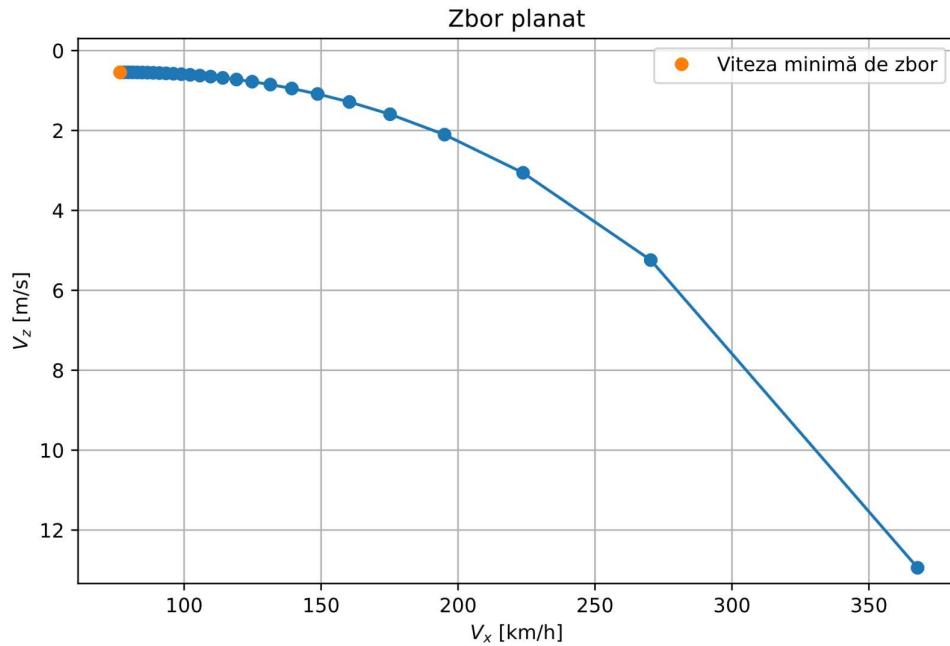


Figura 7-2 Performanțele planorului în zborul planat

7.2 Zborul în spirală

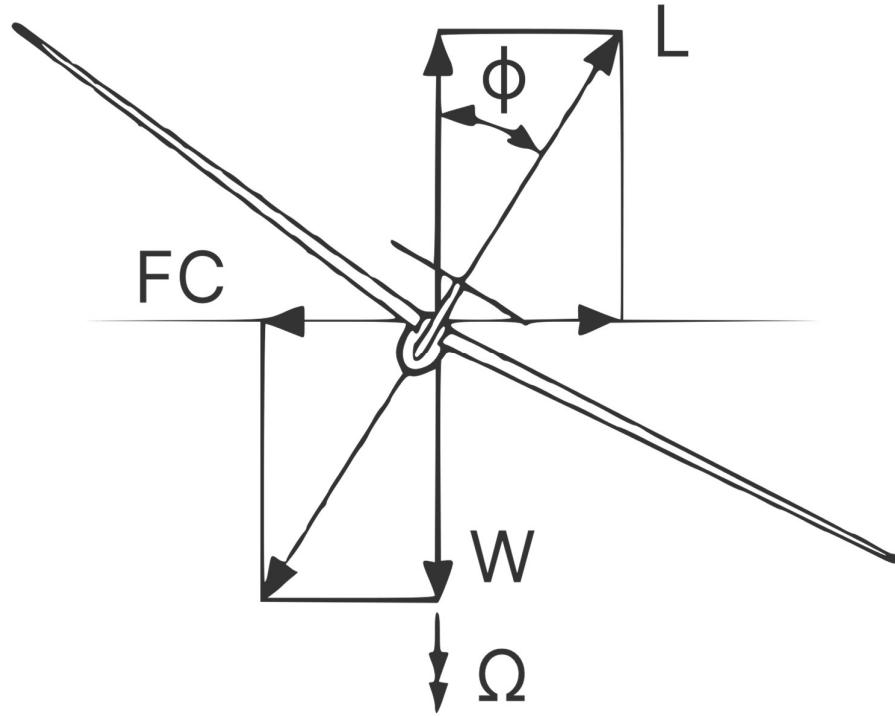


Figura 7-3 Echilibrul forțelor în viraj [35]

Zborul în spirală este cea mai des utilizată evoluție a aeronavei. Pilotul planorului efectuează o spirală atunci când dorește să crească altitudinea sau când dorește să piardă altitudine și să aterizeze. În condiții ideale de zbor, geometria spiralei este determinată de viteza și de unghiul la care este abordată.

Figura 7-3 prezintă o diagramă de echilibru dinamic pentru un viraj, cu forța centrifugă echilibrată prin înclinarea planorului astfel încât o componentă a portanței să se afle în planul orizontal. Greutatea, forța centrifugă și portanța sunt legate de unghiul de înclinare prin următoarele relații:

$$W = L \cos(\phi) \quad (7.6)$$

$$FC = L \sin(\phi) \quad (7.7)$$

Portanța necesară într-un viraj este mai mare decât cea necesară în zborul orizontal, deoarece doar o componentă a portanței este disponibilă pentru a susține greutatea planorului. Expresiile pentru viteza de zbor și viteza de infundare sunt modificate în consecință. Ecuațiile (7.2) și (7.5) devin:

$$V_{x\phi} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S}} \frac{1}{C_L \cos(\phi)} \quad (7.8)$$

$$V_{z\phi} = \frac{C_D}{C_L^{3/2} \cos(\phi)^{3/2}} \sqrt{\frac{2W}{\rho S}} \quad (7.9)$$

Ştiind că

$$FC = \frac{mV_{x\phi}^2}{r} \quad (7.10)$$

$$W = mg \quad (7.11)$$

Se obține

$$\tan(\phi) = \frac{FC}{W} = \frac{V_{x\phi}^2}{rg} \quad (7.12)$$

$$r = \frac{V_{x\phi}^2}{\tan(\phi) \cdot g} \quad (7.13)$$

Astfel, cunoscând coeficientul de portanță, coeficientul de rezistență la înaintare și unghiul de înclinare s-a realizat un studiu al performanțelor, identificând viteza verticală, folosind limbajul de programare Python și programul XFLR5. Rezultatele sunt prezentate în *Figura 7-4*.

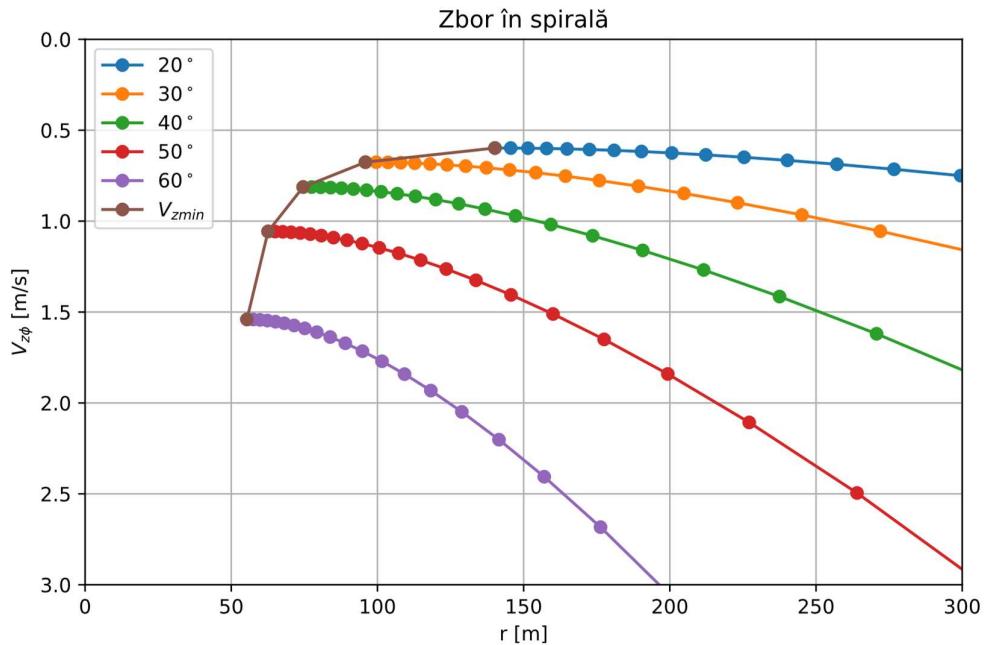


Figura 7-4 Performanțele planorului la zborul în spirală

7.3 Zborul în urcare

Pentru a studia zborul în urcare se presupune că planorul întâlnește o masă de aer ascendentă cu profil parabolic pentru care intensitatea vitezei verticale variază conform legii:

$$V_T = V_{T0} \cdot \left[1 - \left(\frac{r}{R} \right) \right] \quad (7.14)$$

Unde V_{T0} corespunde vitezei masei de aer pentru $r = 0$, iar R este raza maximă a masei de aer. Dacă r este prea mare, reprezentarea nu mai este valabilă. Se presupun următoarele valori pentru caracterizarea masei de aer termic [25]:

$$V_T = 2,3 \cdot \left[1 - \left(\frac{r}{300} \right) \right] \quad (7.15)$$

Folosind această ecuație și rezultatele obținute în timpul studiului zborului în spirală, este posibil să se determine viteza de ascensiune a planorului. Mai exact, diferența dintre viteza verticală a masei de aer și viteza de infundare oferă o estimare a valorii vitezei ascensionale.

$$V_a = V_T - V_{z\phi} \quad (7.16)$$

Se poate observa că la un unghi de incidență $\alpha = 10^\circ$ și pentru un unghi de înclinare $\phi < 60^\circ$ viteza ascensională are valori pozitive atunci când planorul este scufundat într-un flux termic natural ascendent, iar pentru unghiuri de înclinare mai mari de 60° devine imposibil să se obțină altitudine.

Deoarece în jurul unghiului $\alpha = 10^\circ$, planorul începe să se angajeze în limita de viteză, a fost studiat zborul în urcare și pentru $\alpha = 1^\circ, 3^\circ, 5^\circ, 8^\circ$.

Concluzia finală este că pentru unghiul de incidență $\alpha = 1^\circ$, coeficientul de portanță furnizat nu este suficient pentru a absorbi energia termică și a o transforma în traекторie ascendentă, în timp ce pentru $3^\circ, 5^\circ$ și 8° acest lucru este destul de posibil. În același timp, se poate observa că unghiul de înclinare la care configurația ascendentă este cea mai bună este de 40° .

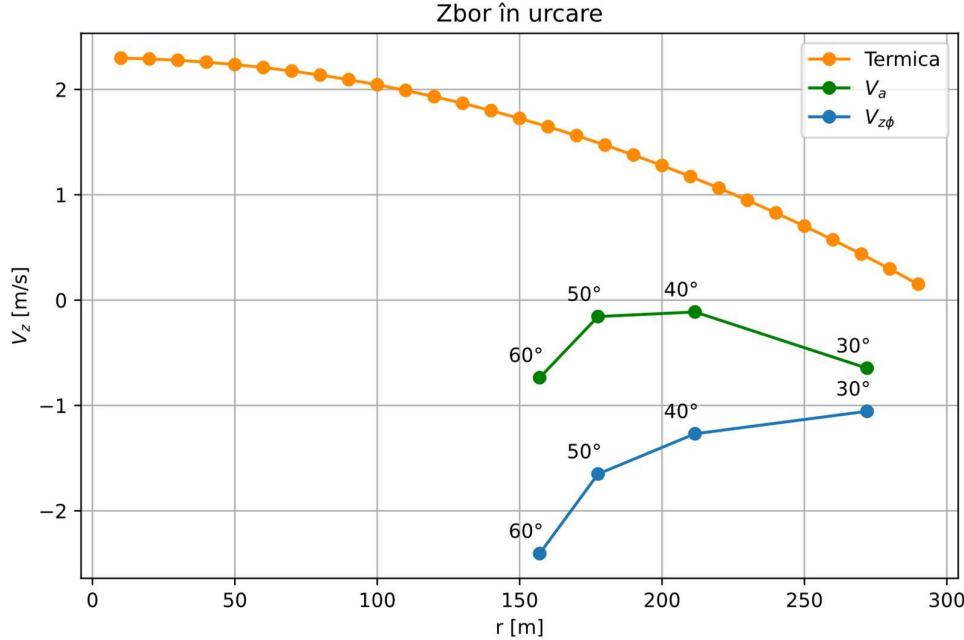


Figura 7-5 Performanța la zborul în urcare pentru un unghi de incidență $\alpha = 1^\circ$

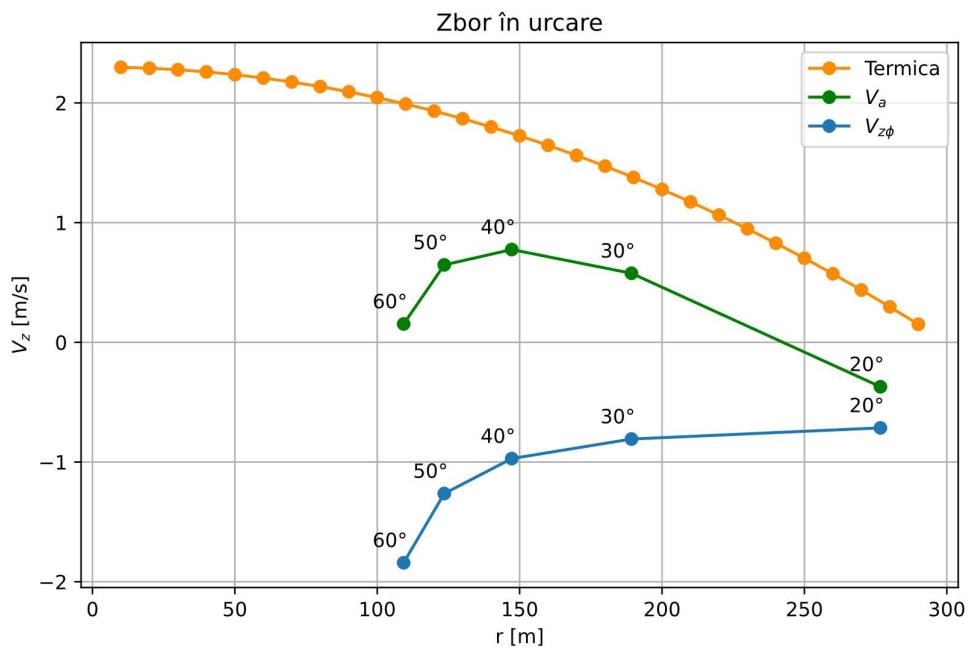


Figura 7-6 Performanța la zborul în urcare pentru un unghi de incidență $\alpha = 3^\circ$

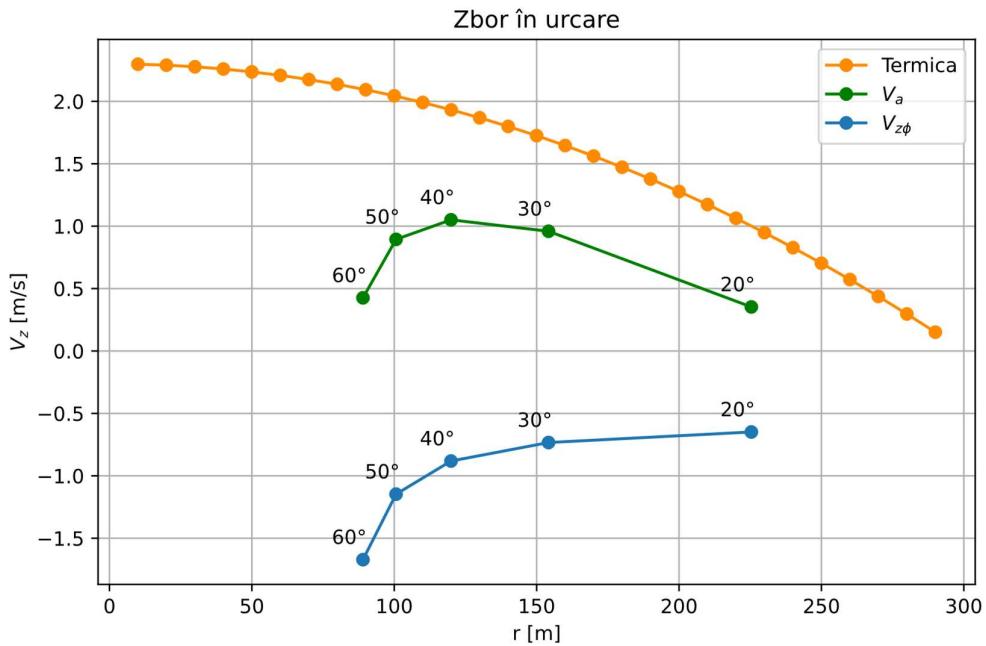


Figura 7-7 Performanța la zborul în urcare pentru un unghi de incidență $\alpha = 5^\circ$

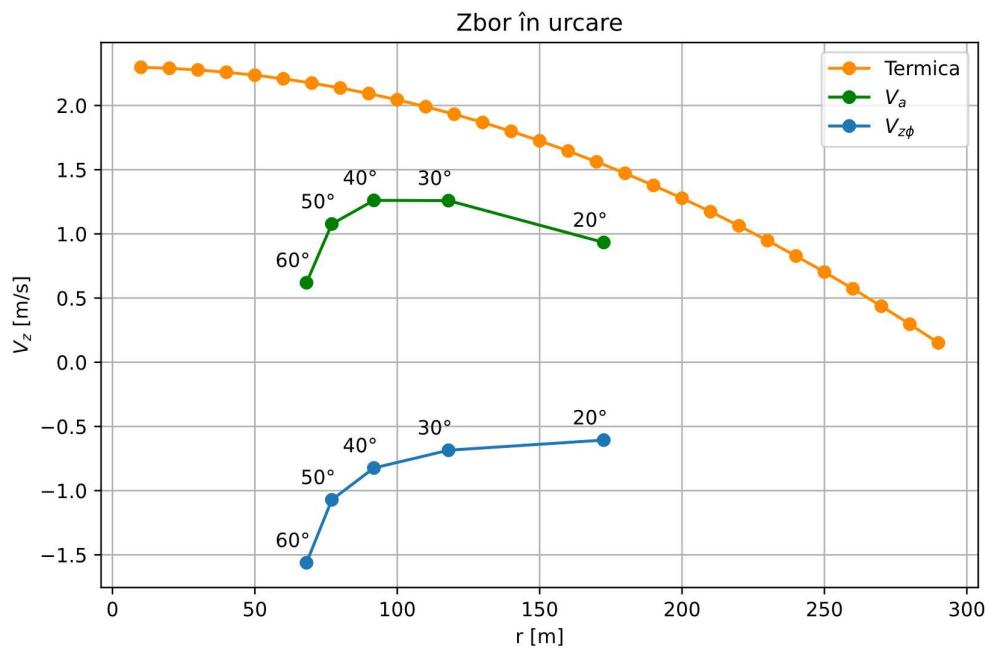


Figura 7-8 Performanța la zborul în urcare pentru un unghi de incidență $\alpha = 8^\circ$

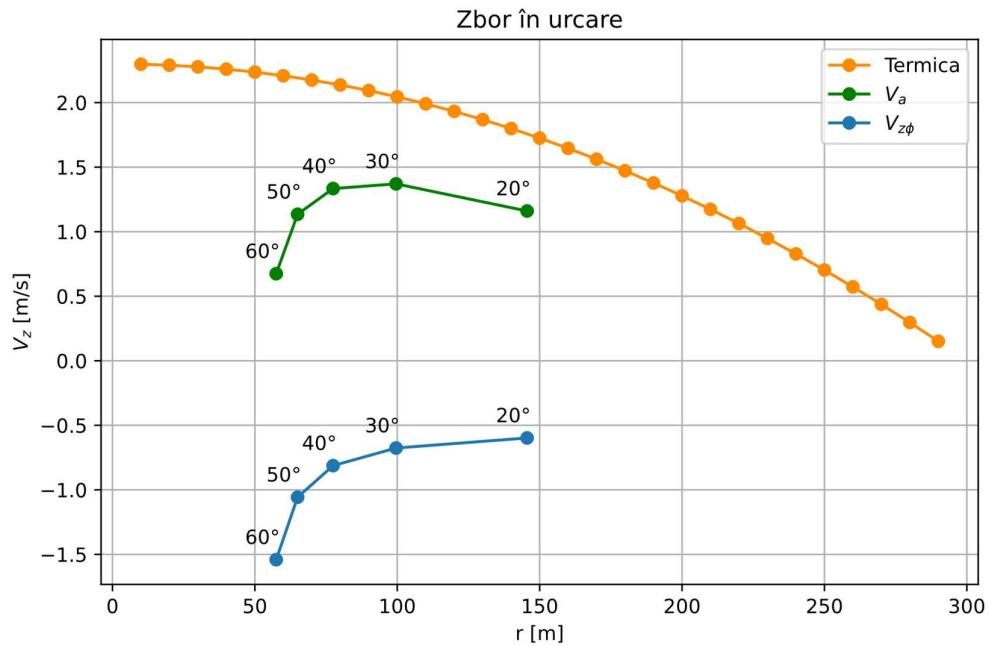


Figura 7-9 Performanța la zborul în urcare pentru un unghi de incidență $\alpha = 10^\circ$

8 Anvelopa de zbor

Anvelopa de zbor este o reprezentare grafică a performanțelor pe care aeronava trebuie să le satisfacă pentru a îndeplini specificațiile și constrângerile impuse în faza de proiectare. În această reprezentare carteziană se regăsește diagrama de manevră și diagrama de rafală care raportează factorul de sarcină în funcție de viteza corespunzătoare variației coeficientului de portanță. Pentru a obține anvelopa de zbor a acestui planor s-au utilizat resursele: [25], [36], [32], [24]. Cerințele de certificare tehnică sunt descrise de către EASA în [24] și au fost discutate în *Capitolul 4.1*.

Specificațiile tehnice ale planorului, necesare pentru calculul anvelopei de zbor sunt prezentate în *Tabelul 8-1*.

Tabelul 8-1 Caracteristicile planorului

Greutatea planorului	W	3433,5 N
Anvergura aripii	$b_{aripă}$	15 m
Suprafața aripii	$S_{aripă}$	$9,180 m^2$
Alungirea aripii	$AR_{aripă}$	$24,51 m^2$
Coarda medie geometrică	$MGC_{aripă}$	0,61
Coefficientul maxim de portanță	C_{Lmax}	1,48
Coefficientul maxim de portanță negativ	C_{Lmax}^{-1}	-0,8
Densitatea aerului	ρ	$1,225 kg/m^3$
Factor de siguranță	e	1,5

8.1 Diagrama de manevră

Pentru diagrama de manevră se impun factorii de sarcină din *Tabelul 8-2*, conform [24].

Tabelul 8-2 Alegerea factorilor de sarcină

Categorie	Factori de sarcină minimi	Factori de sarcină impuși
n_1	+5,3	+6,0
n_2	+4,0	+4,0
n_3	-1,5	-2,0
n_4	-2,65	-3,0

Utilizând *Ecuația (8.1)* se poate obține viteza pentru fiecare factor de sarcină impus.

$$V = \sqrt{\frac{2 \cdot n \cdot W}{\rho \cdot |C_L| \cdot S}} \quad (8.1)$$

Vitezele de stall se obțin pentru $n = 1$ și utilizând coeficientul de portanță C_{Lmax} , respectiv C_{Lmax}^{-1} .

$$V_S^+ = 20,286 \text{ m/s} \quad (8.2)$$

$$V_S^- = 27,628 \text{ m/s} \quad (8.3)$$

Viteza din punctul A corespunde unui factor de sarcină $n = 6$, pentru coeficientul de portanță maxim pozitiv.

$$V_A = \sqrt{\frac{2 \cdot n_1 \cdot W}{\rho \cdot C_{Lmax} \cdot S_{aripă}}} = 49,69 \text{ m/s} \quad (8.4)$$

Pentru viteza din punctul D, similar cu punctul A, corespunde unui factor de sarcină $n = 4$. Acest parametru a fost obținut din [36] și este egal cu:

$$V_D = 9 \frac{W}{S_{aripă}} + 78 \text{ knots} = 148,15 \text{ knots} = 76,215 \text{ m/s} \quad (8.5)$$

În punctul E, viteza de zbor $V_E = V_D$ și factorul de sarcină este $n = -2$, iar în punctul G viteza se obține utilizând factorul de sarcină $n = -3$ și coeficientul de portanță maxim negativ $C_{Lmax}^{-1} = -0,8$.

Punctele obținute:

$$A(49,691; 6)$$

$$D(76,215; 4)$$

$$E(76,215; -2)$$

$$G(47,853; -3)$$

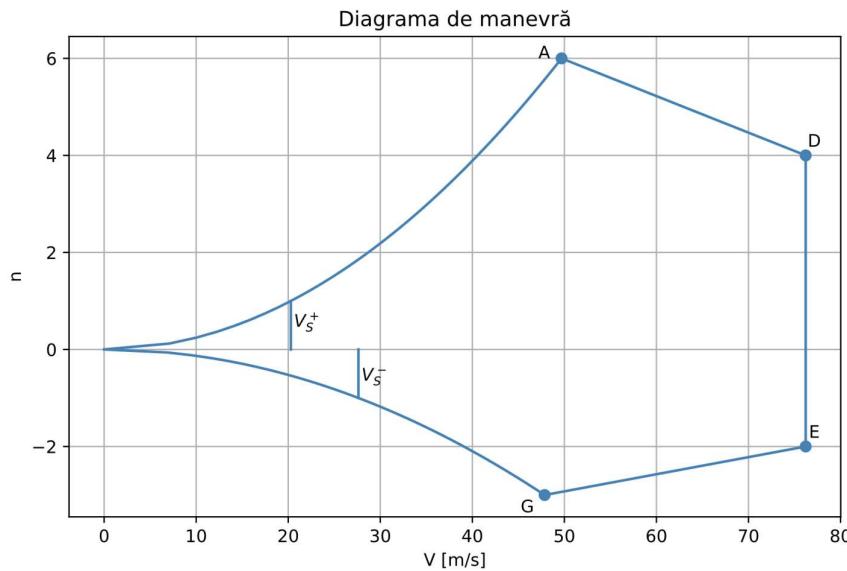


Figura 8-1 Diagrama de manevră

8.2 Diagrama de rafală

În timpul zborului planat, se presupune că planorul este supus unor rafale verticale simetrice. Factorii de sarcină limită rezultați trebuie să corespundă condițiilor determinate după cum urmează:

- 1) Rafale pozitive și negative $U = \pm 15 \text{ m/s}$ la V_B
- 2) Rafale pozitive și negative $U = \pm 7,5 \text{ m/s}$ la V_D

Factorii de sarcină care apar în timpul rafalei se calculează pe baza [24]:

$$n = 1 \pm \left[\frac{\frac{k}{2} \rho U V a}{\frac{W}{S}} \right] \quad (8.6)$$

în care factorul de atenuare k are următoarea expresie

$$k = \frac{0.88 \mu}{5.3 + \mu} \quad (8.7)$$

unde

$$\mu = \frac{2 \cdot \frac{W}{Sg}}{\rho MGC a} \quad (8.8)$$

În aceste expresii a denotă panta curbei de portanță. Pentru aripi trapezoidale de alungire relativ mare distribuția portanței este aproximativ eliptică, astfel panta curbei de portanță se poate calcula cu următoarea formulă:

$$a = a_0 \frac{AR}{AR + 2}, \text{ unde } a_0 = 2\pi \quad (8.9)$$

Pe baza experimentelor realizate de-a lungul anilor, se recomandă utilizarea a unei fracții $f = 0,9$ din valoarea teoretică 2π care se obține folosind teoria profilurilor subțiri:

$$a = \frac{(2f\pi) \pi AR_{ariipă}}{(2f\pi) + \pi AR_{ariipă}} = \frac{(2 \cdot 0,9 \cdot \pi) \cdot \pi \cdot 24,51}{(2 \cdot 0,9 \cdot \pi) + \pi \cdot 24,51} = 5,268 \quad (8.10)$$

Având panta curbei de portanță, se calculează parametrul de masă și factorul de atenuare:

$$\mu = \frac{2 \cdot \frac{3433,5}{9,18 \cdot 9,81}}{1,225 \cdot 0,61 \cdot 5,268} = 19,371 \quad (8.11)$$

$$k = \frac{0.88 \cdot 19,371}{5.3 + 19,371} = 0,691 \quad (8.12)$$

Utilizând Ecuația (8.6), se determină factorii de sarcină care apar în timpul rafalei la vitezele stabilite. Rezultatele se regăsesc în Tabelul 8-3 și anvelopa de zbor în Figura 8-2.

Tabelul 8-3 Factori de sarcină care apar în timpul rafalei

Viteza	[m/s]	U [m/s]	n
V_B	65	15	6,812
		-15	-4,812
V_D	76,215	7,5	4,407
		-7,5	-2,407

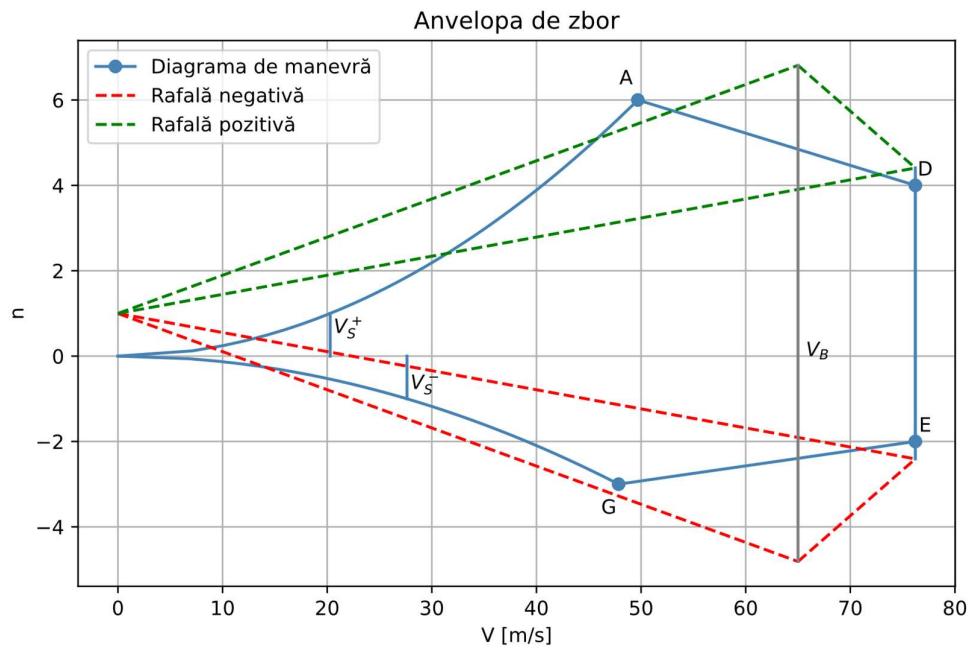


Figura 8-2 Diagrama de manevră și rafală

9 Concluzii

Scopul principal al acestei teze este dezvoltarea conceptuală și dimensionarea preliminară a unui planor. Această aeronavă a fost proiectată astfel încât să îndeplinească cerințele reglementărilor aeronautice referitoare la planoare din categoria utilitară și să asigure un nivel ridicat de siguranță și performanță.

S-a ales aşadar o abordare istorico-statistică convențională a proiectării, cu scopul de a investiga istoria unor produse similare care au fost deja implementate pe piață și care au fost supuse unui proces de validare a caracteristicilor tehnice. Alegerea preliminară a profilului aerodinamic al aripiei și al ampenajului s-a realizat utilizând documentele bibliografice. Au fost identificate acele profiluri care îndeplinesc cerințele de eficiență înaltă, rezistență la înaintare redusă și uniformitate a portanței, precum și comportament uniform pe măsură ce numărul Reynolds variază. Analiza performanței acestor profiluri s-a realizat utilizând programul XFLR5 și s-au obținut mai multe caracteristici pentru diferite numere Reynolds. Pentru aripă s-a ales profilul FX 61-147 unde fenomenul de stall apare la o incidență de 10 până la 13 grade, iar pentru ampenaj s-a ales profilul simetric biconvex RAF 27. Ulterior, s-au utilizat studiile realizate la Universitatea din Delft pentru a selecta cea mai potrivită configurație de aripă. Astfel s-a obținut o aripă trapezoidală dublă cu o suprafață totală de $9,18 \text{ m}^2$. Ampenajul vertical a fost ales pe presupuneri statistice, iar ampenajul orizontal a fost proiectat pentru a garanta stabilitate în timpul zborului orizontal. La o primă aproximare, suprafața acestuia este de $1,16 \text{ m}^2$ și dezvoltă un coeficient de portanță $C_{L_{AO}} = 0,5$ pentru un coeficient de portanță al aripiei $C_{L_{aripă}} = 1$. În același timp, a început procesul de modelare 3D al planorului utilizând software-ul Fusion 360 din suitea Autodesk.

Pentru a estima greutatea planorului s-a utilizat o bază de date [25] din care s-au obținut informații importante, cum ar fi raportul dintre masa totală și anvergura aripiei. Aceste informații au fost sintetizate în grafice din care au fost extrase curbele de tendință utilizând limbajul de programare Python. Totodată, pentru estimarea greutății planorului și implicit a componentelor acestuia s-au utilizat formulele descrise de Raymer în [32]. Pentru a obține un rezultat satisfăcător s-au comparat rezultatele obținute s-a realizat o medie aritmetică obținând masa planorului gol echipat de 240 kg .

Având o estimare a maselor componentelor planorului și a caracteristicilor geometrice, s-a proiectat planorul în programul XFLR5 și s-a realizat o analiză la portanță fixă și o analiză de stabilitate din care s-au obținut performanțele aerodinamice ale aeronavei.

Utilizând caracteristicile aerodinamice extrase din XFLR5 s-au conceput o serie de programe în Python pentru a studia evoluțiile tipice ale aeronavei. S-a obținut o viteza de stall de 78 km/h și o viteza de infundare minimă de $0,54 \text{ m/s}$. În urma elaborării diagramelor de envelopă în conformitate cu reglementările CS-22, s-au obținut vitezele de manevră ale planorului și factorii de sarcină la care este supus în timpul unor rafale.

Se concluzionează că obiectivele citate la începutul acestei lucrări au fost atinse. Au fost obținute constrângerile și cerințele necesare pentru a iniția o investigație mai aprofundată și a ajunge astfel la un ultim model care poate fi analizat experimental sub forma unui prototip.

10 Anexe

Anexa A

Baza de date a fost extrasă din [25] și conține planoare construite începând cu anul 1970. Cu ajutorul acesteia, a fost realizată o analiză istorico-statistică pentru dimensionarea preliminară a configurației planorului descrisă în teză.

Următoarea bază de date conține informații legate de caracteristicile aerodinamice și de masă.

	Lungime [m]	b [m]	m ₀ [kg]		m _{gol} /m ₀	m ₀ /S	Profil aerodinamic	Suprafață aripii [m ²]	Alungire	Fnețe L/D	Model	An
			Gol	Maxim								
Planoare	Dela 11.2 la 17.6 [m]	6.95	15	240	340	0.7059	26.77	NACA 43012A	12.7	17.6	kometa standard	1960
		6.78	14.3	205	310	0.6613	23.17	NACA23012	13.38	15.22	Letov LF-107	1948
		6.75	12	315	453	0.6954	34.32	FX 71-L-150/20	13.2		Lunak	
		6.58	13.6	250	350	0.7143	22.15	Göttingen 756	15.8		Akaflieg	
		6.8	15	238	500	0.476	48.54	HQ 21/II	10.3	21.9	München	1983
		5.7	13.3	182	280	0.65	32.63	FX 66-17 A 182	8.58	20.6	Mü28	
		8.18	17.5	390	580	0.6724	32.58	Eppler E 603	17.8	17.1	DFS Habicht	1936
		6.35	13	190	300	0.6333	30.00	S 01	10	16.9	Glaser-Dirks	1983
		6.2	15	205	323	0.6347	23.93	NACA 65415	13.5	16.7	DG-300 Acro	
		8.35	17	360	600	0.6	33.43	FX S02-196 / FX 60-126	17.95	16	Glasflügel H-101	1970
		6.15	10	150	245	0.6122	22.48	Clark Y	10.9	9.2	Grob G103a	1980
		7.53	17.6	200	363	0.551	14.40		25.2	12.3	Twin II	
		6.85	13.2	265	380	0.6974	38.78	PZL NN-8	9.8	17.8	Schempp-Hirth	1975
		6.25	12	240	357	0.6723	29.75	Încastrare - NACA 2418, Vârf - NACA 2412, Mijloc NACA 0012	12	12	Standard Austria	1959
		6.91	12.7	280	390	0.7179	33.05	NACA 641412	11.8	14.3	Schleicher ASK 21	1979
		7.38	14	345	525	0.6571	42.68	NACA 641412	12.3	15.9	Vogt Lo-100	1952
		7.7	18						14.3	22.7	Bonomi BS.14	1935
		7.25	14	311	401	0.7756	29.70	NACA 641412	13.5	15	Astore	
		7	15	219	350	0.6257	27.45	Încastrare: Göttingen 549, Vârf: M	12.75	17.65	Allstar SZD-59	1991
		7	15	245	385	0.6364	31.66	Încastrare: NACA 633-618, Mijloc: NACA 633-618 mod., Vârf: NACA 4415 (mod.)	12.16	18.58	Instytut Szybowictwa IS-4 Jastrząb	1949
		8.38	16.7	370	570	0.6491	31.39	NN-8	18.16	15.3	Marganski Swift S-1	1991
		6	12.1	254	360	0.7056	34.48	TsAGI R-32-15 Wortmann	10.44	13.8	MDM MDM-1 Fox	1993
		6.5	11.2	265	385	0.6883	33.36	FX-71-L-150/25	11.54	11	SZD-C Zuraw	1952
		4.92	12.1	175	310	0.5645	41.84	Radab KTH-FFA 17%	7.41	19.75	SZD-21 Kobuz	1961
		8.55	23.2	587	820	0.7159	43.27	Radab Windex			Akaflieg Berlin B-13	1985
		10.36	29	577	895	0.6447	39.00	Încastrare: Wortmann FX-62-K-153 mod; Mijloc:	18.95	28.4	Akaflieg Braunschweig SB-10 Schirokko	1991

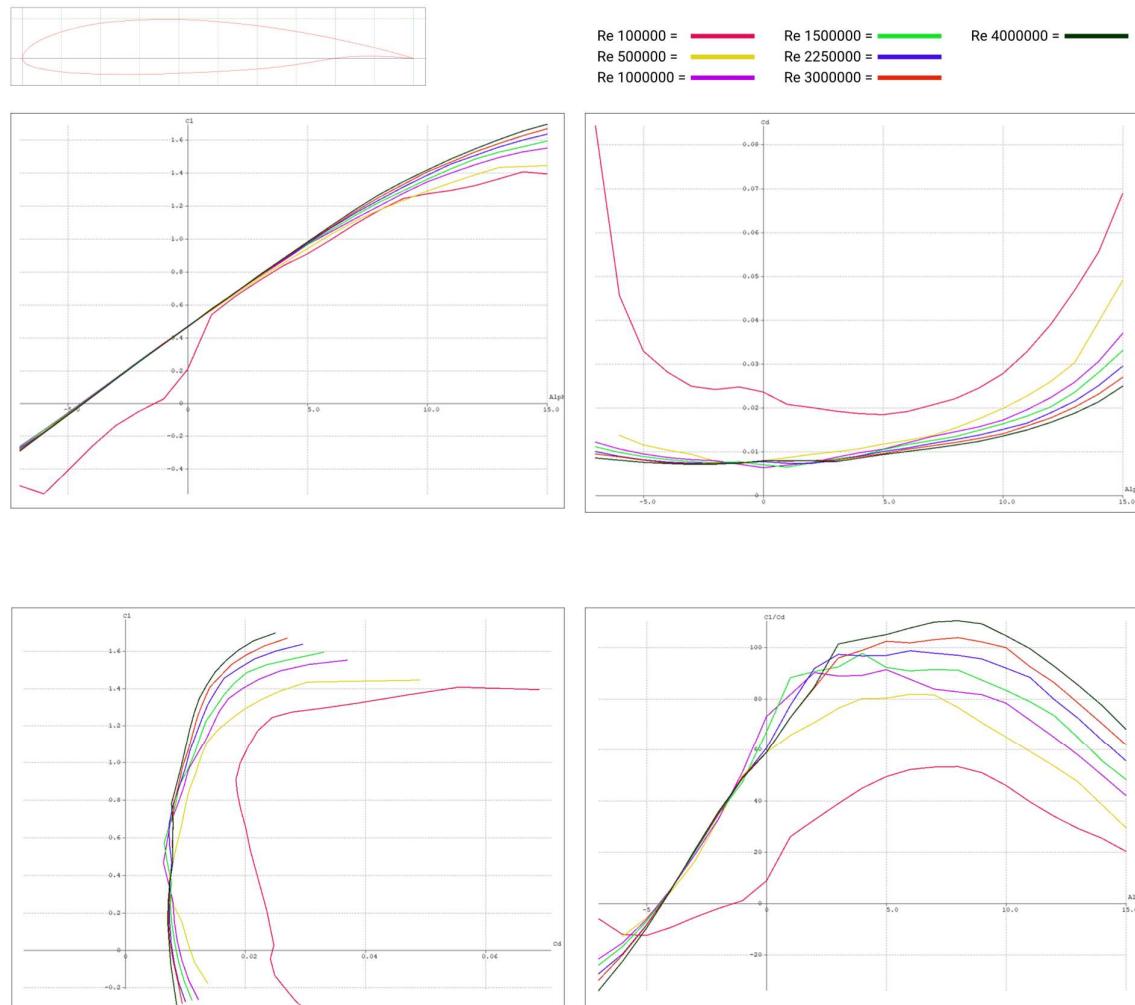
FX-62-K-131 mod; Vârf: FX- 60-K-126												
Peste 18 [m]	9.1	28	570	850	0.6706	50.60		16.8	46.7	Binder EB-28	1986	
	7.84	20.4	400	644	0.6211	39.78	FX 67K- 170/150 (Încastrare) et FX 60-126 (Vârf)	16.19		Caproni A-21SJ Calif	1973	
	7.83	23	500	850	0.5882	57.82	Delft DU 97- 127/15	14.7	36	Schempp-Hirth Quintus M	2011	
	9	25	470	750	0.6267	45.98	HQ-17	16.31	38	Schleicher ASH-25	1985	
	8	28	548	850	0.6447	62.04		13.7	57.2	Waibel-Butler Concordia	2012	
	5.55	11.6	110	220	0.5	33.64		6.54	21	Brondel ST-11	1982	
	5	11.9	107	204	0.5245	21.03	Culver 18%- 13%	9.7	14	Maupin Woodstock Windward	1979	
	6.3	11	70	188	0.3723	28.92		6.5	18.6	Performance SparrowHawk	2002	
	6.85	15	270	540	0.5	50.66		10.66	21	SZD-59 ACRO	1991	
	6.95	18	240				CA2-134 / 15V2 (s) CAJ1- 134 / 18 (esterno)	10.84	29.89	Akaflieg SB-14	2003	
Performanță	6.22	13.4	185	300	0.6167	29.53	NN 18-17	10.16	17.8	Bielsko B1-PW- 5 Smyk	2000	
	8.3	16.5	322	512	0.6289	32.00		16		ITA P-1	1996	
	6.78	18	330	565	0.5841	49.60		11.39	28.5	Schempp-Hirth Discus 2cT	2004	
	6.56	13	240	350	0.6857	30.65	Wortmann FX 67 K 150/	11.42	15	Truchet Tr-301 Abyssin	1982	
	6.8	15	250	400	0.625	38.10	OAP 1-2	10.5	21.4	Centrair C-101 Pegase	1981	
	6.8	15	245	450	0.5444	43.69	HQ21/II	10.3	21.8	Dirk-Glaser DG-300 Elan	1983	
	7.16	18	450	600	0.75	54.05		11.1	29	Jonker JS-1C- 18 Evo	2012	
	6.98	15	239	465	0.514	46.50		10	23	Kuykendall HP- 24 Tetra-15	2012	
	6.4	13	200	310	0.6452	32.63		9.5	16.6	Brondel Helium	1985	
	6.6	15	210	420	0.5	38.18	FX 67-K- 170 FX 60-126	11		Carman JP- 15/38	1979	
Constructie după 1970	5.8	12	145	265	0.5472	38.41	FX 73-CL 1- 152	6.9	20.86	GlasFaser Velino	1992	
	6.8	15	245	485	0.5052	45.28	HQ 21	10.71	21.01	Akaflieg Karlsruhe AK-5 Ardea	1992	
	6.5	15	200	310	0.6452	25.83		12	18.8	Altinger TA- 15S Lenticular	1992	
	6.6	15	238	544	0.4375	53.70		10.13	22	Applebay Zuni	1992	
	6.73	15	230	350	0.6571	32.11	FX-61-163, FX-60-126	10.9	20.7	ISF mistral-C	1992	
	7.2	17.8	290	410	0.7073	33.33	FX 67-K- 170/17	12.3	25.5	Kerbelis BK-7 Lietuva	1992	
	6.68	15	220				DU 80-176 DU 80-14	9.8	22.96	Pajno V-1/2 Rondine	1992	

		6.45	15	235	450	0.5222	45.00	FX-67-K- 170, FX-67-K- 150	10	22.5	Pik-20	1992
		6.65	15	250	450	0.5556	45.00		10	22.38	Romagna QR- 15 Larus	1992
		6.55	15	230	500	0.46	50.00	DU84-158	10	22.5	Schleicher ASW-14	1992
		6.55	15	235	500	0.47	55.56	DU89-134/14	9	25	Schleicher ASW-27	1992
		6.58	15	258	525	0.4914	50.00	DU99-147 ; DU99-147 M1 ; DU99-147 M2	10.5	21.43	Schleicher ASW-28	1992
		6.6	15	210					11		Siren C-38	1992
		6.55	15	230					9.77		STRA CB-15 Crystal	1992
		5.7	13.6	54	164	0.3293	12.81		12.8	12.8	Ruppert Archeopteryx	1992
		7.04	15	190	310	0.6129	26.16	Wortmann FX-61-163 NACA	11.85	19	Aviamilano A2	1992
		6.49	15	187	310	0.6032	27.58	63(3)618 vers 63(3)612	11.24	20	Fibera KK-1 Utu	1992
		5.86	13	165	280	0.5893	43.08		6.5	26	Meier Milomei M-1	1992
		6.35	15	165	300	0.55	33.33		9	25	Morelli M-300	1992
		6.35	15	202	330	0.6121	14.67		22.5		Schempp-Hirth Standard Cirrus	1992
		8	18.5	376	500	0.752	29.98		16.68	21.14	VSB-62 Vega	1992
		8.71	18.2	438	620	0.7065	37.39	Root : FX 67- K-170, tip : FX 67-K-150	16.58	20	Akaflieg Berlin B-12	1992
		10.3	22	480	700	0.6857	39.77		17.6	27.5	Akaflieg München Mü- 27	1992
		7.95	18	300	520	0.5769	28.89		18	12	CERVA CE-75 Sagittaire	1992
		7.62	20.1	272	430	0.6326	30.05		14.31		Lamson L-106 Alcor	1992
		7.3	15	230	350	0.6571	29.66		11.8	19	Neukom S-4 Elfe 15	1992
		6.4	13	93	206	0.4515	15.61		13.2	13	Advanced Aeromarine Sierra LS	1992
		6.1	13	91	181	0.5028	12.93		14	12	Bailey-Moyes Tempest	1992
		5.18	8.36	64	157	0.4076	14.91		10.53		HG-1 Tolpel	1992
		6.07	13	190	280	0.6786	28.81	NACA 4415	9.72	17.4	Jansson-Thor BJ-1B Duster	1992

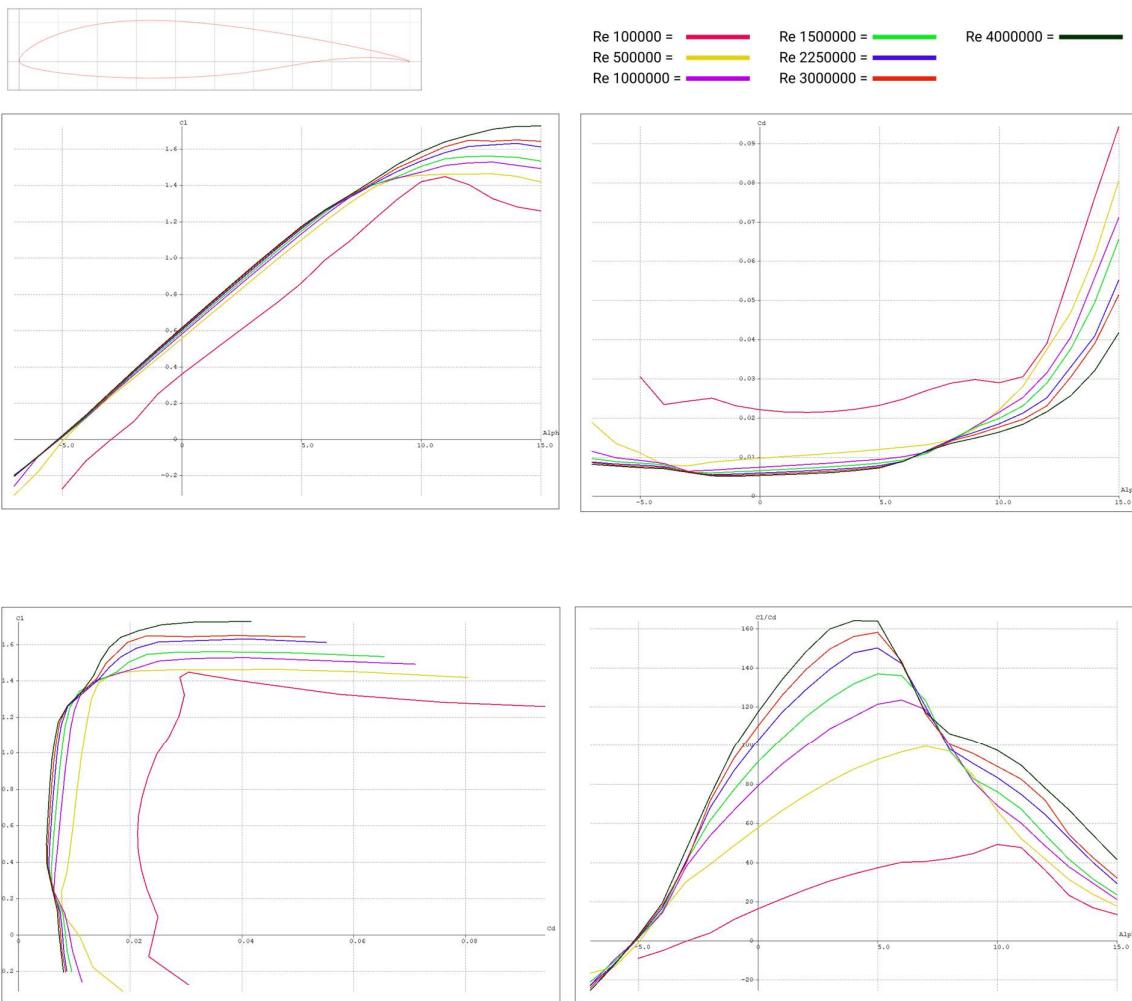
Anexa B

Grafice care conțin informații despre performanța profilurilor aerodinamice selectate, cum ar fi coeficientul de portanță și coeficientul de rezistență la înaintare, în funcție de unghiul de incidentă. Aceste grafice au fost obținute utilizând programul XFLR5.

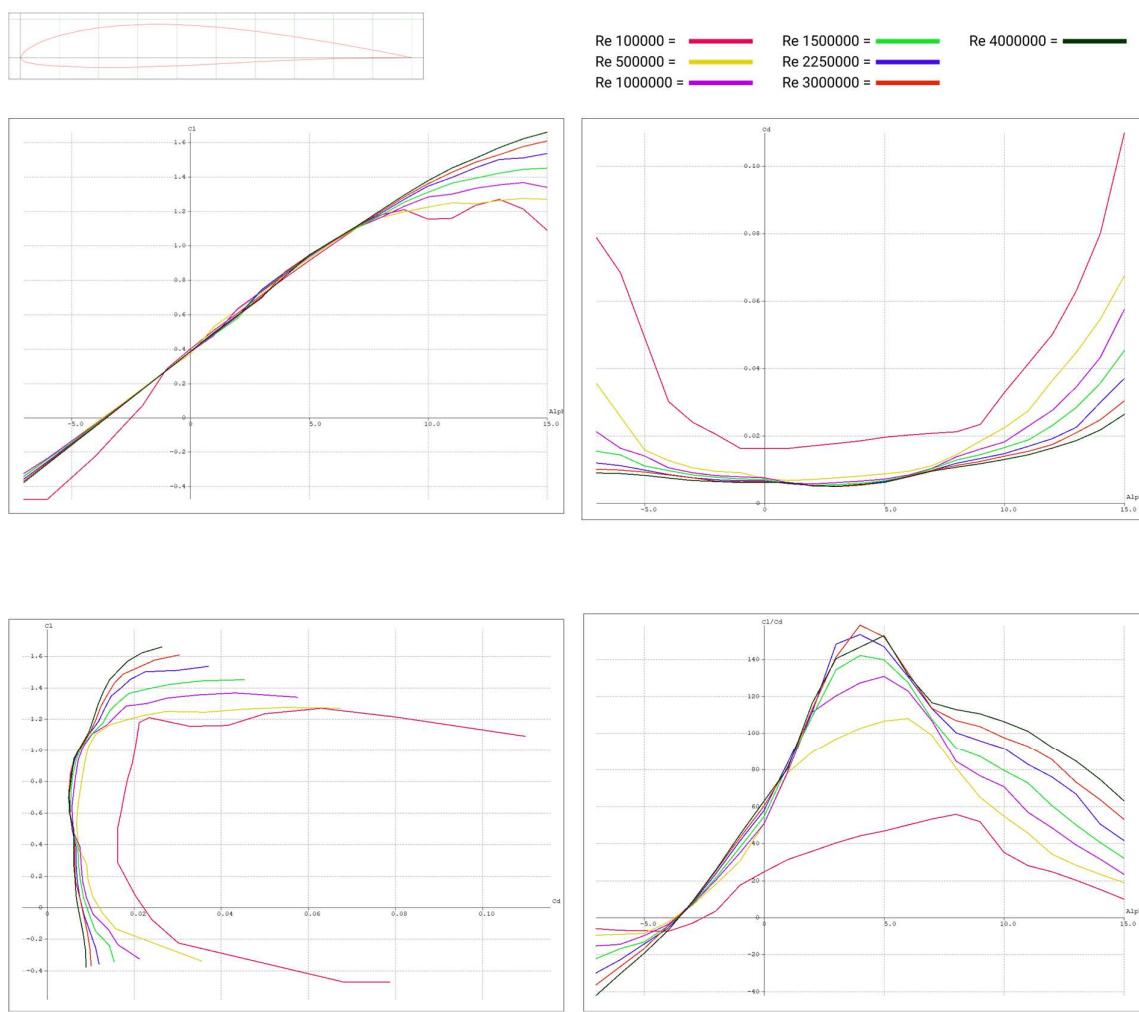
DU 84-132V3



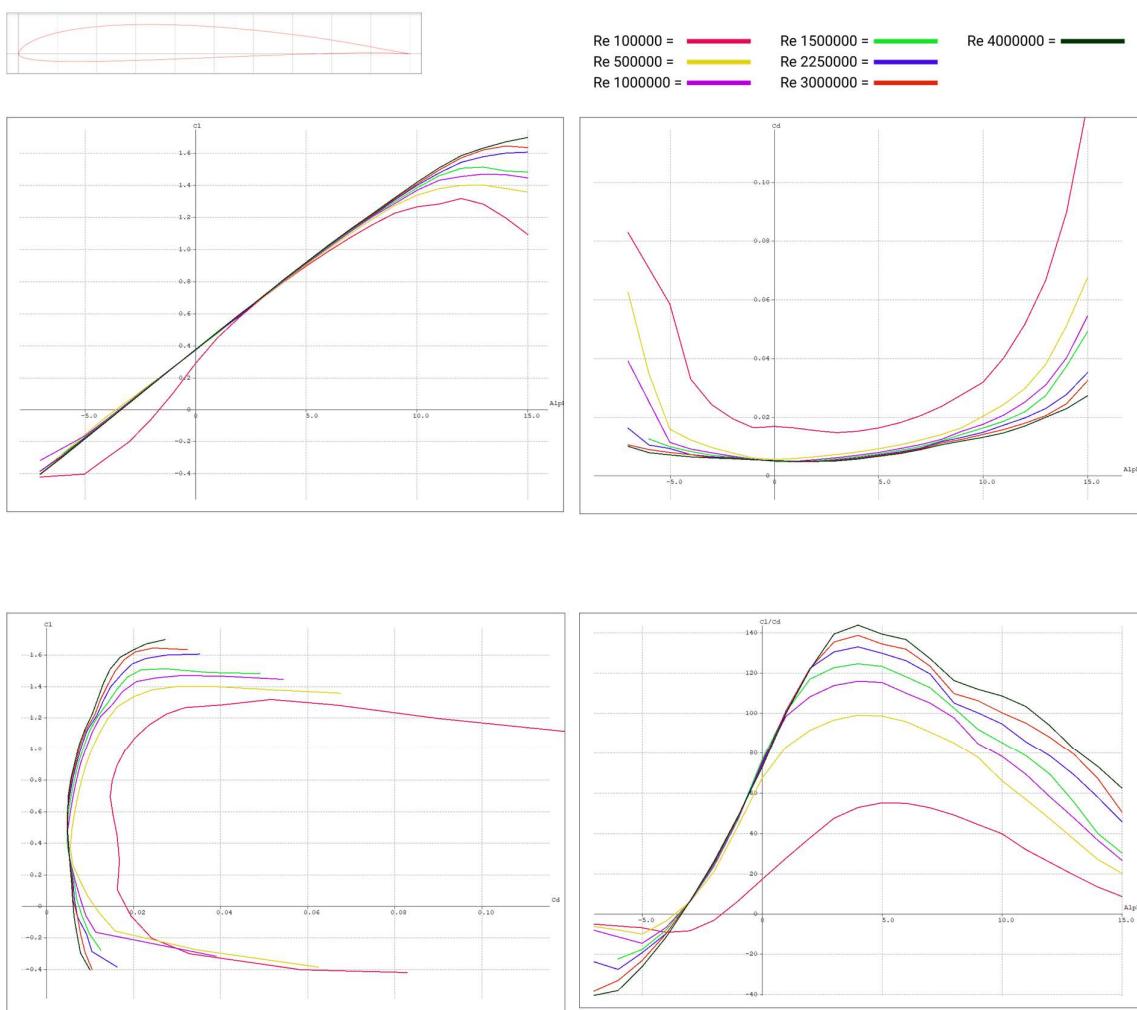
FX 61-147



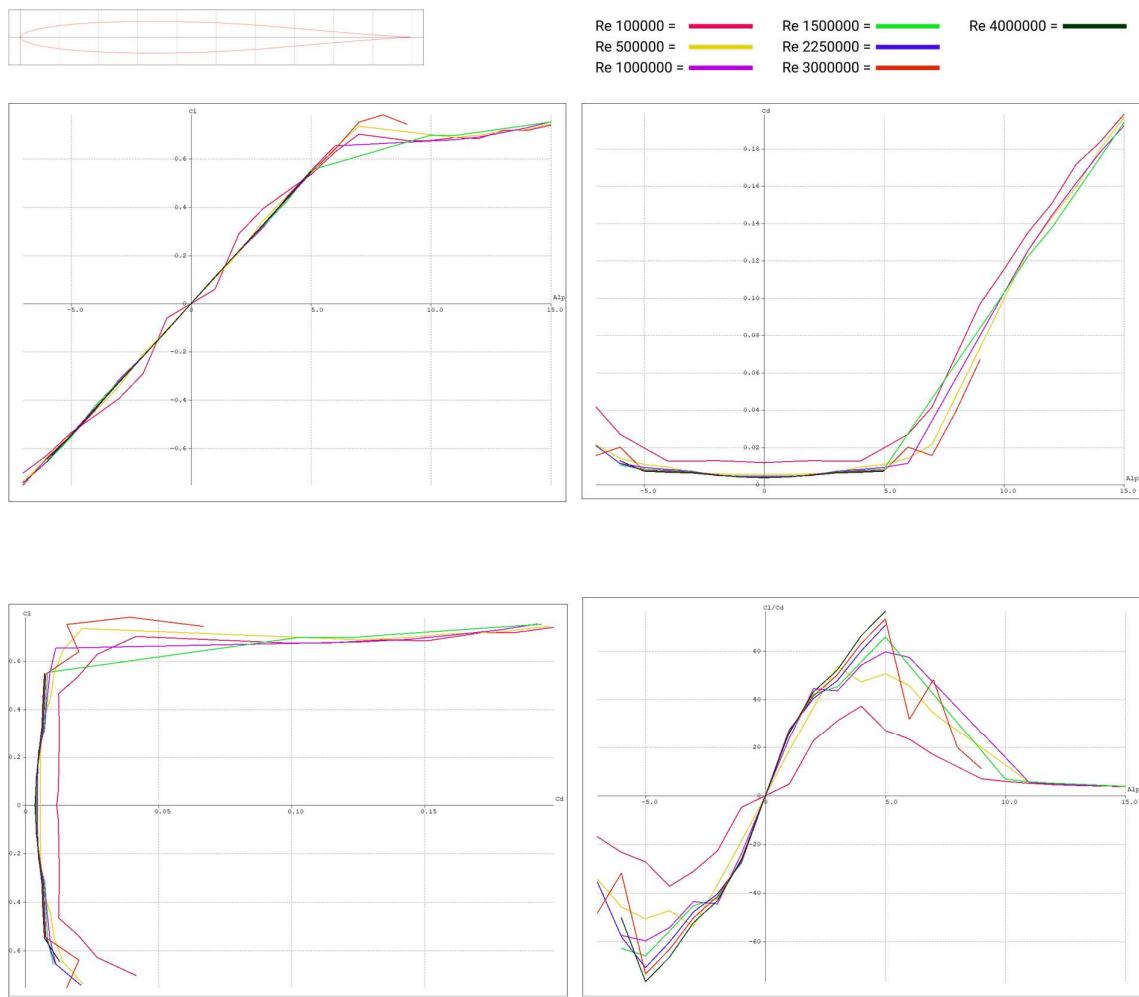
K3311



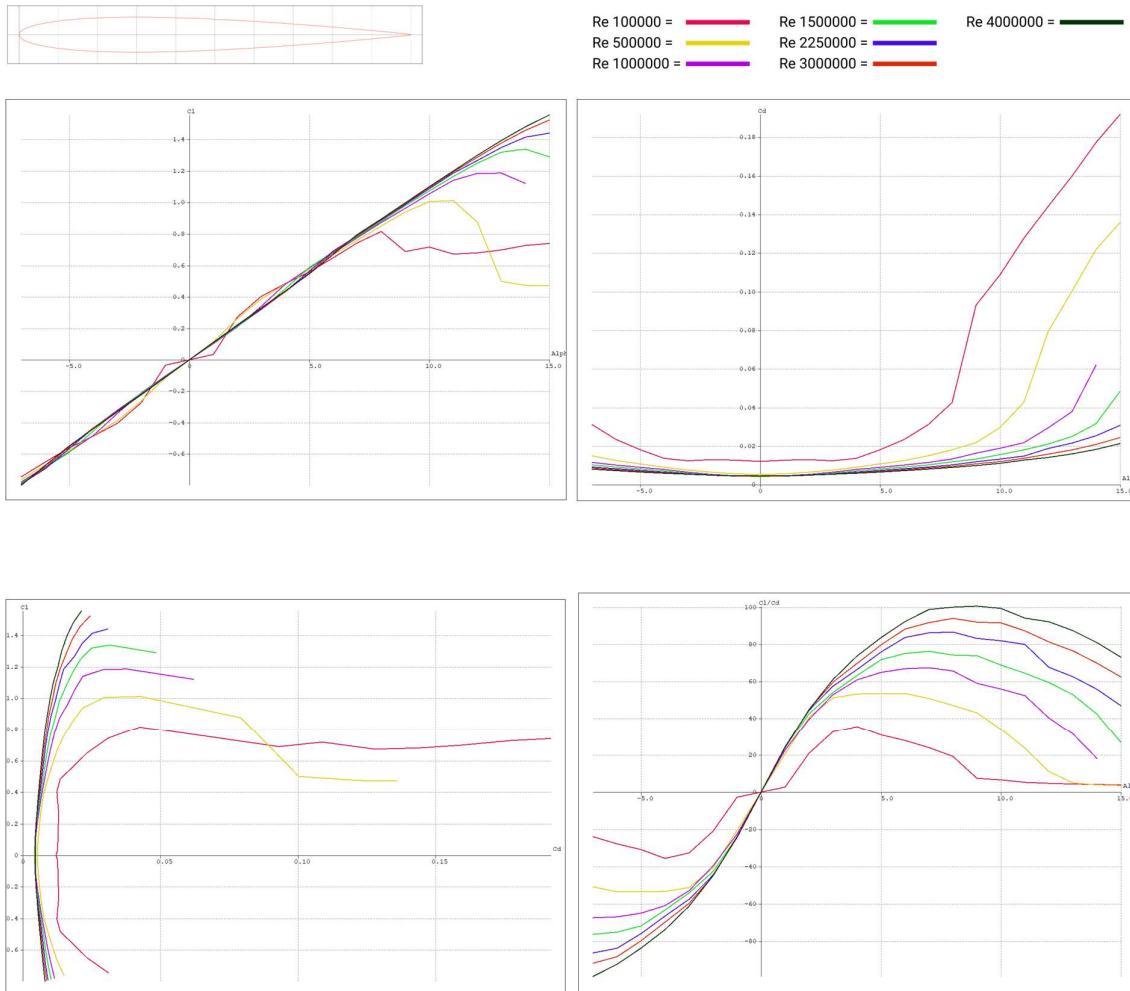
SD 7037



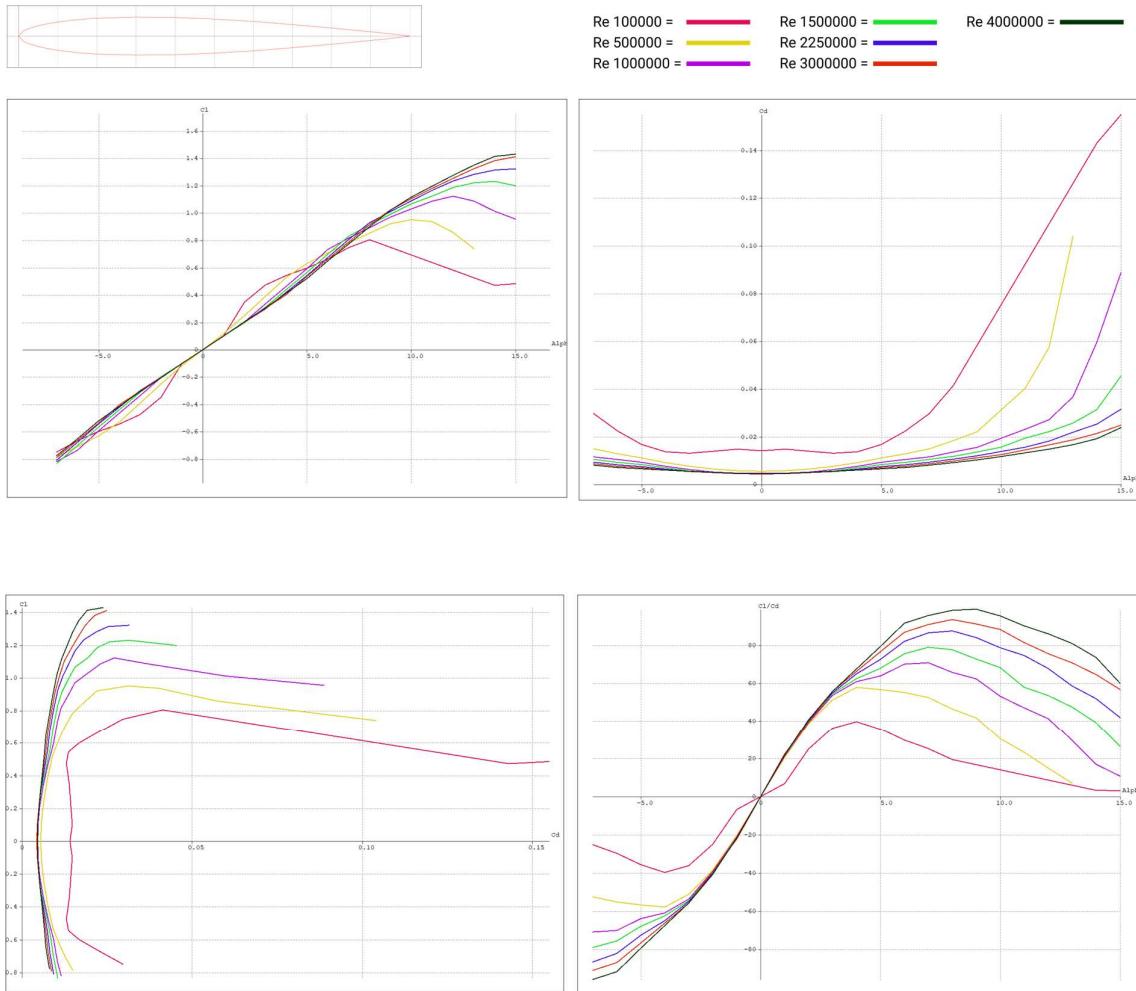
HQ 0/9



NACA 0009

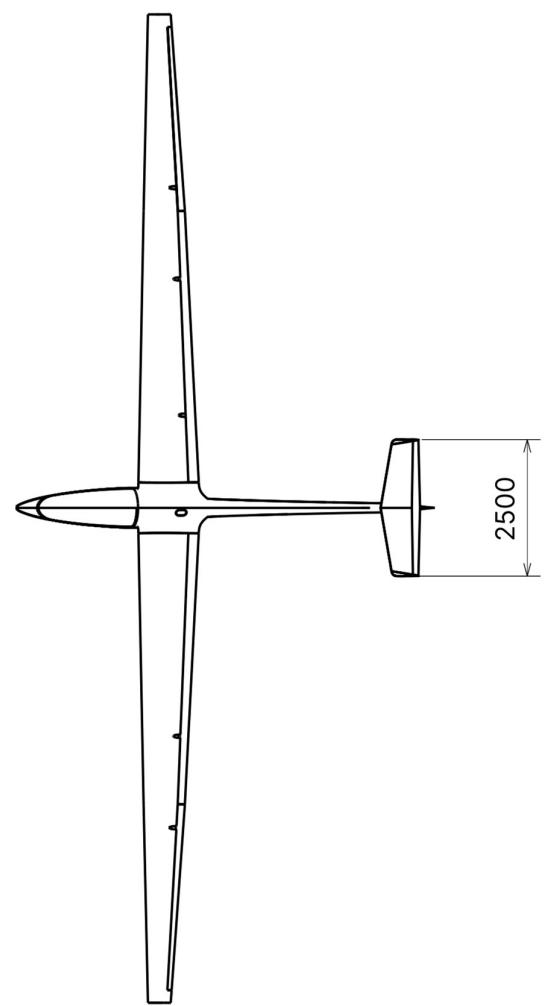
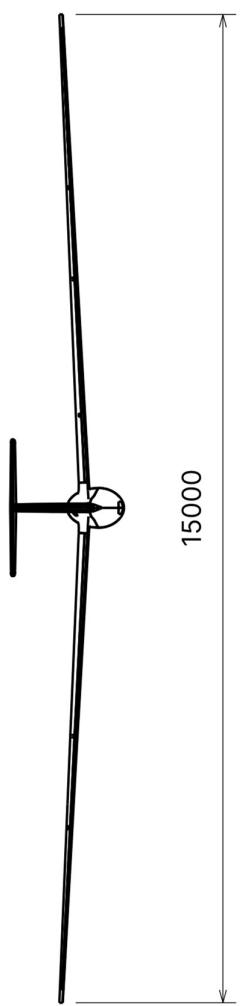
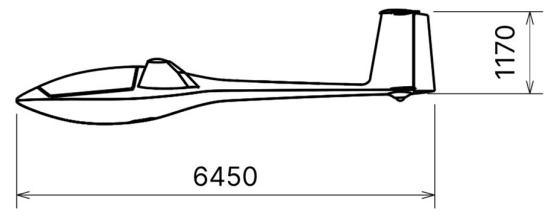


RAF 27



Anexa C

Desene 2D ale planorului proiectat.



Anexa D

Programe dezvoltate cu ajutorul limbajului de programare Python pentru a studia greutatea planoarelor fabricate în trecut și performanțele aerodinamice ale planorului proiectat.

```
# =====
# Sailplane Empty and Gross weight Estimation /
# Estimarea greutății planorului gol și maxim echipat
# =====

import matplotlib.pyplot as plt
import pandas as pd
import numpy as np

# Read aerodynamic characteristics form the Database
df = pd.read_excel("./Date/Database.xlsx")

b = df["b"].to_numpy()
We = df["We"].to_numpy()
W0 = df["W0"].to_numpy()

sailplane = np.array([15, 270])

plt.figure(figsize=(8,5))
plt.title("Estimarea greutății maxime a planorului")
plt.xlabel("b [m]")
plt.ylabel("W [kg]")
plt.scatter(b, W0, label="Planoare din baza de date")
plt.scatter(sailplane[0], sailplane[1], c="black", label="Planorul proiectat")
z = np.polyfit(b, W0, 1)
p = np.poly1d(z)
plt.plot(b, p(b), "r", label="Interpolare")
plt.legend()
plt.show()

# =====
# Gliding Flight / Zbor planat
# =====

import pandas as pd
import numpy as np
import matplotlib.pyplot as plt

# Read aerodynamic characteristics exported from XFLR5
df = pd.read_csv("./Date/T7-VLM2-EF1(g1)-EF2(g1)-Inviscid+Drag-Final.csv")

g = 9.81 # m/s2
rho = 1.225 # kg/m3
W = 400 * g # N
```

```

S = 9.180 # m2
a = df["alpha"].to_numpy()
Cl = df[" CL"].to_numpy()
Cd = df[" CD"].to_numpy()
phi = np.radians(np.arange(0, 70, 10))

Vx = np.sqrt(2*w/rho/Cl/S)

Vz = np.sqrt(2*Cd**2*w/rho/Cl**3/S)

def sec(phi):
    cos_value = np.cos(phi)
    sec_value = 1/cos_value
    return sec_value

def Vxphi(phi):
    return Vx*sec(phi)**(1/2)

def Vzphi(phi):
    return Vz*sec(phi)**(3/2)

# Plot flight performance for different bank angles
def plot_flight_performance():
    for i in phi:
        plt.plot(Vxphi(i), Vzphi(i), marker="o",
label=f"{np.print(np.rad2deg(i))}^\circ")
    plt.figure(figsize=(8,5))
    plt.title("Zbor planat")
    plt.grid()
    plt.xlabel(r"$V_x$ [km/h]")
    plt.ylabel(r"$V_z$ [m/s]")
    plt.plot(Vxphi(0)*3.6, Vzphi(0), marker="o")
    plt.plot(Vx[0]*3.6, Vz[0], "o", label="Viteza minimă de zbor")
    plt.gca().invert_yaxis()
    plt.legend()
    plt.show()

# =====
# Spiral Flight Performance / Performanțe la zborul în spirală
# =====

```

```

import pandas as pd
import numpy as np
import matplotlib.pyplot as plt

df = pd.read_csv("./Date/T7-VLM2-EF1(g1)-EF2(g1)-Inviscid+Drag-Final.csv")

g = 9.81 # m/s2
rho = 1.225 # kg/m3
W = 400 * g # N
S = 9.180 # m2
a = df["alpha"].to_numpy()
Cl = df[" CL"].to_numpy()
Cd = df[" CD"].to_numpy()
phi = np.radians(np.arange(20, 70, 10))

Vx = np.sqrt(2*W/rho/Cl/S)

Vz = np.sqrt(2*Cd**2*W/rho/Cl**3/S)

# Calculate secante
def sec(phi):
    cos_value = np.cos(phi)
    sec_value = 1/cos_value
    return sec_value

def Vxphi(phi):
    return Vx*sec(phi)**(1/2)

def Vzphi(phi):
    return Vz*sec(phi)**(3/2)

def plot_spiral_flight_performance():
    VminDive = []
    rminDive = []
    for i in phi:
        r = Vxphi(i)**2/np.tan(i)/g
        plt.plot(r, Vzphi(i), marker="o",
label=f"\{round(i*180/np.pi)\}^\circ")
        minV = min(Vzphi(i))
        VzphiIndex = np.where(Vzphi(i) == minV)
        rminV = Vxphi(i)[VzphiIndex]**2/np.tan(i)/g
        VminDive.append(minV)
        rminDive.append(rminV)
    plt.plot(rminDive, VminDive, marker="o", label=r"$V_{zmin}$")
    plt.xlim(0,300)
    plt.ylim(0,3)
    plt.gca().invert_yaxis()

```

```

plt.figure(figsize=(8,5))
plt.title("Zbor în spirală")
plt.grid()
plt.xlabel("r [m]")
plt.ylabel(r"$V_z$ [m/s]")
plot_spiral_flight_performance()
plt.legend()
plt.show()

# =====
# Climbing Performance / Performanță la zborul în urcare
# =====

import pandas as pd
import numpy as np
import matplotlib.pyplot as plt

def sec(phi):
    cos_value = np.cos(phi)
    sec_value = 1/cos_value
    return sec_value

def calculateSpeeds(i):
    Vx = np.sqrt(2*W/rho/C1[i]/S)
    Vz = np.sqrt(2*Cd[i]**2*W/rho/C1[i]**3/S)
    return Vx, Vz

def annotate():
    labs = np.around(np.rad2deg(phi)).astype(int)
    degree_sign = u'\N{DEGREE SIGN}'
    for i, txt in enumerate(labs):
        plt.annotate(str(txt)+degree_sign, (r[i], -Vzphi[i]),
textcoords="offset points", xytext=(-7,8), ha="center")
        plt.annotate(str(txt)+degree_sign, (r[i], (VzTp-Vzphi)[i]),
textcoords="offset points", xytext=(-7,8), ha="center")

df = pd.read_csv("./Date/T7-VLM2-EF1(g1)-EF2(g1)-Inviscid+Drag-Final.csv")

g = 9.81 # m/s2
rho = 1.225 # kg/m3
W = 400 * g # N
S = 9.180 # m2
a = df["alpha"].to_numpy()
C1 = df[" CL"].to_numpy()
Cd = df[" CD"].to_numpy()

phi = np.radians(np.arange(20, 70, 10))

Vx, Vz = calculateSpeeds(10)

```

```

Vxphi = Vx*sec(phi)**(1/2)

Vzphi = Vz*sec(phi)**(3/2)

r = Vxphi**2/np.tan(phi)/g

rT = np.arange(10, 300, 10)
VzT = 2.3*(1-(rT/300)**2)
VzTp = 2.3*(1-(r/300)**2)

plt.figure(figsize=(8,5))
plt.title("Zbor în urcare")
plt.grid()
plt.xlabel("r [m]")
plt.ylabel(r"$V_z$ [m/s]")
plt.plot(rT, VzT, marker="o", label="Termica", color="darkorange")
plt.plot(r, VzTp-Vzphi, marker="o", label=r"$V_a$", color="green")
plt.plot(r, -Vzphi, marker="o", label=r"$V_{z\phi}$")
plt.annotate()
plt.legend()
plt.show()

```

```

# =====
# Flight Envelope / Anvelopa de zbor
# =====

import numpy as np
import matplotlib.pyplot as plt

MANEUVER_DIAGRAM_COLOR = "steelblue"
POSITIVE_GUST = "green"
NEGATIVE_GUST = "red"

# Constants
rho = 1.225 # kg/m3
g = 9.81
W = 350 * g # N Maximum takeoff weight
m = W/g # kg plane mass
CLmax = 1.483828 # maximum lift coefficient of the wing
CLmaxNeg = -0.8 # maximum negative lift coefficient
CDmin = 0.008472 # lowest possible drag coefficient of the sailplane
S = 9.180 # m2 wing area
b = 15 # m wing span
MGC = 0.61 # mean geometric chord

# Limit manoeuvring load factors
n1 = 6
n2 = 4

```

```

n3 = -2
n4 = -3

# air speed function
def V(n, CL):
    return np.sqrt(2*np.abs(n)*W/rho*np.abs(CL)/S)

# Design air speeds m/s

# Estimated stalling speed at design maximum weight
VSp = V(1, CLmax)
VSn = V(1, CLmaxNeg)

# Design manoeuvring speed
VA = V(n1, CLmax)

# Design Gust Speed VB. VB must not be less than VA.
VB = 65

# Design Maximum Speed chosen by the applicant:
VD = (9*W/S/10*0.2084+78)*0.514444
VE = VD

# VG
VG = V(n4, CLmaxNeg)

A = [VA, n1]
D = [VD, n2]
E = [VE, n3]
G = [VG, n4]

Vel = [A[0], D[0], E[0], G[0]]
n = [A[1], D[1], E[1], G[1]]

positive_factors = np.linspace(0, n1)
negative_factors = np.linspace(0, n4)
pf_velocities = V(positive_factors, CLmax)
nf_velocities = V(negative_factors, CLmaxNeg)

def n_stall(Vst, CL):
    return Vst**2*rho*CL*S/W/2

def plotManeuverDiagram():
    plt.plot(Vel, n, marker="o", label="Diagrama de manevră",
color=MANEUVER_DIAGRAM_COLOR)
    plt.plot(pf_velocities, positive_factors, color=MANEUVER_DIAGRAM_COLOR)
    plt.plot(nf_velocities, negative_factors, color=MANEUVER_DIAGRAM_COLOR)

```

```

    plt.plot([VSp, VSp], [0, n_stall(VSp, CLmax)],  

color=MANEUVER_DIAGRAM_COLOR)  

    plt.plot([VSn, VSn], [0, n_stall(VSn, CLmaxNeg)],  

color=MANEUVER_DIAGRAM_COLOR)  
  

    plt.annotate(r"$V_S^+$", (VSp, n_stall(VSp, CLmax)), textcoords="offset  
points", xytext=(10,-10), ha="center")  

    plt.annotate(r"$V_S^-$", (VSn, n_stall(VSn, CLmaxNeg)), textcoords="offset  
points", xytext=(10,5), ha="center")  

    plt.annotate("A", (VA, n1), textcoords="offset points", xytext=(-6,8),  
ha="center")  

    plt.annotate("D", (VD, n2), textcoords="offset points", xytext=(5,5),  
ha="center")  

    plt.annotate("E", (VE, n3), textcoords="offset points", xytext=(5,5),  
ha="center")  

    plt.annotate("G", (VG, n4), textcoords="offset points", xytext=(-5,-15),  
ha="center")  
  

# Gust diagram  
  

U = np.array([-15, -7.5, 7.5, 15]) # m/s gust speed  

w0 = np.array([VB, VD, VD, VB]) # m/s air speed  
  

# slope of wing lift curve calculus  

# ======  

k = 0.9  

l = b*b/S  
  

a = (2*k*np.pi)*np.pi*l/(2*k*np.pi+np.pi*l) # slope of wing lift curve / rad  

#======  
  

miu = 2*m/S/(rho*MGC*a) # non-dimensional sailplane mass ratio  

k = 0.88*miu/(5.3+miu) # gust alleviation factor  
  

def nGust(U, V):  

    return 1 + k/2*rho*U*V*a/(m*g/S)  
  

def plotGustDiagram(U, V):  

    for i in range(len(U)):  

        color = NEGATIVE_GUST if (i < 2) else POSITIVE_GUST  

        gf = nGust(U[i], V[i])  

        xCoords = np.linspace(0, V[i], 5)  

        yCoords = np.linspace(1, gf, 5)  

        plt.plot(xCoords, yCoords, "--", color=color)  
  

        plt.plot([w0[0], w0[1]], [nGust(U[0], w0[0]), nGust(U[1], w0[1])], "--",  
color=NEGATIVE_GUST, label="Rafală negativă")

```

```

    plt.plot([w0[0], w0[1]], [nGust(U[3], w0[3]), nGust(U[2], w0[2])], "--",
color=POSITIVE_GUST, label="Rafală pozitivă")
    plt.plot([w0[1], w0[2]], [nGust(U[1], w0[1]), nGust(U[2], w0[2])],
color=MANEUVER_DIAGRAM_COLOR)
    plt.plot([w0[0], w0[3]], [nGust(U[0], w0[0]), nGust(U[3], w0[3])],
color="gray")
    plt.annotate(r"$V_B$", (VB, 0), textcoords="offset
points", xytext=(10,0), ha="center")

plt.figure(figsize=(8, 5))
plt.title("Anvelopa de zbor")
plt.grid()
plotManeuverDiagram()
plotGustDiagram(U,w0)
plt.xlabel("V [m/s]")
plt.ylabel("n")
plt.legend()
plt.show()

```


11 Referințe

- [1] M. P. Dumitru Popovici, Cunoașterea planorului, București, 2009.
- [2] C. Runge, „Planeur DG-808B du fabricant DG Flugzeugbau,” 16 January 2007. [Interactiv]. Available: https://commons.wikimedia.org/wiki/File:DG_Flugzeugbau_DG-808B.jpg. [Accesat 06 June 2022].
- [3] V. Novițchi, Construcții de planoare, București: Editura Tehnică, 1953.
- [4] Glider Flying Handbook, Oklahoma City: United States Department of Transportation, Federal Aviation Administration, Airman Testing Standards Branch, AFS-630, P.O. Box 25082, 2003.
- [5] V. K. G. Vijay K. Goyal, Aircraft Structures for Engineers, Mayaguez, Puerto Rico, 2011.
- [6] Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge, Oklahoma City: U.S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration, Airman Testing Standards Branch, 2003.
- [7] D. Crane, Dictionary of Aeronautical Terms, third edition, Renton, Washington: Aviation Supplies & Academics, 1997.
- [8] Steelpillow, „Tail fuselage mounted,” 03 October 2009. [Interactiv]. Available: https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Tail_fuselage_mounted.svg. [Accesat 06 June 2022].
- [9] Steelpillow, „Tail cruciform,” 03 October 2009. [Interactiv]. Available: https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Tail_cruciform.svg. [Accesat 11 June 2022].
- [10] Steelpillow, „https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Tail_T.svg,” 03 October 2009. [Interactiv]. Available: https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Tail_T.svg. [Accesat 11 June 2022].
- [11] S. B. Thompson, „NATIONAL ARCHIVES CATALOG,” 18 October 1984. [Interactiv]. Available: <https://catalog.archives.gov/id/6388046>. [Accesat 06 June 2022].
- [12] C. A. A. P. L. D. - F. Crew, LASORS 2006: The Guide for Pilots, The Stationery Office, 2005.
- [13] F. A. Internationale, Section 3 – Gliding, Lausanne: FAI, 2020.
- [14] A. I. Elena Raluca Constantin, Dicționar de aviație englez-român, București: Ars Docendi, 2017.
- [15] K. Kubrynski, „Aerodynamic Design and Cross-country Flight Performance Analysis of Diana-2 Sailplane,” *Technical Soaring*, 2006.
- [16] D. Sailplanes, „Diana Sailplanes - Scandinavia,” Diana Sailplanes - Scandinavia AB, [Interactiv]. Available: <https://www.dianasailplanes-scandinavia.com/diana2-sailplane>. [Accesat 26 03 2022].
- [17] J. S. A. i. Ko, „LAK,” JSC Sportine Aviacija ir Ko, [Interactiv]. Available: http://lak.aviaserv.com/index.php?option=com_content&task=view&id=578&Itemid=142. [Accesat 29 03 2022].
- [18] A. S. GmbH, „Alexander Schleicher,” Alexander Schleicher GmbH, [Interactiv]. Available: <https://www.alexander-schleicher.de/en/flugzeuge/asw-28/>. [Accesat 26 03 2022].
- [19] D. F. GmbH, Flight Manual for the LS 8-18 Sailplane, Bruchsal: DG Flugzeugbau GmbH, 1999.
- [20] Kawior, Artist, [Art].
- [21] N. Randell, Artist, *ROLLADEN-SCHNEIDER LS8-18 G-CJMT*. [Art]. 2009.
- [22] „lak.aviaserv.com,” [Interactiv]. Available: <http://lak.aviaserv.com/>. [Accesat 29 Mai 2022].
- [23] J. E. L. J. R. B. A. J. Charles E. Dole, Flight Theory and Aerodynamics, New Jersey: Wiley-Interscience, 2016.
- [24] EASA, Easy Access Rules for Sailplanes, EASA, 2020.
- [25] C. P. F. P. Ch.mo Prof. Ugo Galvanetto, Preliminary Dimensioning and Design of an Ultralight Acrobatic Motor-Glider Powered by a Self-Sufficient Electric Solution, Padua: Universita degli Studi di Padova, 2017/2018.
- [26] V. Pajno, Sailplane Design: a guide for students and designers, from drafting to flight test., Roma: IBN EDITORE, 2010.

- [27] D. T. L. Boermans, „Wind tunnel tests of eight sailplane wing-fuselage combinations,” *OSTIV Publications*, 1983.
- [28] G. W. L.M.M. Boermans, „Aerodynamic design of the standard class sailplane ASW-24,” în *XX OSTIV Congress*, Benalla, 1987.
- [29] J. S. J. Bowman, Summary of spin technology as related to light general-aviation airplanes, Virginia: NASA, 1971.
- [30] S. F. Hoerner și H. V. Borst, Fluid Dynamic Lift, Directional Characteristics, Brick Town: U.S. Navy, 1975.
- [31] A. Essari, Estimation of Component Design Weights in Conceptual Design Phase for Tactical UAVs, Belgrade, 2015.
- [32] D. P. Raymar, Aircraft Design: A Conceptual Approach, Blacksburg: AIAA Education Series, 2018.
- [33] N. Developers, „NumPy,” [Interactiv]. Available: <https://numpy.org/doc/stable/index.html>. [Accesat 07 June 2022].
- [34] A. Deperrois, „XFLR5 Analysis of foils and wings operating at low Reynolds numbers,” [Interactiv]. Available: https://engineering.purdue.edu/~aerodyn/AAE333/FALL10/HOMEWORKS/HW13/XFLR5_v6.01_Beta_Win32%282%29/Release/Guidelines.pdf. [Accesat 05 June 2022].
- [35] F. Thomas, Fundamentals of Sailplane Design, College Park Press, 1999.
- [36] V. Pajno, Sailplane Design: A Guide for Students and Designers, from Drafting to Flight Test, Melegnano: IBN EDITORE, 2010.
- [37] J. A. A. E. C. A. C. G. B. C. A. A. Oxford Aviation Training, Joint Aviation Authorities airline transport pilot's licence: theoretical knowledge manual, Frankfurt: Oxford Aviation Training, 2001.
- [38] B. D. G. B. A. Travis Krebs, „Using an optimisation process for sailplane winglet design,” *The Aeronautical Journal*, vol. 120, nr. 1233, 2016.
- [39] M. D. Maughmer, „Design of Winglets for High-Performance Sailplanes,” *JOURNAL OF AIRCRAFT*, vol. 40, nr. 6, 2003.
- [40] J. James A. Blackwell, „Numerical Method to Calculate the Induced Drag or Optimum Loading for Arbitrary Non-Planar Aircraft,” în *NASA. Langley Res. Center Vortex-Lattice Utilization*, Marietta, GA, 1976.
- [41] T. S. S. a. S. M. W. Mark D. Maughmer, „The Design And Testing of a Winglet Airfoil For Low-Speed Aircraft,” în *Applied Aerodynamics Conference*, Anaheim, 2001.
- [42] J. Leyser, „Accurate Computation of Lift and Induced Drag at Lifting Surfaces,” în *Applied Aerodynamics Conference*, Reston, 1996.
- [43] P. C. Masak, „Design of Winglets for Sailplanes,” *Soaring*, vol. 57, nr. 6, pp. 21-27, 1993.
- [44] J. J. G. A. P. B. a. P. G. MichaelS. Selig, Summary of Low-Speed Airfoil Data, Birgina Beach: SoarTech Publications, 1995.