

Projektiranje male bespilotne letjelice s fiksnim krilima

Ribić, David

Undergraduate thesis / Završni rad

2016

Degree Grantor / Ustanova koja je dodijelila akademski / stručni stupanj: **University of Zagreb, Faculty of Transport and Traffic Sciences / Sveučilište u Zagrebu, Fakultet prometnih znanosti**

Permanent link / Trajna poveznica: <https://urn.nsk.hr/urn:nbn:hr:119:009314>

Rights / Prava: [In copyright / Zaštićeno autorskim pravom.](#)

Download date / Datum preuzimanja: **2024-04-27**



Repository / Repozitorij:

[Faculty of Transport and Traffic Sciences -
Institutional Repository](#)



DIGITALNI AKADEMSKI ARHIVI I REPOZITORIJI

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI

David Ribić

PROJEKTIRANJE MALE BESPILOTNE
LETJELICE S FIKSNIM KRILOM

ZAVRŠNI RAD

Zagreb, 2016.

Sveučilište u Zagrebu
Fakultet prometnih znanosti

ZAVRŠNI RAD

PROJEKTIRANJE MALE BESPILOTNE LETJELICE S FIKSNIM KRILOM

DESIGNING A SMALL FIXED WING UNMANED AIRCRAFT VEHICLE

Mentorica: dr. sc. Karolina Krajček Nikolić

Student: David Ribić
JMBAG: 0135227169

Zagreb, rujan 2016.

Sažetak

U radu je opisan postupak izrade bespilotne letjelice. Cilj je projektiranje bespilotne letjelice i provođenje računske potvrde o njezinim performansama. Ovaj pristup omogućava studentima upoznavanje s osnovama gradnje letjelice te rješavanje konstruktivnih i aerodinamičkih problema tijekom izrade. Za izradu letjelice korištena je kompozitna struktura koja je zahtjevnija s obzirom na proces proizvodnje. Proces započinje s idejom koja se dokazuje proračunom aerodinamičkih karakteristika i osnovnih performansi zrakoplova uz testiranje prototipa. Model letjelice upravljan je preko radio frekvencijskog uređaja. Za pogon letjelice korišten je elektro-ventilatorski motor koji može imati sustav naknadnoga izgaranja zapaljivog plina te servomotori za upravljanje komandnim površinama. Dobivene performanse su zadovoljavajuće uz maksimalnu brzinu horizontalnoga leta od 25 m/s jer da letjelica ima malu i slabu pogonsku grupu. Izračunate performanse uspoređene su s rezultatima dobivenim testiranjem slobodno letećeg modela pri čemu je bitno uzeti u obzir faktor točnosti izrade modela.

Ključne riječi: bespilotna letjelica, kompozitni materijal, performanse

Summary

In this paper is a description on how to make an unmaned aircraft vehicle. The goal of this project is to design and mathematically verify a model plane performance. This allows for students to familiarize with basics of building an aircraft and resolving structural and aerodynamic problems. Composite materials are used for the structure, this tipe of material is most complex due to it's manufacturing process. In building a plane, the proces begins with an idea wich is matemathically tested. After that follows the free flying model test wich is used for canceling all problem for the build of the finall product. The aircraft is controlled via remote controll. The powerplant is an electric ducted fan motor with possible afterburning butane gas to increase thrust. The performance of this aircraft are relatively good with a maximum speed of 25 m/s since it's a small aircraft with a small and weak powerplant. After geting the mathematicall performance they are compared with real performance given in the flight of the aircraft.

Keywords: unmaned aircraft vehicle, composite materials, performance

SADRŽAJ

1. Uvod.....	1
2. Odabir konfiguracije bespilotne letjelice "Lynx"	3
3. Izrada 3D računalnoga modela letjelice	5
4. Stabilnost letjelice.....	7
5. Procjena performansi letjelice.....	9
5.1. Brzina sloma uzgona	9
5.2. Minimalna brzina uzleta, akceleracija i duljina puta zaleta.....	10
5.3. Maksimalna horizontalna brzina.....	10
5.4. Polara letjelice, maksimalna finesa, kut i brzina za maksimalnu finesu	16
5.5. Maksimalni dolet i maksimalna istrajnost te brzine	18
5.6. Maksimalni ROC	19
5.7. Performanse projektirane bespilotne letjelice	19
6. Postupak izrade letjelice	20
7. Zaključak	27
Literatura	28
Popis tablica	30

1.Uvod

Bespilotne letjelice su često tip lake letjelice koje su upravljane na principu radioupravljanja ili autonomnim navođenjem satelitsko- navigacijskih uređaja u kojima su unaprijed određene rute, odnosno geografske koordinate ili točke koje su segmenti iste. Bespilotni tip letjelice najčešće je predstavljen u obliku aerodina (avion, helikopter i multirotor). Pogon takvih letjelica često je električni motor ili motor s unutarnjim izgaranjem (Otto klipni motor i mlazni motor). Letjelice se generalno koriste za civilne i vojne svrhe, a popularnost im raste zbog relativno malih troškova održavanja, transporta i eksploatacije. Mogu se transportirati do željene površine uzlijetanja, ne trebaju im velike uzletno-sletne površine te se mogu lako skladištiti zbog mogućnosti brzog rastavljanja i sklapanja. Prednost bespilotnih letjelica jest neugrožavanje života pilota odnosno osobe koja njime upravlja pa mogu letjeti iznad opasnog terena, na velikim visinama i u opasnim uvjetima. U slučaju pada ili gubitka letjelice, šteta je samo materijalna. Uglavnom se koriste za snimanje, fotografiranje i prikupljanje podataka. Podjela bespilotnih letjelica temeljena je na masi, maksimalnoj visini koju može postići, maksimalnom doletu te istrajnosti leta. Stoga postoje nano UAV, mikro UAV, mini UAV, male UAV, TUAV (taktične bespilotne letjelice), MALE UAV (bespilotne letjelice srednje visine i duge istrajnosti), HALE UAV (bespilotne letjelice velike visine te duge istrajnosti).

Tablica 1. Klasifikacija bespilotnih letjelica

	Masa (kg)	Maksimalna visina leta (m)	Dolet (km)	Istrajnost (h)
nano UAV	< 0.1	< 30	Vidokrug	< 1
mikro UAV	0.1 - 1	≤ 150	< 10	≤ 1
mini UAV	1 - 20	≤ 1500	~ 30	≤ 2
male UAV	20 - 150	≤ 6200	~ 500	≤ 10
TUAV	150 - 1000	≤ 9300	~ 1000	≤ 24
MALE UAV	1000 - 6000	≤ 14000	~ 1500	≤ 24
HALE UAV	≤ 6000	≤ 6200	> 1500	> 24

Druga podjela jest po tipu konstrukcije:

- s fiksnim krilom
- lakše od zraka
- s rotacijskim krilom
- teže od zraka

Materijal izrade bespilotnih letjelica temelji se na kompozitnoj tehnologiji. Kompozit je vrsta materijala koji se sastoji od ljepljivog i materijala za pojačanje strukture te moguće ispune. Razvoj načina izrade kompozitnih komponenti omogućio je brzu i jednostavnu izradu više komponenti iz jednog kalupa. Kao sredstvo za pojačanje koriste se tkanine od karbona, stakloplastike i kevlar. Kao vezivno sredstvo koristi se epoksidna smola, a ispunjena su pjena ili sačasti elementi koji se sastoje od međusobno povezanih cjevastih oblika šesterokutnoga

presjeka. Kao vezivo koristi se epoksidna smola zbog poželjnih karakteristika, ne podržava gorenje, lake je mase, ne apsorbira vlagu te osigurava jednostavno korištenje.

Tip tkanine koji se koristi znatno ovisi o namjeni letjelice te raspoloživom budžetu izrade. Karbon tkanina općenito se najviše koristi jer se odlikuje velikom čvrstoćom i malom masom. Nedostatak je velika cijena izrade pletiva pa se karbon koristi za nosive dijelove konstrukcije (ramenjača, oplata ako je bez pregrada i uzdužnica, mjesta spojeva na trupu i krilu gdje se stvaraju koncentracijske sile, propelere, podvozje).

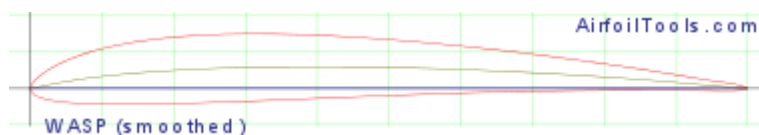
Stakloplastika je tip pletiva odnosno tkanine koje odlikuje mala cijena, ali i manja čvrstoća nego karbonska pletiva. Na letjelicama se koristi za oplatu, pregrade, ojačanja, panele za smještaj sustava letjelice i podvozje.

Kevlar je tip tkanine koji u svojem konačnom kompozitnom stanju znatno podržava udarce i opterećenja te u slučaju deformacije ima svojstvo povratka u prvobitno stanje pa se koristi na dijelovima kod kojih se može očekivati udarac uslijed pada ili preopterećenja konstrukcije.

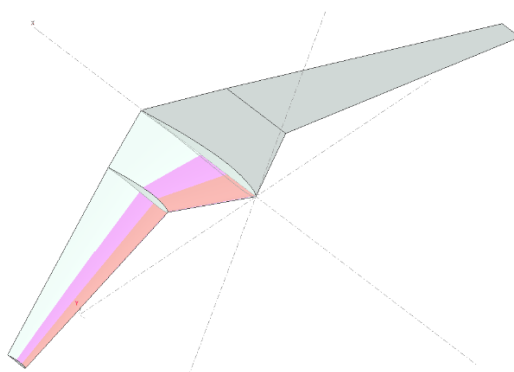
Izrada kompozitne letjelice počinje izradom modela od pjene (jer ju je lako oblikovati), a zatim slijedi izrada kalupa presvlačenjem tkanine preko modela uz dodavanje vezivnoga sredstva. Nakon odvajanja kompozitnoga kalupa od modela popravljaju se neravnine ili oštećenja na kalupu. Na kraju slijedi sama izrada letjelice postavljanjem pletiva i veziva u kalup. Prednosti kompozita pred drugim materijalima izrade letjelice su jednostavnost izvedbe zahtjevnih i zaobljenih dijelova letjelica što smanjuje aerodinamičke nedostatke, daje manju masu uz zadržavanje iste ili veće čvrstoće komponenti te znatno duži vijek trajanja u eksploataciji za opterećenja unutar dopuštene envelope opterećenja [2]. Na isti način industrija lakih letjelica obavlja proizvodnju svojih zrakoplova. Jedina razlika je to što koriste drvene modele za kalupe, a kako bi izrada bila precizna, za povećanje čvrstoće koriste električne peći kako bi se proces sušenja epoksidne smole poboljšao i ubrzao.

2. Odabir konfiguracije bespilotne letjelice "Lynx"

Bespilotna letjelica Lynx višenamjenska je kompozitna letjelica nekonvencionalna izgleda s fiksnim krilom. Namjena letjelice brza je dostava sredstva ili paketa mase do 1 kg te snimanje i fotografiranje iz zraka. Upravljana je radiofrekvencijski u radijusu vidokruga pilota, odnosno osobe koja upravlja. Po masi pripada u kategoriju "mini UAV" s maksimalnom poletnom masom ~ 3 kg. Materijal izrade je kompozit epoksi smole i stakloplastičnog pletiva s aluminijskom cjevastom ramenjačom okrugloga poprečnog presjeka [2]. Podvozje letjelice trokolica je neuvlačećeg tipa. Pogon letjelice čini električni "brushless" ventilatorski motor pogonjen litij polimer baterijom. Trup letjelice ima izgled metka eliptičnoga poprečnog presjeka kompozitne strukture. U trupu su skladišteni sustavi upravljanja. Oblik trupa je takav da se maksimalno minimizira otpor pri većim brzinama leta. Krilo letjelice također je kompozitne izvedbe, ispunjeno stiroduralnom pjenom te aluminijskom ramenjačom. Aeroprofil krila je WASP (*smoothed*) koji ima maksimalnu debljinu profila 9.4 % na 27.1 % tetive [5]. Geometrijski oblik krila sastoji se od dvaju segmenata, trapeznoga oblika u korijenu krila te strijele prema naprijed kao vanjski dio krila. Izbor strijele prema naprijed smanjuje inducirani otpor i povećava efikasnost krila u manevrima, dok je nedostatak smanjenje kritičnoga napadnog kuta zbog utjecaja aerodinamičnog vitoperenja krila.

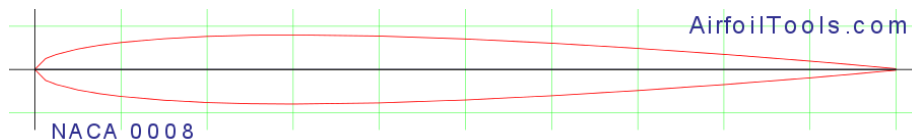


Slika 1. Izgled aeroprofila WASP smoothed [5]



Slika 2. Izgled krila bespilotne letjelice

Repne površine su nekonvencionalnog tipa rudervator odnosno "V" tipa. Stabilizatori su usmjereni prema gore, međusobno su pod pravim kutom, strelastog su oblika te imaju aeroprofil NACA M2 s maksimalnom debljinom profila 8 % na 30 % tetive [5]. Izbor ovakva aeroprofila odlikuje efikasnost na malim brzinama te mali otpor pri većim brzinama što je i dokazano na testnom modelu.



Slika 3. Izgled aeroprofila NACA M2

Letjelica ima i *canard* površine koje imaju ulogu povećanja upravljivosti po dubini na manjim brzinama [8]. *Canard* površine strelastog su oblika s istim aerofilom *WASP (smoothed)* kao i krila. Druga namjena *canarda* na letjelici jest mogući pomak tereta duž trupa bez značajnijeg utjecaja na težište, time bi *canard* smanjio efekt nosne ili repne centraže letjelice. Pogonska grupa letjelice je elektro-ventilatorski motor s promjerom ventilatora odnosno impelera 70 mm, 6 lopatica, maksimalnom brzinom vrtnje od približno 44000 o / min. Elektro-ventilatorski motor pogoni litij polimer baterija 14.8 V, a ostvaruje maksimalni potisak u ISA uvjetima od 12.26 N [9]. Odabir ovakva tipa pogonske grupe mogućnost je postizanja veće brzine, kako u slučaju pada ne bi došlo do oštećenja propelera i samoga elektro-motora, zatim smanjenje veličine podvozja (nema propelera pa nema faktora udarca krakova o tlo) te u slučaju otkaza pogonske grupe nema štetnog otpora "windmilling"-a. Na pogonsku grupu moguće je postaviti i sustav naknadnog izgaranja za povećanje potiska te performansi letjelice.



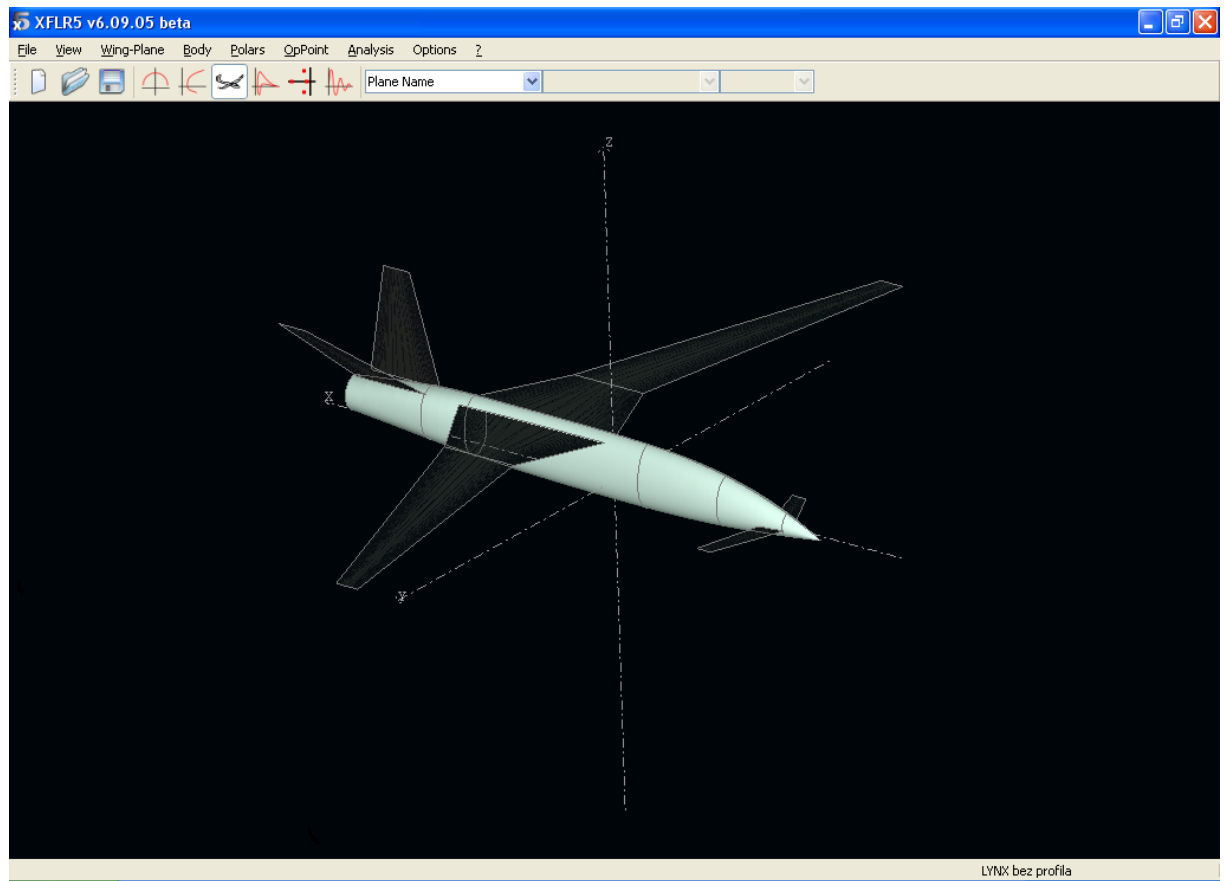
Slika 4. Elektro-ventilatorski motor letjelice

3. Izrada 3D računalnog modela letjelice

Pri izradi modela koristi se računalni program "XFLR5". To je alat za aeroprofile, krila i modele koji se kreću u malim *Re* brojevima. Program uključuje "Xfoils" direktne i inverzne analize te izradu i analizu krila na temelju Prandtlove teorije uzgonske linije, metode vrtložnog lista i 3D "panel" metode [7]. U sustav se upisuju duljine objekata koje kasnije postaju koordinate te se ubacuju podatci aeroprofila. Pri izradi modela potrebno je definirati krila, trup, repne površine te dodatne površine. Izrada repnih površina i krila započinje prvo određivanjem koordinati napadne ivice, a zatim upisujemo duljinu tetive. Idući korak je određivanje koliko će tetiva vrha krila biti udaljena od tetive korijena i na kojoj poziciji (paralelno, ispred, iza, više ili niže) te također upisujemo njezinu dužinu. Ubacivanjem još jedne tetive koja se može nalaziti između dvije ili kao treća prema vrhu krila možemo postići promjenu oblika krila ili ubacivanje različitog aeroprofila. Nakon završetka oblikovanja površine ubacujemo željeni aeroprofil. Postupak izrade trupa je vrlo sličan. Kod trupa se ubacuje broj pregrada kako bi izgled bio što točniji željenom. Nakon odabira broja pregrada, svaka se pozicionira na željeno mjesto u koordinatnom sustavu i modelira. Time se dobiva puni oblik letjelice u koju je moguće upisati raspodjelu mase i izvršiti analizu. Preporuča se analiza samo krila i repnih površina zbog neusavršenosti programa.

- Krilo:
 - površina: 0.174 m²
 - raspon: 1.45 m
 - kut strijele: -22°
 - aeroprofil: *WASP (smoothed)*
 - AR: 12
- "V" rep:
 - površina: 0.039 m²
 - kut strijele: 30°
 - kut dihedrala: 45°
 - aeroprofil: NACA M2
 - AR: 4
- *Canard*:
 - površina: 0.0136 m²
 - raspon: 0.3 m
 - kut strijele: 10°
 - kut dihedrala: -5°
 - aeroprofil: *WASP (smoothed)*
- Duljina trupa: 1.05 m
- Masa prazne letjelice: 1 kg
- Maksimalna poletna masa: 3 kg
- Maksimalna sletna masa: 3 kg

- Pogonski sustav:- motor: elektro-ventilatorski 70 mm
 - baterija: Li-Po 14.8 V, 5000 mAh 30C
 - regulator motora (ESC): Mystery Cloud 80 A
 - maksimalni potisak: 12.26 N
- Sustav upravljanja: - 5 micro 9 g servomotora



Slika 5. Izgled bespilotne letjelice Lynx u programu XFLR5

4. Stabilnost letjelice

Stabilnost je povezana s otpornošću na promjene. Ravnotežno stanje ekvilibrium je stanje kada je suma svih sila i momenata koje djeluju na tijelo jednaka nuli. U letu zrakoplova postoje statička i dinamička stabilnost. Statička stabilnost opisana je svojstvom povratka tijela u ravnotežno stanje nakon prestanka djelovanja sila. Tijelo prema statičkoj stabilnosti može biti stabilno, neutralno i nestabilno. Dinamička stabilnost definira se kao vremenski period potreban da se tijelo vrati u početni položaj nakon prestanka djelovanja sile. Nužan preduvjet za dinamičku stabilnost je statička stabilnost. Ako je tijelo statički stabilno ne znači da mora biti i dinamički. Kod zrakoplova se promatra longitudinalna, lateralna i direkionalna stabilnost. Longitudinalna stabilnost je stabilnost zrakoplova oko poprečne osi, lateralna stabilnost je oko uzdužne osi, a direkionalna oko vertikalne osi zrakoplova. Kod projektiranja letjelice promatraju se longitudinalna i lateralna statička stabilnost [3]. Budući da letjelica ima pozicionirana krila na vrhu trupa, iznad pozicije težišta, po pitanju položaj krila je lateralno stabilna. Položaj težišta nalazi se 4 cm ispod tetive srednje tetive krila te time ima blagi efekt viska koji ima tendenciju vraćanja u početni položaj oko longitudinalne osi letjelice. Slobodno letećim modelom dokazano je kako je letjelica lateralno stabilna u vremenskim uvjetima s i bez vjetra. Velika masa baterije koja je smještena je u najnižoj točki trupa, bitno određuje poziciju težišta, a time i lateralnu stabilnost. U pogledu longitudinalne stabilnosti, faktori stabilnosti su momenti oko težišta koji su prouzročili "V" rep te *canard* površina. *Canard* površine su pod konstantnim ugradbenim kutom od 0° te imaju veću funkciju kao sekundarno krilo za mogućnost pomaka težišta prema naprijed dok "V" repne površine imaju ulogu stabilizatora i kormila dubine. Proučavajući momente u jednadžbi (1), oko pomaknutog težišta, vidimo da aerodinamički centar krila ima krak do težišta. Potrebno je odrediti koliki je potreban otklon kormila "V" repa za uravnotežen let. U jednadžbi (1) S_c , S_w i S_v predstavljaju površine *canarda*, krila i "V" repa, L_c , L_w i L_v udaljenosti aerodinamičkih centara *canarda*, krila i "V" repa od težišta. Koeficijenti uzgona krila i *canarda*, jer da su fiksni i pod ugradbenim kutom od 0°, imaju koeficijent uzgona 0.5 (*Slika 7.*). U jednadžbi se težište gleda kao referentna točka, odnosno gledaju se momenti oko težišta. Iz jednadžbe (1) dobiva se koeficijent uzgona "V" repa -0.34 što postavlja otklon elevatora prema dolje odnosno u "pitch up" poziciju.

$$C_{Lc} \cdot S_c \cdot L_c - C_{Lw} \cdot S_w \cdot L_w - C_{Lv} \cdot S_v \cdot L_v = 0 \quad (1)$$

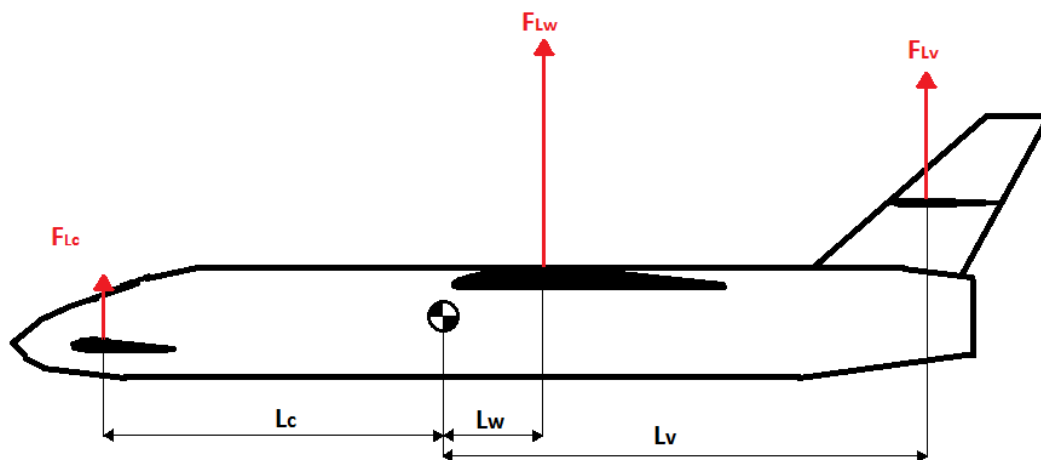
$$C_{Lv} = \frac{C_{Lc} \cdot S_c \cdot L_c - C_{Lw} \cdot S_w \cdot L_w}{S_v \cdot L_v} = \frac{0.5 \cdot 0.0136 \cdot 0.41 - 0.5 \cdot 0.174 \cdot 0.107}{0.039 \cdot 0.48} = 0.34$$

Neutralna točka je matematički određena pozicija u kojoj je stabilnost letjelice neutralna. Položaj neutralne točke izražava se u postotcima srednje aerodinamičke tetive. Na položaj neutralne točke utječe veličina kraka od aerodinamičkog centra krila i

aerodinamičkog centra horizontalnog stabilizatora odnosno "V" repa. Budući da postoji i *canard* na letjelici koji je trostruko manji od repnih površina, uzima se povećanje kraka za 1/3 razlike udaljenosti između aerodinamičkih centara *canarda* i repa te krila. U jednadžbi (2) MAC_w predstavlja srednju aerodinamičku tetivu krila, D je postotak MAC_w -a, AR aspektni odnos krila te L , što je određeni krak između aerodinamičkih centara [4]. Neutralna točka nalazi se 43.5 % iza aerodinamičkoga centra krila.

$$D = \sqrt[4]{AR} \cdot 0.25 \cdot \left(\frac{S_c + S_v}{S_w} \right) \cdot \left(\frac{L}{MAC_w} \right) = \sqrt[4]{12} \cdot 0.025 \cdot \left(\frac{0.0136 + 0.039}{0.174} \right) \cdot \left(\frac{0.422}{0.135} \right) \quad (2)$$

$$= 0.435$$



Slika 6. Prikaz djelovanja sila oko težišta letjelice

5. Procjena performansi letjelice

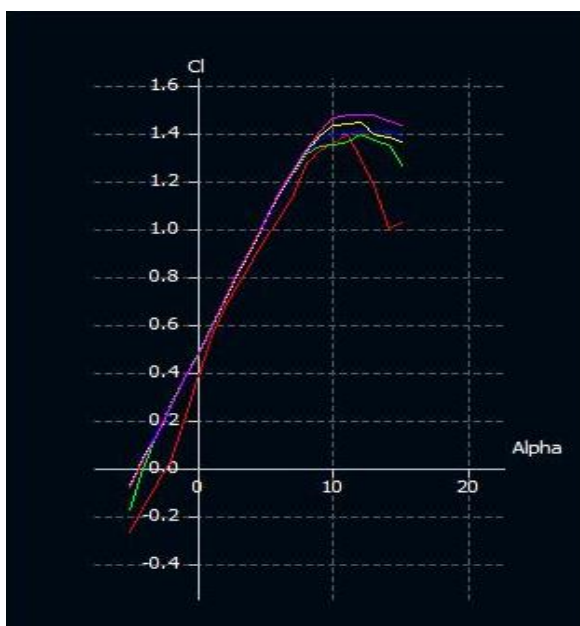
U ranim fazama konceptualnog dizajniranja bespilotne letjelice, rade se procjene ukupne mase, propulzivne snage i efikasnosti te aerodinamičkih karakteristika. Određivanje parametara za performanse opisane su u sljedećim koracima. Performanse koje će se proučavati su minimalna i maksimalna brzina leta, put zaleta za uzlet, finesa letjelice, maksimalni dolet i istrajnost te brzina uzdizanja [1] [6].

5.1. Brzina sloma uzgona

Kod zrakoplova brzina sloma uzgona odnosno "stalling"-a definira veličinu uzletno-sletne staze. Za veće sletne brzine potrebno je teže i jače podvozje. Ako letjelica slijeće na neravan teren, smanjenje brzine slijetanja smanjuje vjerojatnost oštećenja podvozja. Minimalnu brzinu leta moguće je izračunati po jednadžbi (3):

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{2W}{S\rho C_{Lmax}}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 3 \cdot 9.81}{0.174 \cdot 1.225 \cdot 1.5}} = 14 \text{ m/s} \quad (3)$$

gdje je W masa letjelice, S referentna površina krila, C_{Lmax} maksimalni koeficijent uzgona isčitani iz grafa (Slika 6.) koji je dobiven pomoću računalnoga programa XFLR5 za aeroprofil krila te ρ gustoća zraka. Pri ISA uvjetima, vertikalna komponenta potiska pri kritičnom napadnom kutu krila iznosi 2.88 N. U uvjetima maksimalne poletne mase i vertikalne komponente potiska, minimalna brzina leta iznositi će 13.7 m/s, a bez uporabe potiska brzina sloma uzgona iznosi 14 m/s.



Slika 7. Graf odnosa koeficijenta uzgona i napadnog kuta

5.2. Minimalna brzina uzleta, akceleracija i duljina puta zaleta

Minimalna brzina uzlijetanja također definira veličinu uzletno-sletne površine, a utjecajni faktori na nju su veličina akceleracije te minimalne brzine uzleta s koeficijentom uzgona umanjenim za 20 % C_{Lmax} te po jednadžbi (4) iznosi 15.7 m/s.

$$V_{T/O} = \sqrt{\frac{2W}{S\rho C_{Lmax}}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 3 \cdot 9.81}{0.174 \cdot 1.225 \cdot 0.8 \cdot 1.5}} = 15.7 \text{ m/s} \quad (4)$$

Za dobivenu minimalnu brzinu uzleta izračunava se srednja akceleracija tijekom zaleta od pozicije mirovanja pa sve do po pozicije rotacije odnosno uzleta. Srednja akceleracija opisana je jednadžbom (5), uzima se da je koeficijent trenja kotrljanja f_c jednak 0.03 te da je sila otpora opisana jednadžbom (26) i iznosi 2.75 N, a sila uzgona jednadžbom (6) pri brzini od $0.7 V_{T/O}$.

$$\begin{aligned} F_D &= 0.5 C_{D0} \rho S V^2 + \frac{2F_G^2}{\pi e A R \rho S V^2} \\ &= 0.5 \cdot 0.0154 \cdot 1.225 \cdot 0.274 \cdot 11^2 + \frac{2(3 \cdot 9.81)^2}{3.14 \cdot 0.7 \cdot 12 \cdot 1.225 \cdot 0.174 \cdot 11^2} \\ &= 2.75 \text{ N} \\ a_{SR} &= \left(\frac{g}{F_G}\right) \cdot [F_T - F_D - f_c(F_G - F_L)] \\ &= \left(\frac{9.81}{3 \cdot 9.81}\right) \cdot [12.25 - 2.75 - 0.03(3 \cdot 9.81 - 19.34)] = 3 \text{ m/s}^2 \end{aligned} \quad (5)$$

$$F_L = 0.5 \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_{Lmax} = 0.5 \cdot 1.225 \cdot (0.7 \cdot 15.7)^2 \cdot 0.174 \cdot 1.5 = 19.34 \text{ N} \quad (6)$$

Dobiva se da srednja akceleracija iznosi 3 m/s². Poznavajući srednju akceleraciju i minimalnu brzinu uzleta moguće je odrediti potrebnu dužinu uzletne staze. U ovom slučaju promatraju se uvjeti za suhi netravnatni teren sa 0 % uzdužnog i poprečnog nagiba terena, u ISA uvjetima.

$$S_G = \frac{V_{T/O}^2}{2a_{SR}} = \frac{15.7^2}{2 \cdot 3} = 41 \text{ m} \quad (7)$$

Dobivena duljina staze iznosi će 41 m što je relativno kratko, te se takva dužina površine može naći gotovo svuda. Također opterećenje podvozja je kratkoga vremenskog intervala što povećava eksploatacijske mogućnosti zrakoplova.

5.3. Maksimalna horizontalna brzina

Maksimalna brzina jedno je od obilježja performansi zrakoplova, a prikazuje brzinu kretanja kroz medij uz vlastitu maksimalnu raspoloživu snagu koja je u ovom slučaju izražena

kao maksimalni raspoloživi potisak. Veličina otpora ovisi o ukupnome otporu zrakoplova, a on se sastoji od induciranog (C_{Di}) i parazitnog otpora (C_{D0}). Inducirani otpor nastaje na područjima gdje djeluje sila uzgona što se uglavnom odnosi na krila (računajući da nema otklona repnih površina u horizontalnom letu), a povećanjem sile uzgona raste i inducirani otpor. Koeficijent uzgona C_L za predviđenu maksimalnu brzinu ~ 25 m/s po jednadžbi (3) iznosi 0.44.

$$C_L = \frac{F_G}{0.5\rho SV^2} = \frac{3 \cdot 9.81}{0.5 \cdot 1.225 \cdot 0.174 \cdot 25^2} = 0.44 \quad (3)$$

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi e AR} = \frac{0.44^2}{3.14 \cdot 0.7 \cdot 12} = 0.007 \quad (8)$$

U jednadžbi (8) su AR aspektni odnos, ρ gustoća zraka na zadanoj visini, V indicirana brzina kretanja letjelice kroz medij i e Oswaldov koeficijent koji ovisi o aspektnom odnosu krila te za navedenu letjelicu iznosi 0.7 (9).

$$e = 1.78 (1 - 0.045 AR^{0.68}) - 0.64 = 1.78(1 - 0.045 \cdot 12^{0.68}) - 0.64 = 0.7 \quad (9)$$

$$AR = \frac{b^2}{S} = \frac{1.45^2}{0.174} \approx 12 \quad (10)$$

Parazitni otpor je totalni otpor zrakoplova izuzevši inducirani otpor. Sastoji se od različitih aerodinamičkih utjecaja kao što su:

- otpor trenja – otpor oplate letjelice zbog viskoznosti medija, a ovisi o Re (Reynolds) broju,

- otpor oblika – tip otpora koji nastaje normalnim djelovanjem statičkog tlaka na oplatu letjelice. U odnosu na utjecaj trenja koji nastaje tangencijalnim vrtlozima u graničnom sloju, zbog tog otpora javlja se poremećaj tlaka koji djeluje normalno na oplatu. Kako se objekt kreće kroz medij, u graničnom sloju nastaju vrtlozi suprotne usmjerenosti koji rade poremećaj tlakova,

- otpor interferencije – nastaje na spojevima krilo-trup i rep-trup zbog različitih Re brojeva,

- "trim" otpor – inducirani otpor repnih površina (kormila dubine) koji nastaje otklonom kako bi se letjelica postavila u horizontalni let,

- otpor profila – otpor koji nastaje promatrajući uzdužni presjek letjelice, izgled toga presjeka možemo smatrati aeroprofilom sa svojim određenim koeficijentom otpora,

- "cooling" otpor – otpor koji nastaje prolaskom zraka preko pogonske grupe,

Ukupni parazitni otpor letjelice sastoji se od otpora: krila, trupa, repnih površina, podvozja te oklopa (kapotaža) pogonske grupe.

Parazitni otpor trupa računa se jednadžbom (11) gdje je C_f koeficijent trenja, f_{LD} odnos duljine i širine trupa, f_m funkcija Machovog broja, S_{wet} i S su ukupne površine krila (površina samih krila i dio trupa koji može biti segment krila) i trupa [6].

$$C_{D0f} = C_f f_{LD} f_M \frac{S_{wetf}}{S} = 0.00099 \cdot 52.83 \cdot 1 \cdot 0.156 = 0.008 \quad (11)$$

$$C_f = \frac{1.327}{\sqrt{Re}} = 0.00099 \quad (12)$$

$$Re = \frac{\rho V L}{\mu} = \frac{1.225 \cdot 25 \cdot 1.05}{1.7894 \cdot 10^{-5}} = 1797040.9 \quad (13)$$

$$f_{LD} = 1 + \frac{60}{\left(\frac{L}{D}\right)^3} + 0.0025 \cdot \frac{L}{D} = 1 + \frac{60}{\left(\frac{1.05}{1}\right)^3} + 0.0025 \cdot \frac{1.05}{1} = 52.83 \quad (14)$$

$$f_M = 1 - 0.008 M^{1.45} = 1 - 0.008 \cdot 0.0735^{1.45} = 1 \quad (15)$$

Koeficijent parazitnog otpora iznosi 0.008 uz $Re = 1870050$ i ISA uvjetima na 0 m visine. Koeficijenti parazitnih otpora krila, repnih površina i *canard* površina određuju se na sličan način prema idućim jednadžbama:

$$\begin{aligned} C_{D0w} &= C_{fw} \cdot f_{tcw} \cdot f_M \left(\frac{S_{wetw}}{S} \right) \left(\frac{Cd_{minw}}{0.004} \right)^{0.4} \\ C_{D0ht} &= C_{fht} \cdot f_{tcht} \cdot f_{ht} \left(\frac{S_{wetht}}{S} \right) \left(\frac{Cd_{minht}}{0.004} \right)^{0.4} \\ C_{D0vt} &= C_{fv} \cdot f_{tcv} \cdot f_M \left(\frac{S_{wetv}}{S} \right) \left(\frac{Cd_{minv}}{0.004} \right)^{0.4} \end{aligned} \quad (16)$$

Navedeni koeficijenti slični su onima za proračun koeficijenta parazitnog otpora trupa, C_{D0w} je koeficijent parazitnog otpora krila, C_{D0ht} je koeficijent parazitnog otpora u ovom slučaju *canard* površina, a C_{D0vt} koeficijent parazitnog otpora "V" repnih površina. Budući da su sve površine strelastog oblika s suženjem, potrebno je koristiti duljine srednjih aerodinamičkih tetiva, njih se dobiva odnosom tetiva u korijenu C_r te tetiva na vrhu C_t .

$$\lambda = \frac{C_t}{C_r} \quad \lambda_v = \frac{0.07}{0.165} = 0.42 \quad \lambda_c = \frac{0.035}{0.07} = 0.5 \quad (17)$$

$$\bar{C} = \frac{2}{3} C_r \left[1 + \lambda - \frac{\lambda}{1 + \lambda} \right] \quad (18)$$

$$\bar{C} = \frac{2}{3} \cdot 0.165 \left[1 + 0.42 - \frac{0.42}{1 + 0.42} \right] = 0.123$$

$$\bar{C} = \frac{2}{3} \cdot 0.07 \left[1 + 0.5 - \frac{0.5}{1 + 0.5} \right] = 0.054$$

Dobiva se da je $Re_w = 270712$, $Re_v = 213720$, $Re_c = 35568$.

Faktor f_{tc} je funkcija odnosa debljina profila i dobiven je jednadžbom (19) gdje je $(t/c)_{max}$ maksimalna debljina profila uzduž tetive krila i repnih površina.

$$f_{tc} = 1 + 2.7 \left(\frac{t}{c} \right)_{max} + 100 \left(\frac{t}{c} \right)_{max}^4 \quad (19)$$

$$f_{tcw i c} = 1 + 2.7 \cdot 0.094 + 100 \cdot 0.094^4 = 1.2616$$

$$f_{tcv} = 1 + 2.7 \cdot 0.08 + 100 \cdot 0.08^4 = 1.2201$$

Dobiva se faktor krila $f_{tcw} = 1.2616$, a iste vrijednosti iznosi i faktor c *canard* površine dok za "V" rep iznosi $f_{tcv} = 1.2201$.

S_{wet} je parametar koji se odnosi na ukupnu izloženu površinu objekta (krila, repnih i *canard* površina) mediju. Uspoređivanjem S_{wet} i S površine, S površina je referentna površina i određuje se iz tlocrta zrakoplova dok se S_{wet} određuje formulom.

$$S_{wet} = 2 \left[1 + 0.5 \left(\frac{t}{c} \right)_{max} \right] bC \quad (20)$$

$$S_{wetw} = 2[1 + 0.5 \cdot 0.094]1.45 \cdot 0.152 = 0.462 \text{ m}^2$$

$$S_{wetv} = 2[1 + 0.5 \cdot 0.08]0.52 \cdot 0.12 = 0.1297 \text{ m}^2$$

$$S_{wetc} = 2[1 + 0.5 \cdot 0.094]0.29 \cdot 0.048 = 0.03 \text{ m}^2$$

Dobiva se da je $S_{wetv} = 0.1297$ za V rep, $S_{wetw} = 0.462$ za krilo te $S_{wetc} = 0.03$ za *canard* površine.

$$\begin{aligned} C_{D0w} &= \frac{1.327}{\sqrt{270712}} \cdot 1.2616 \cdot 1 \cdot 0.462 \cdot \left(\frac{0.005}{0.004} \right)^{0.4} = 0.0016 \\ C_{D0c} &= \frac{1.327}{\sqrt{35568}} \cdot 1.2616 \cdot 1 \cdot 0.03 \cdot \left(\frac{0.005}{0.004} \right)^{0.4} = 0.003 \\ C_{D0v} &= \frac{1.327}{\sqrt{213720}} \cdot 1.2201 \cdot 1 \cdot 0.1297 \cdot \left(\frac{0.01}{0.004} \right)^{0.4} = 0.0007 \end{aligned} \quad (21)$$

Računajući koeficijente parazitnog otpora dobiva se za krilo $C_{D0w} = 0.0016$, *canard* površine $C_{D0c} = 0.003$ te za "V" rep $C_{D0v} = 0.0007$.

Kada je podvozje fiksno (neuvlačeće) stvara se dodatan otpor. Ponekad neuvlačenje uzrokuje povećanje otpora za čak 50 % stoga se na nekim zrakoplovima koriste aerodinamički pokrovi za smanjenje otpora. Pokrov je izveden tako da ima što manji utjecaj na struju zraka. Parazitni otpor podvozja sastoji se od dvaju dijelova, a to su parazitni otpor kotača i samih noge podvozja. Parazitni otpor kotača izračunava se sljedećim jednadžbama (22) i (23) gdje je n broj kotača, C_{Dg} koeficijent oblika i iznosi 0.3, a S_{lg} frontalna površina kotača. Koeficijenti parazitnog otpora noge podvozja se na letjelici sastoji od dviju glavnih

ploča glavnog podvozja te opružne nosne noge, a zajedno čine C_{Ds} gdje je S_g frontalna površina nogu.

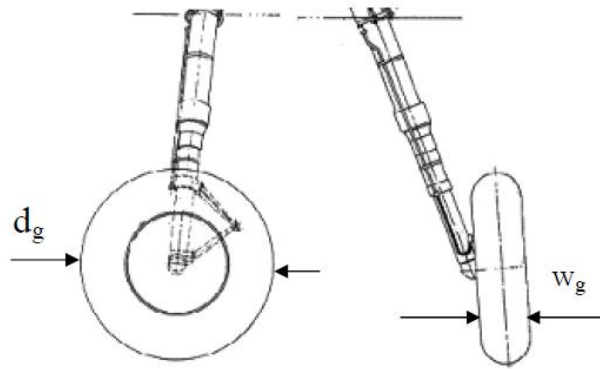
$$C_{Dg} = \sum_{i=1}^n C d_{lg} \left(\frac{S_{lg}}{S} \right) \quad (22)$$

$$C_{Ds} = \sum_{i=1}^n C d_{osl} \left(\frac{S_s}{S} \right) \quad (23)$$

$$C_{Dg} = \sum_{i=1}^3 0.3 \left(\frac{0.000492}{0.174} \right) = 0.0025$$

$$C_{Ds} = \sum_{i=1}^3 1 \left(\frac{0.00021}{0.174} \right) = 0.00362$$

$$S_{lg} = d_g w_g = 0.041 \cdot 0.012 = 0.000492 \text{ m}^2 \quad (24)$$



Slika 8. Podvozje

Ukupni koeficijent parazitnog otpora iznosit će 0.0025, a koeficijent parazitnog otpora nogu 0.00362. Budući da letjelica nema motor s unutarnjim izgaranjem i izvedena je po primjerima mlazno pogonjenih zrakoplova, koeficijent parazitnog otpora hlađenja motora je zanemariv jer letjelica nema specijalne otvore za hlađenje sustavnih dijelova. Prema otporu interferencije, zrakoplov koji je visokokrilac, imat će znatno manji utjecaj otpora zbog manje razlike Re brojeva koji su u sve manjoj razlici povećanjem napadnog kuta te graničnim slojem doljnake krila i trupa zrakoplova. Koeficijent otpora interferencije određuje se aproksimacijom koja iznosi 4 % minimalnog otpora aeroprofila, a u slučaju ove bespilotne letjelice iznosit će za krilo, *canard* i V površine $3 \times 0.005 \times 4 \% = 0.0006$.

$$C_{D0} = C_{D0f} + C_{D0w} + C_{D0c} + C_{D0v} + C_{D0g} + C_{D0s} + C_{D0interf} \quad (25)$$

$$= 0.0008 + 0.0016 + 0.003 + 0.0007 + 0.0025 + 0.00362 + 0.0006 = 0.01282$$

Krajnji zbroj koeficijenta parazitnog otpora množen je koeficijentom K koji predstavlja mogućnost grešaka kod izrade i proračuna, a za bespilotne letjelice iznosi 1.2 (*Tablica 2.*). Dobiva se ukupni parazitni otpor zrakoplova koji iznosi 0.0154.

Tablica 2. Koeficijenti korekcije parazitnog otpora ovisno o tipu letjelice

	Tip zrakoplova	K
1	Mlazni transportni	1.1
2	Poljoprivredni	1.5
3	Propelerski transportni	1.2
4	Jednomotorni klipni	1.3
5	Generalna avijacija	1.2
6	Borbeni	1.1
7	Jedrilica	1.05
8	Bespilotna letjelica	1.2

Tablica 3. Prikaz udjela koeficijanta parazitnog otpora po komponentama letjelice

	Komponente	C_{D0} komponenti	Postotak ukupnog C_{D0}
1	Trup	0.0008	6.2
2	Krilo	0.0016	12.5
3	<i>Canard</i>	0.003	23.4
4	'V' rep	0.0007	5.5
5	Kotača	0.0025	19.5
6	Noge	0.00362	28.2
7	Interferirani	0.0006	4.7
9	Ukupni	0.01282	100

Konačnim izvodom polare zrakoplova može se odrediti maksimalna inducirana brzina za maksimalni potisak u horizontalnom letu u *ISA* uvjetima znajući da F_T iznosi 12.25 N.

$$F_D = F_T \quad (26)$$

$$F_T = \frac{1}{2} C_{D0} \rho A V^2 + \frac{2F_G^2}{\pi e A R \rho A V^2}$$

$$12.25 = \frac{1}{2} \cdot 0.0154 \cdot 1.225 \cdot 0.174 \cdot V^2 + \frac{2(3 \cdot 9.81)^2}{3.14 \cdot 0.7 \cdot 12 \cdot 1.225 \cdot 0.174 \cdot V^2}$$

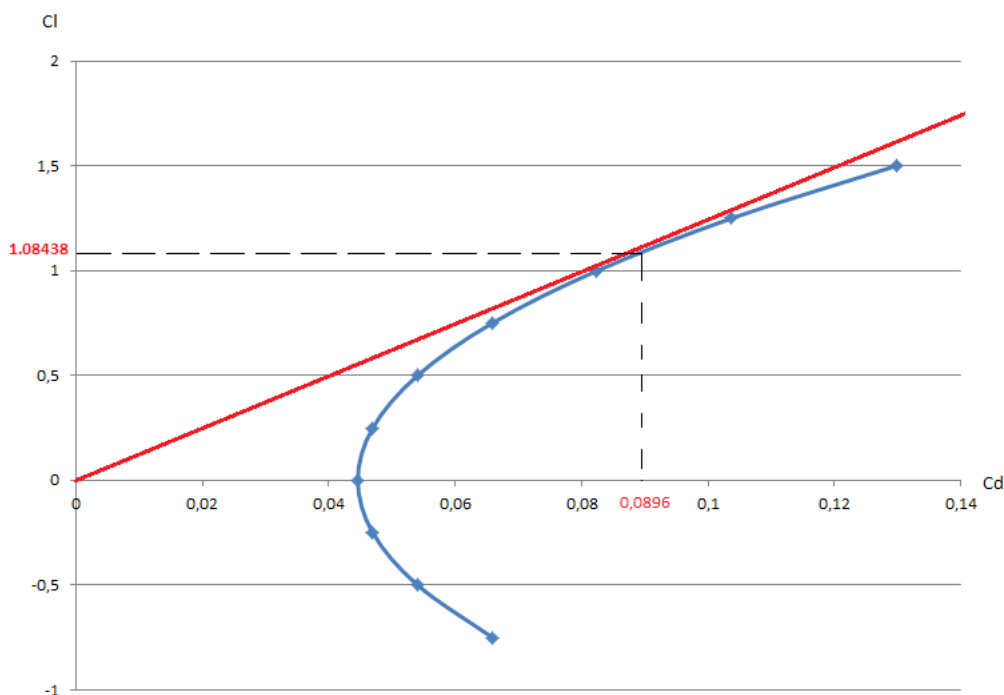
$$V = 25 \text{ m/s}$$

Dobiva se maksimalna horizontalna brzina pri *ISA* uvjetima od 25 m/s odnosno 90 km/h.

5.4. Polara letjelice, maksimalna finesa, kut i brzina za maksimalnu finesu

Polara zrakoplova je graf koji pokazuje odnos ukupnog koeficijenta otpora zrakoplova C_D i koeficijenta uzgona C_L . Ona prikazuje sve potrebne informacije za određivanje važnih stavki performansi zrakoplova te aerodinamičkih analiza. Najvažnija komponenta polare je određivanje maksimalne finese zrakoplova. Finesa se određuje tangentom iz ishodišta na liniju polare. Ukupni otpor letjelice aerodinamički je opisan jednadžbom (27).

$$C_D = 0.04456 + \frac{C_L^2}{26.4} \quad (27)$$



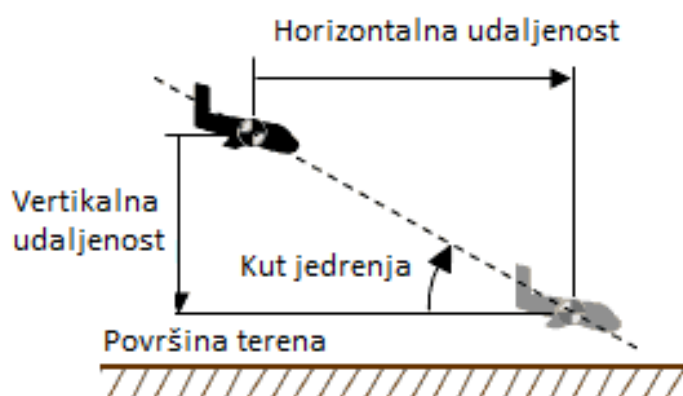
Slika 9. Graf ovisnosti koeficijenta uzgona i koeficijenta otpora

Iz grafa (Slika 9.) vidi se da tangenta naliježe na polaru na mjestu gdje je koeficijent uzgona C_L iznosi 1.08438, a koeficijent otpora C_D 0.0896. Kako bismo dobili maksimalnu finesu, koeficijent uzgona potrebno je podijeliti s koeficijentom otpora, čime se dobiva da je maksimalna finesa letjelice 12.1 (28), što znači da će letjelica s određene visine od tla prijeći 12.1 puta dalje u usporedbi s visinom (29).

$$f_{max} = \frac{C_L}{C_D} = \frac{1.08438}{0.0896} = 12.1 \quad (28)$$

$$D_{hor} = D_{ver} f_{max} = D_{ver} \cdot 12.1 \quad (29)$$

Za maksimalnu finesu, potrebno je postaviti letjelicu pod određeni kut jedrenja i određenu brzinu kako bi ona bila ostvarena. Kut pod kojim letjelica leti Θ osigurava optimalan odnos koeficijenta uzgona i otpora. Porastom kuta rastu oba koeficijenta (30). Druga svrha postavke kuta osigurava indiciranu brzinu letjelice. Brzina (31) je drugi faktor koji određuje siguran jedreći dolet, ako se leti brže ili sporije od propisane brzine za maksimalnu finesu, željena horizontalna udaljenost neće biti zadovoljena jer let s većom brzinom znatnije povećava otpor, što ima negativan utjecaj na finesu. Sporiji let ne osigurava dovoljan uzgon za održanje zrakoplova na određeno postavljenom napadnom kutu što također utječe na finesu.



Slika 10. Prikaz finese zrakoplova

$$\tan\theta = \frac{1}{f_{max}} = \frac{1}{12.1} = 4^{\circ}43' \quad (30)$$

$$\frac{1}{2}\rho AV^2 = \frac{F_G}{\sqrt{C_D^2 + C_L^2}} \quad (31)$$

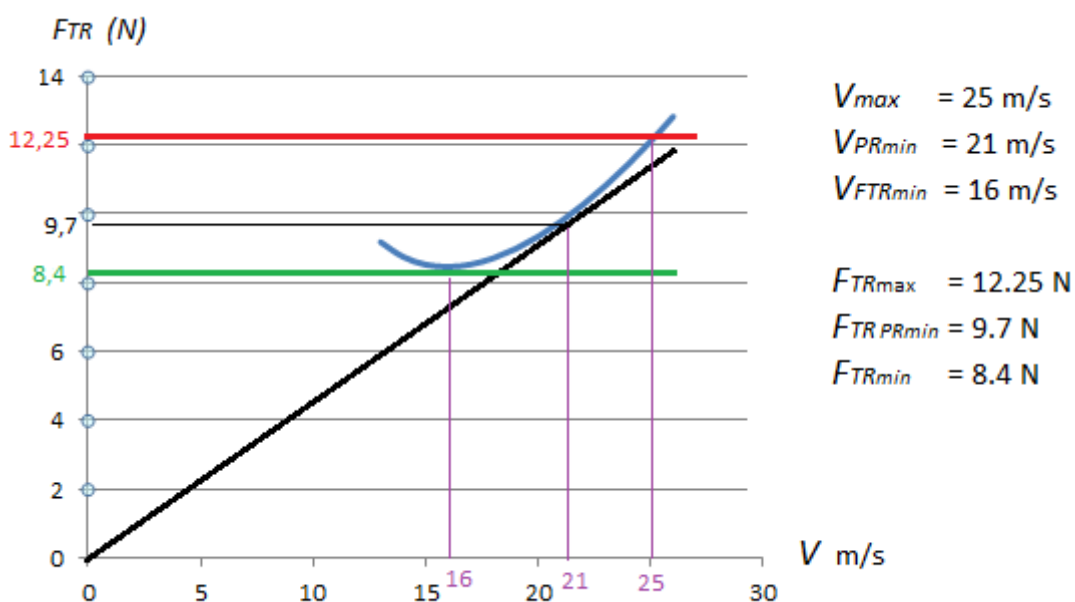
$$V^2 = \frac{3 \cdot 9.81}{\frac{1}{2} \cdot 1.225 \cdot 0.174 \cdot \sqrt{0.0896^2 + 1.08438^2}}$$

$$V = 16 \text{ m/s}$$

Dobiveni kut najbolje finese u *ISA* uvjetima iznosi $4^{\circ}43'$, a brzina za ostvarenje maksimalne finese u *ISA* uvjetima uz maksimalnu masu je 16 m/s.

5.5. Maksimalni dolet i maksimalna istrajnost te brzine

Maksimalni dolet i istrajnost bitne su performanse koje je moguće odrediti pomoću Penaudovog dijagrama (Slika 11.). Penaudov dijagram prikazuje odnos potrebne snage ili sile potiska i indicirane brzine kretanja. Maksimalni dolet prikazuje maksimalnu horizontalnu udaljenost koju letjelica može prijeći s određenom količinom akumulirane energije dok maksimalna istrajnost prikazuje vremenski period u kojoj se letjelica može samostalno održavati u zraku. Minimalno vrijeme leta ove letjelice iznosi 6 minuta uz maksimalnu potrošnju električne energije iz baterije. S takvim postavkama letjelica može horizontalno prevaliti 7.5 km. Iako su rezultati doleta i istrajnosti na maksimalnim postavkama mali, potrebno je izračunati i odrediti postavke istrajnosti i doleta. Penaudov dijagram određuje se iz jednadžbe za potrebni potisak za određenu brzinu.



Slika 11. Penaudov dijagram bespilotne letjelice Lynx

Poznavajući potreban potisak za dolet i istrajnost te kapacitet baterije, moguće je dobiti vrijeme leta i udaljenost koju će letjelica prevaliti u horizontalnom letu. Uz informaciju da motor ima kontinuirani protok struje 30 A, a maksimalni 43.5 A [9]. Maksimalni protok struje ujedno je i 85 % maksimalne struje koju motor uzima te je u tome dijelu motor najefikasniji pa se uzima aproksimacija da motor za maksimalnu efikasnost stvara 9.7 N potiska. Time se dobiva najbolji dolet od 7 minuta i prijeđena udaljenost od 8.8 km. Za konstantan protok struje kroz motor od 30 A, potisak će biti od 8.4 N, a najveća istrajnost 10 minuta uz prijeđenu udaljenost 9.6 km.

5.6. Maksimalni ROC

ROC (Rate of Climb) je brzina uzdizanja letjelice izražen kao vertikalna brzina kretanja ili brzina promjene visine. Brzina promjene visine u izravnoj je zavisnosti s viškom maksimalnoga potiska te minimalnoga otpora kretanja letjelice. Maksimalna brzina penjanja izračunava se jednadžbom (32), gdje je P_{TA} maksimalna snaga pogonske grupe, P_{TR} potrebna snaga za kretanja letjelice i V_{ROCmax} je brzina kretanja letjelice za ROC_{max} [1].

$$ROC_{max} = \frac{(P_{TA} - P_{TR})}{F_G} = \frac{F_{TA} \cdot V_{ROCmax} - F_{TR} \cdot V_{ROCmax}}{F_G}$$

$$= \frac{12.25 \cdot 25 - 0.0016 \cdot 25^3 - \frac{308.2}{25}}{3 \cdot 9.81} = 9.1 \text{ m/s} \quad (32)$$

$$\frac{d(ROC)}{dV} = 0 \rightarrow F_{TA} \cdot V - F_{TR}V = 0 \quad (33)$$

$$12.25V - 0.0016V^3 - \frac{308.2}{V} = 0 \rightarrow 0.0016V^4 - 12.25V^2 - 308.2 = 0$$

$$\rightarrow V = V_{ROCmax} = 25 \text{ m/s}$$

5.7. Performanse projektirane bespilotne letjelice

Koristeći jednadžbe (1)-(33) mogu se predstaviti proračunate performanse letjelice. Gledajući raspon letne brzine od 14 do 25 m/s, za malu pogonsku grupu kakvu posjeduje je impresivno. Dolet i istrajnost same letjelice varijabilni su te ovise o veličini baterije, odnosno njezinu kapacitetu. Povećanjem kapaciteta rastu i dolet i istrajnost. Za svakih 1000 mA/h istrajnost se povećava za 2 minute, a dolet za 2520 m gledajući postavke za V_{PRmin} .

Tablica 4. Specifikacije bespilotne letjelice

V_{stall}	m/s	14
$V_{T/O}$	m/s	15.7
V_{max}	m/s	25
V_{PRmin}	m/s	21
V_{FTRmin}	m/s	16
V_{fmax}	m/s	16
ROC_{max}	m/s	9.1
f_{max}		12.1
S_G	m	41
$MTOM$	kg	3

6. Postupak izrade letjelice

Proces izrade i dizajniranja ove letjelice započeo je idejom stvaranja letjelice s potisnom pogonskom grupom, nekonvencionalnim *canard trimmerom* te sa krilima oblika strijele prema naprijed kao neke jedrilice (npr. jedrilica L-13 Blanik). Proces projektiranja kreće skiciranjem letjelice i proračunom minimalne i maksimalne brzine leta te finese krilnih površina. Budući da je jedan od ciljeva razvijanje veće brzine leta uz relativno malu minimalnu brzinu leta, potreban je pogon značajnije snage te većega promjera propelera. Zbog većega dijametra propelera, oblik repnih površina je "T" tipa. No problem se javlja kod kuta rotacije, da bi se zadržala linija potiska u pravcu težišta zbog što manjega "trim drag"-a, propeler pogonske grupe zato je nisko pozicioniran i ne dopušta velike kutove rotacije kako bi letjelica imala što manju uzletno-sletnu površinu. Letjelica je napravljena od stiroduralnih komponenti i drvene konstrukcije.

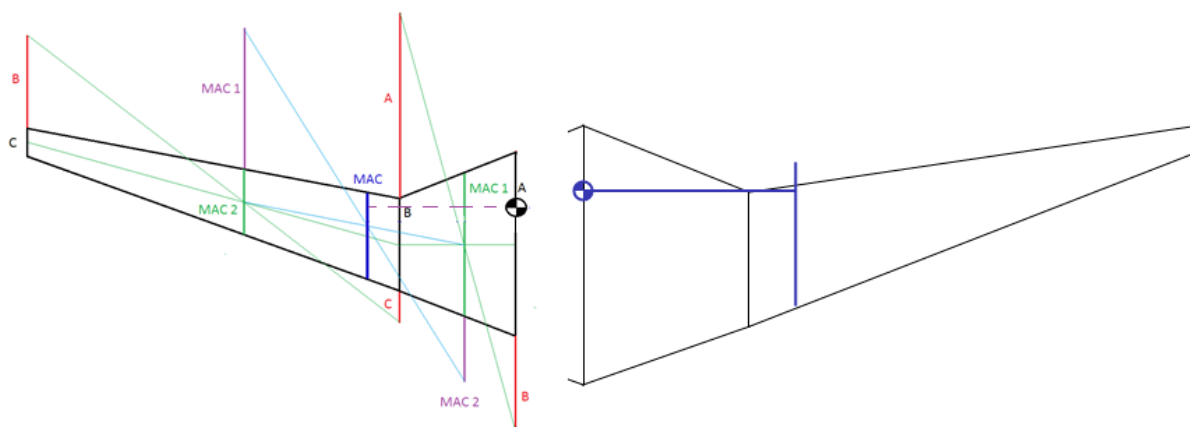


Slika 12. Prvi izgled letjelice

Ispitni let pokazuje da problem maloga kuta rotacije ima znatno veći utjecaj te da letjelica treba 25 m zaleta. Neposredno nakon rotacije, kada je uzlet uspješan, zbog nagle mogućnosti povećanja napadnog kuta (propeler je dovoljno udaljen od tla), letjelica relativno brzo dolazi u nepravilan položaj na maloj visini, nakon čega ubrzo dolazi do sloma uzgona. Zbog visoke pozicije krila iznad težišta, letjelica ima veliku lateralnu stabilnost i brzo se svojim svojstvima postavlja u normalan položaj, ali zbog male visine nema vremena ubrzati te let završava slomom uzgona. Kako bi se eliminirao problem uzlijetanja, ugrađen je elektro-ventilatorski motor koji je smješten u trupu. Zbog novoga tipa pogona s većim potiskom, izabran je novi koncept krila s povećanom strijelom prema naprijed uz zadržavanje

veće aerodinamičke učinkovitosti na malim brzinama. Povećanje kuta strijele prema naprijed povećava mogućnost zasjenjenja repnih površina pri kritičnim napadnim kutovima, što negativno utječe na longitudinalnu i direkcionalnu stabilnost, zbog čega je izabran "V" tip repnih površina. Eksperiment se sastoji od ventilatora, izvora dima te stalka za letjelicu i pokusnim modelom letjelice napravljenim od stiropora umanjen za četvrtinu predviđene veličine modela. Postavljanjem letjelice pod kritični napadni kut za aeroprofil koji iznosi 15° te puštanjem struje zraka uz prisutstvo dima, pokazuje da iako na krilima nastaje odvajanje graničnoga sloja, repne površine su 80 % zahvaćene normalnom strujom zraka. Ovim eksperimentom eliminiran je problem upravljivosti pri malim brzinama i velikim kutovima.

Povećanjem brzine raste i opterećenje letjelice te mogućnost geometrijskoga vitoperenja vrhova krila prema korijenu zbog većega utjecaja sile uzgona na vrhu krila. Kako bi se smanjilo, korijen krila ima oblik trapeza kako bi se i pojednostavio spoj krilo trup i smanjio krak mogućeg vitoperenja. Krilu s više oblika teže je odrediti srednju aerodinamičku tetivu koja se sada sastoji od dva tipa krila. Postupak određivanja tetive je prvo određivanjem tetive svakoga oblika krila, trapeznoga i strelastoga krila. Dobivaju se dvije aerodinamičke tetive na različitim pozicijama. Ako povežemo napadne i izlazne bridove aerodinamičkih tetiva, dobiva se trapezno krilo koji ima suženje profila prema kraju, ali samo s izlazne ivice. Određivanjem aerodinamičke tetive novoga krila predočena je srednja aerodinamička tetiva kombiniranoga krila. Estimacija pozicije težišta je na $1/4$ profila te tetive. Kao potvrda ove metode koristi se program "WingCGCalc" [10]. Kako se vidi sa slike (Slika 14.), lijevo krilo ima određenu središnju tetivu grafičkim putem, a desno krilo ima određeno preko programa. Odeđeno težište u oba slučaja gotovo je na istoj poziciji.



Slika 13. Postupak određivanja srednje aerodinamičke tetive

Utvrđivanjem pozicije težišta, napravljeno je testiranje na slobodno letećem modelu napravljenom od stiropora. Bacanjem modela utvrđeno je da je navedeni grafički način određivanja srednje aerodinamičke tetive točan. Na ispitni model dodan *canard* koji je prevodi zrakoplov u "pitch-up" poziciju, odnosno model postane s repnom centražom. Zbog *canarda* koji je predviđen na letjelici potrebno je odrediti novo težište koje će kompenzirati moment *canarda*. Dodavanjem utega na nosni dio letjelice utvrđeno je da slobodno leteći model leti stabilizirano po pravcu s novom pozicijom težišta koja se nalazi 7 % ukupne duljine trupa prema nosu.



Slika 14. Slobodno leteći umanjeni model za ispitivanje pozicije težišta

Nakon dokazivanja da je model u slobodno letećem stadiju stabilan, započeti su proračuni performansi i ostalih aerodinamičkih opisa uz simulaciju prestrujavanja te aerodinamičkih utjecaja komponenti u programu "XFLR5". Ideja je da je letjelica kompozitna, napravljen je novi trup u stvarnoj veličini, uz što veću točnost. Materijal za izradu trupa je stiropor zbog lakoga oblikovanja. Trup se modelira tako da se lijepe ploče stiropora te se ucrtava oblik trupa na njemu i izrezuje višak materijala. Za što glađu površinu stiropor je brušen s više vrsta brus-papira (200, 800, 1000 gradacije). Time se dobiva konačni oblik trupa.



Slika 15. Konačan izgled trupa modela

Nakon izrade trupa počinje izrada krila i komandnih repnih i *canard* površina. Površine su izvedene iz stiroduralnoga materijala na način da se rade aeroprofilima od aluminijskoga lima

te se lijepe na određenoj udaljenosti. Metodom "hot wire" izrezani su prema van i dobiven je skoro savršen izgled krila. "Hot wire" metoda je metoda oblikovanja stiropora i ostalih pjena na način da se kratko spoji žica određene debljine i njezinim zagrijavanjem topi se materijal. Tom žicom prelazi se preko zalijepljenih profila i dobivaju se dijelovi krila, repnih i *canard* površina.



Slika 16. Izvučeni dijelovi trapeznoga dijela krila iz stiroduralne ploče



Slika 17. Stvarni izgled bespilotne letjelice Lynx

Izradom svih površina, u krila se postavljaju aluminijske cijevi promjera 8 i 6 mm debljine stijenki 1 mm koje predstavljaju ramenjaču te su izrezani dijelovi koji će biti upravljačke površine.



Slika 18. Krilo s ugrađenim komponentama

Nakon dodavanja upravljačkih površina krila, započet je proces presvlačenja s stakloplastičnim pletivom i epoksidnom smolom. Za aerodinamičke površine dovoljno je postaviti samo jedan sloj jer imaju unutarnja pojačanja te ispunu što predstavlja kutijasti oblik.



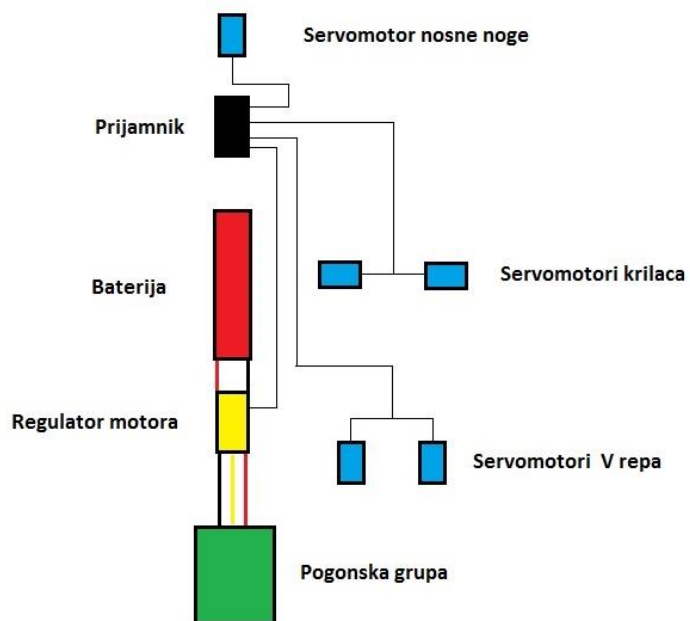
Slika 19. Postavljanje stakloplastike i epoksidne smole na kormila "V" površine

Isti postupak izvodi se na trupu na koji je dodan trapezni dio krila i "V" stabilizatori. Trup u sebi nema pojačanja jer se stiroporni model izvlači van, presvlači se s 4 do 5 slojeva pletiva kako bi se osigurala čvrstoća. Nakon sušenja smole, na trupu su napravljena dva veća otvora, jedan za smještaj motora, a drugi za smještaj baterije. Kroz ta dva otvora izvučen je sav višak stiropornoga materijala te je time dobivena ljuska letjelice dovoljne čvrstoće i mase 0.48 kg što je manje nego predviđenih 0.6 kg.

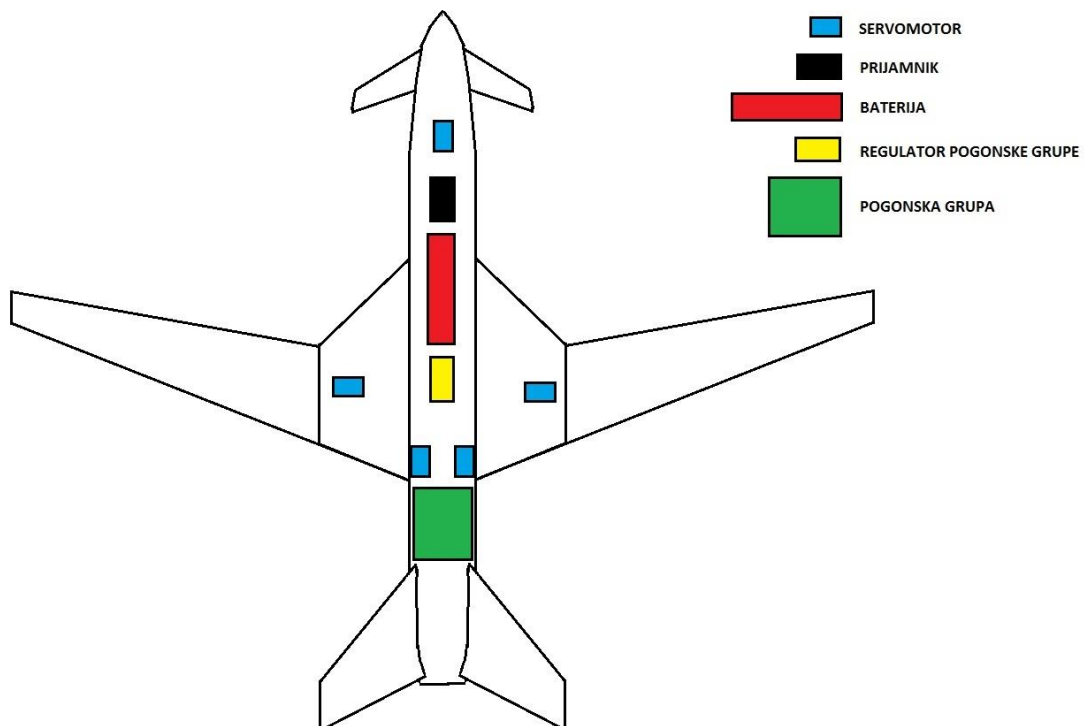


Slika 20. Izgled prostora motora letjelice

Slijedi ugradnja motora te tri servomotora. Motor je u trup pričvršćen vijcima i maticama te je na njega dodana mlaznica kojoj je izlazni promjer smanjen za veličinu površine elektromotora zbog veće efikasnosti. Usisnici za motor imaju i udubljenje na trupu kako bi se omogućio što veći protok zraka motoru jer takav tip motora zahtijeva puno veću površinu usisa nego što je ispuh zbog male snage motora. Smanjenim presjekom usisa ne bi se dovoljno zraka dovelo ventilatoru pa maksimalni potisak za određenu postavku ne bi bio ostvaren. Kako bi sve na zrakoplovu funkcioniralo po zahtjevima pilota, odnosno osobe koja upravlja, svi servo motori skupa s elektroničkim regulatorom motora (ESC- electronic speed controller) moraju biti povezani s prijamnikom koji će slati signale u pojedini uređaj za pomak ili postavku. Shematski prikaz ožičenja letjelice (*Slika 22.*) i prikazan je položaj komponenti u letjelici (*Slika 23*).



Slika 21. Shema ožičenja sustava letjelice



Slika 22. Shema položaja komponenti sustava u letjelici

7. Zaključak

Generalni cilj rada je projektiranje bespilotne letjelice koja ima sposobnosti obavljati određene zadaće. Ideja je da letjelica može podići 1 kg tereta, imati veliku stabilnost u velikome rasponu letnih brzina od minimalne pa sve do maksimalne brzine leta i mogućnost nadogradnje. Pretvaranje ideje u realnost odnosi se na proračun performansi i karakteristika te mnogo testiranja prototipom rješavanjem nadolazećih problema. Uz navedeni proračun i literaturu moguće je dizajnirati letjelicu i približno odrediti performanse te aerodinamička obilježja letjelice. Budući da se radi o amaterskoj gradnji, koliko god se pokušava svoditi tolerancija greške izrade na minimum i dalje će postojat određene neplanirane deformacije. Cijeli proces izrade letjelice zahtjevan je, i najmanje greške kod izrade imale su značajan utjecaj na sposobnosti letjelice. Kako bi se osigurala uspješnost projekta, provedeno je ispitivanje slobodno letećeg modela. Najviše pažnje oduzimaju *canard* površine zbog njihove nekonvencionalne namjene kao *trimmer* ili drugo krilo jer imaju veliki utjecaj na poziciju težišta. Maksimalnu visinu leta nije moguće testirati zbog slabe snage radiostanice koja se koristi za probni let letjelice s obzirom na to da je njezin doseg 500 m. Pri minimalnim brzinama i neposredno prije sloma uzgona letjelice, *canard* površine gube uzgon te spuštaju nos letjelica ne dopuštajući ulazak letjelice u kovit ili nekontrolirani let. Budući radovi na letjelici orijentirani su na način da je ona ispitni model za gradnju lakoga zrakoplova koji može prevoziti dvije osobe.

Literatura

- [1] Krajček Nikolić, K. , Franjković, D.: *Zbirka riješenih zadataka iz Teorije leta II*, Fakultet prometnih znanosti, Zagreb, 2015.
- [2] Duglas, S., Lysle, A.: *Composite materials for aircraft structures*, Montana State University, Montana, 2009.
- [3] Nordin: *Sixth Edition, Principles of Flight*, Nordin AS, 2010.
- [4] URL: <http://adamone.rchomepage.com/index5.htm> (pristupljeno: rujan 2016.)
- [5] URL: <http://airfoiltools.com/> (pristupljeno: kolovoz 2016.)
- [6] Vural, M. : *Estimating R/C model aerodynamics and performance*, Illinois Institute of Technology, URL: <http://mypages.iit.edu/~vural/RC%20Airplane%20Design.pdf> (pristupljeno: kolovoz 2016.)
- [7] URL: <http://www.xflr5.com/xflr5.htm> (pristupljeno: kolovoz 2016.)
- [8] URL: https://en.wikipedia.org/wiki/Three-surface_aircraft (pristupljeno: rujan 2016.)
- [9] URL: <http://www.ebay.com/> (pristupljeno: svibanj 2016.)
- [10] URL: http://wingcgcalc.bruder.com.br/en_US/ (pristupljeno: rujan 2016.)

Popis slika

Slika 1. Izgled aeroprofila WASP smoothed	3
Slika 2. Izgled krila bespilotne letjelice	3
Slika 3. Izgled aeroprofila NACA M2	4
Slika 4. Elektro-ventilatorski motor letjelice.....	4
Slika 5. Izgled bespilotne letjelice Lynx u programu XFLR5	6
Slika 6. Prikaz djelovanja sila oko težišta letjelice	8
Slika 7. Graf odnosa koeficijenta uzgona i napadnog kuta.....	9
Slika 8. Podvozje	14
Slika 9. Graf ovisnosti koeficijenta uzgona i koeficijenta otpora.....	16
Slika 10. Prikaz finese zrakoplova	17
Slika 11. Penaudov dijagram bespilotne letjelice Lynx.....	18
Slika 13. Prvi izgled letjelice	20
Slika 14. Postupak određivanja srednje aerodinamičke tetive	21
Slika 15. Slobodno leteći umanjeni model za ispitivanje pozicije težišta	22
Slika 16. Konačan izgled trupa modela	22
Slika 17. Izvučeni dijelovi trapeznog dijela krila iz stiroduralne ploče	23
Slika 18. Stvarni izgled bespilotne letjelice Lynx.....	23
Slika 19. Krilo s ugrađenim komponentama.....	24
Slika 20. Postavljanje stakloplastike i epoksidne smole na kormila “V” površijne	24
Slika 21. Izgled prostora motora letjelice	25
Slika 22. Shema ožičenja sustava letjelice	26
Slika 23. Shema položaja komponenti sustava u letjelici	26

Popis tablica

Tablica 1. Klasifikacija bespilotnih letjelica.....	1
Tablica 2. Koeficijenti korekcije parazitnog otpora ovisno o tipu letjelice.....	15
Tablica 3. Prikaz udjela koeficijenta parazitnog otpora po komponentama letjelice.....	15
Tablica 4. Specifikacije bespilotne letjelice.....	19