

Konceptualni dizajn i performanse bespilotne letjelice s kanardima

Renčelj, Nikola

Master's thesis / Diplomski rad

2017

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:119:002589>

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

Download date / Datum preuzimanja: **2024-07-17**



Repository / Repozitorij:

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



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI

Nikola Renčelj

KONCEPTUALNI DIZAJN I PERFORMANSE
BESPILOTNE LETJELICE S KANARDIMA

DIPLOMSKI RAD

ZAGREB, 2017.

Zagreb, 28. ožujka 2017.

Zavod: **Zavod za aeronautiku**
Predmet: **Upravljanje i vođenje zrakoplova**

DIPLOMSKI ZADATAK br. 4126

Pristupnik: **Nikola Renčelj (0135225463)**
Studij: **Aeronautika**

Zadatak: **Konceptualni dizajn i performanse bespilotne letjelice s kanardima**

Opis zadatka:

U radu je potrebno za djelomično projektiranu studentsku letjelicu s kanardima, napraviti 3D model u programskom paketu Solidworks. Pomoću 3D modela odrediti položaj centra mase i momente tromosti letjelice. Metodama projektne aerodinamike procijeniti ukupni otpor zrakoplova te izračunati performanse. Za raspoloživu vučnu silu u različitim uvjetima leta koristiti dostupne podatke za odabranu pogonsku skupinu. Performanse letjelice procijeniti teorijski, a zatim i metodama ispitivanja u letu. Za određivanje performansi ispitivanjem u letu koristiti Pixhawk autopilot kako bi se osigurao let u potrebnim ravnotežnim režimima. Eksperimentalno utvrditi i utjecaj nekonvencionalnih terminezona krila pomoću kojih se nastoji postići zvonoliki raspored uzgona. Na kraju rada dati zaključke i preporuke za daljnji razvoj.

Zadatak uručen pristupniku: 28. travnja 2017.

Mentor:

Predsjednik povjerenstva za
diplomski ispit:

dr.sc. Karolina Krajček Nikolić

Sveučilište u Zagrebu
Fakultet prometnih znanosti

DIPLOMSKI RAD

KONCEPTUALNI DIZAJN I PERFORMANSE BESPILOTNE LETJELICE S KANARDIMA

CONCEPTUAL DESIGN AND PERFORMANCE EVALU- ATION OF UNMANNED AERIAL VEHICLE WITH CA- NARD CONFIGURATION

Mentor: dr. sc. Karolina Krajček Nikolić, dipl. ing.

Student: Nikola Renčelj

JMBAG: 0135225463

Zagreb, rujan 2017.

Sažetak:

U ovom diplomskom radu izvršena je analiza konceptualnog dizajna letjelice koju su osmislili i konstruirali studenti studija aeronautike. Opisan je i objašnjen proces dimenzioniranja uzgonskih površina, uzročno-posljedični odnos izmjene geometrije uzgonskih površina i specifičnosti odabrane konfiguracije. Određene su i osnovne performanse putem proračuna otpora metodama projektne aerodinamike i uz pomoć aproksimacije performansi pogonske grupe. Objašnjene su metode testiranja kako bi se osigurala sposobnost zrakoplova za let u stvarnim uvjetima.

KLJUČNE RIJEČI: uzgonske površine, kanardi, bespilotna letjelica, performanse, ispitivanje, neutralna točka, stabilnost, XFLR5, OpenVSP

Summary:

This thesis summarizes the development process of an unmanned aerial vehicle, which was designed and built by students of the Aeronautics department. Specifically, it elaborates the process of sizing the lifting surfaces, effects of geometry changes and specific requirements of the chosen configuration. Basic performance figures were estimated through drag and propulsion approximations. Lastly, testing methods with the purpose of verifying stability calculations and safely getting the aircraft airborne were described.

KEYWORDS: Lifting surfaces, canard, unmanned aerial vehicle, UAV, performance, testing, neutral point, stability, XFLR5, OpenVSP

Sadržaj

1	Uvod.....	6
2	Dizajn letjelice.....	7
2.1	Odabir konfiguracije.....	7
2.2	Dimenzioniranje uzgonskih površina.....	10
2.2.1.	Dimenzioniranje krila.....	11
2.2.2.	Dimenzioniranje kanarda.....	15
3	Procjena performansi.....	25
3.1	Proračun otpora.....	25
3.1.1.	Parazitni otpor.....	25
3.1.2.	Inducirani otpor.....	29
3.1.3.	Ukupan otpor.....	31
3.1.4.	Pogonska grupa.....	32
3.1.5.	Performanse.....	34
4	Ispitivanje.....	38
4.1	Ispitivanje na vozilu.....	38
4.2	Ispitivanje na zemlji.....	41
5	Zaključak.....	43
6	Popis literature.....	44
7	Popis slika.....	45

1 Uvod

U zrakoplovstvu oko letjelica nekonvencionalne konfiguracije vladaju podijeljena mišljenja. Konkretno, smatra se da kanard konfiguracija djeluje negativno na ukupnu učinkovitost zrakoplova. To je uvjetno rečeno točno. Međutim, kao i kod svake konfiguracije bitna je namjena letjelice. Kanard konfiguracija za slijetanje na kratke i nepripremljene terene nema previše smisla. Kanard konfiguracija za letjelice optimizirane za brzo krstarenje ima brojne prednosti - manjak kvašene površine zbog nedostatka repnog konusa, manjak otpora uzrokovanog negativnim uzgonom na horizontalnom stabilizatoru, aerodinamička nemogućnost sloma uzgona kod pravilno natovarenog i podešenog zrakoplova itd.

U ovom radu analizirati će se letjelica kojoj je jedna od namjena ispitivanje takve konfiguracije.

Ostale idejne namjene letjelice su:

1. Zrakoplovno izviđanje i nadzor
2. Ispitivanje navigacijskih manevara
3. Ispitivanje aerodinamičkih značajki putem naprednog bilježenja podataka
4. Ispitivanje performansi putem naprednog bilježenja podataka
5. Precizno rutno letenje
6. Ispitivanje i unaprjeđenje tzv. upravljačkih zakona putem proporcionalno integralnih derivativnih (engl. Proportional Integral Derivative, PID) upravljača
7. Uspostavljanje i održavanje podatkovne i video komunikacije sa zemaljskom stanicom u realnom vremenu

Naziv letjelice je SOVA, što je skraćena od „Studentski Opservacijski Višenamjenski Avion.“

2 Dizajn letjelice

2.1 Odabir konfiguracije

Odabir konfiguracije svakog zrakoplova počinje razmatranjem namjene i potrebnih značajki za tu namjenu. Kako u projektu studentske bespilotne letjelice namjena nije bila zadana, odlučeno je da, u svrhu istraživanja, konfiguracija letjelice bude nekonvencionalna. Značajke koje su dizajneri odlučili usvojiti su bile:

- i. Kanard, tj. tandem-krilo konfiguracija
- ii. Konfiguracija trup + krila
- iii. Električni pogon
- iv. Dvomotorna ne-koaksijalna konfiguracija
- v. Podvozje tipa tricikl
- vi. Horizontalni terminozoni simetričnog profila

Kanard konfiguracija je odabrana primarno zbog aerodinamičke otpornosti na upad u kovit, ako se pažljivo dizajnira. Sekundarni razlog je bila sumnja u tvrdnje literature da je kanard konfiguracija u gotovo svim slučajevima manje učinkovita od konvencionalne. Naime, u literaturi [1] su sve analize vršene na konfiguracijama gdje su tandem krila u istoj ravnini. Stoga, budući da literatura gotovo nikako ne razmatra tandem krila koja su značajno vertikalno separirana, odlučeno je ispitati konfiguraciju gdje su kanardi i krila maksimalno vertikalno razmaknuti, obzirom na trup letjelice.

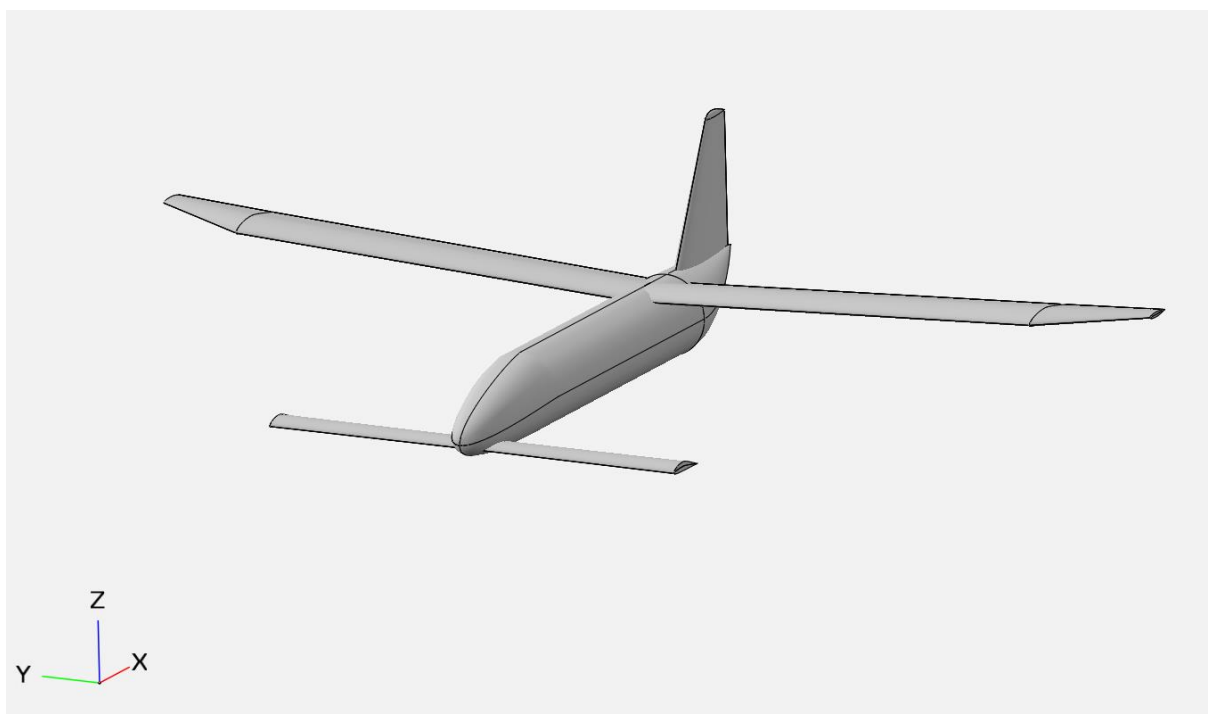
Konfiguracija trup + krila je konvencionalna i odabrana je iz potrebe za prostorom za smještaj senzorske opreme i baterija. Nadalje, ta konfiguracija omogućava maksimalnu longitudinalnu separaciju kanarda i krila

Električni pogon odabran je zbog visoke učinkovitosti i zbog dimenzija letjelice koje su ugradnju benzinske pogonske grupe učinile nepraktičnom. Budžet je onemogućio ugradnju turbomlazne pogonske skupine.

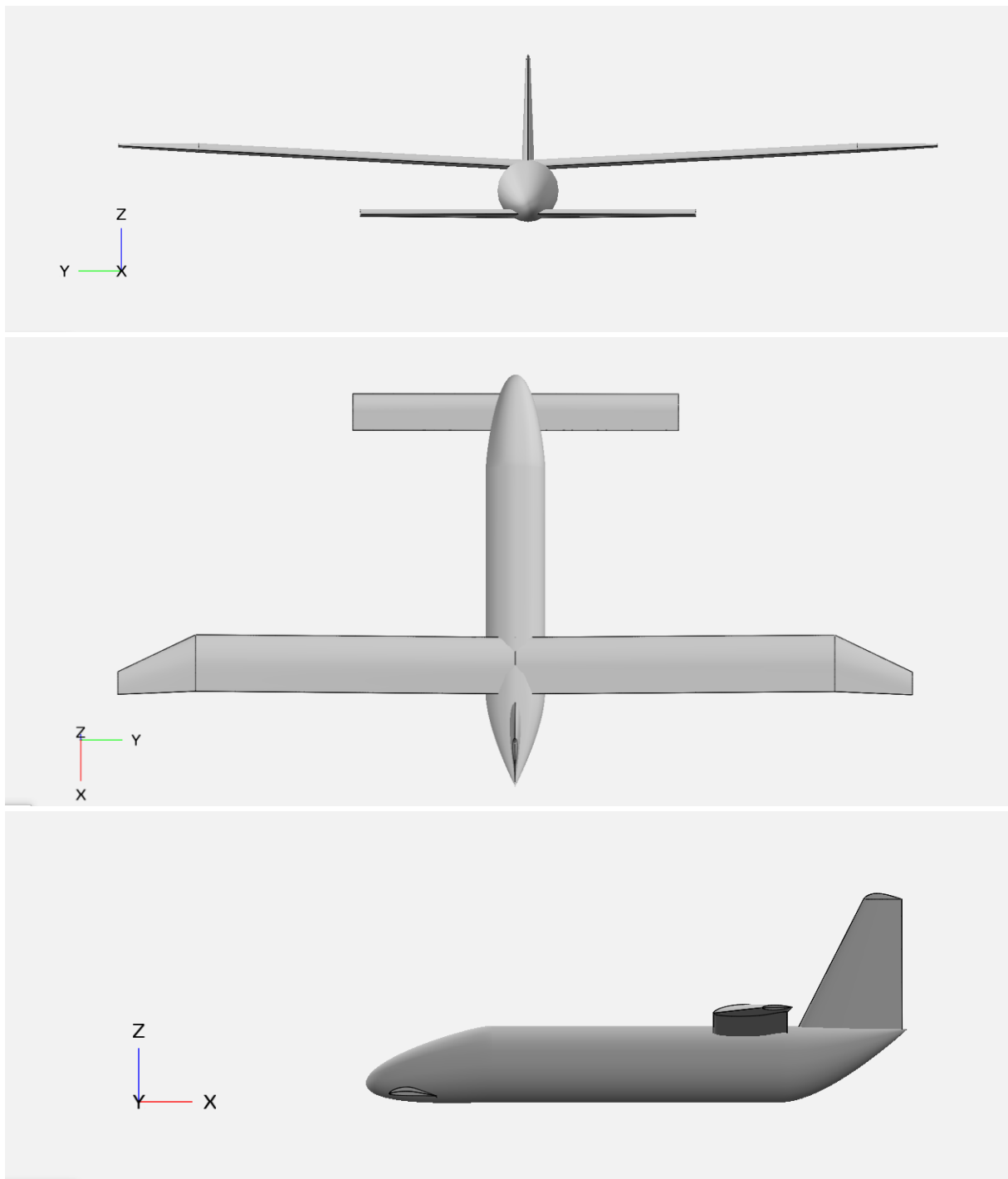
Dvomotorna, kontra rotirajuća ne-koaksijalna konfiguracija odabrana je zbog veće redundancije i poništenja negativnih učinaka elise (zakretni moment, P-faktor..). Uz to, omogućuje više prostora unutar trupa i osigurava odmak elisa od središnje osi letjelice, zbog potencijalnih sustava lansiranja i padobrana.

Podvozje tipa tricikl odabrano je zbog stabilnosti u voženju, jer se glavni trap nalazi iza težišta letjelice.

Terminezoni krila su elementi kojima se razvojem aerodinamike pridaje sve veća pažnja. Pravilno oblikovani, moderni terminezoni smanjuju prestrujavanje preko vrha krila i na taj način prividno povećavaju vitkost krila. Konvencionalni terminezoni su uglavnom približno okomiti elementi u odnosu na krilo, no u ovom slučaju odlučeno je koristiti simetrične aeroprofile položene horizontalno, kako bi pri malim napadnim kutovima služili kao barijera prestrujavanju, a pri velikim napadnim kutovima kao dodatna uzgonska površina.



Slika 1 - Letjelica SOVA modelirana unutar softvera OpenVSP

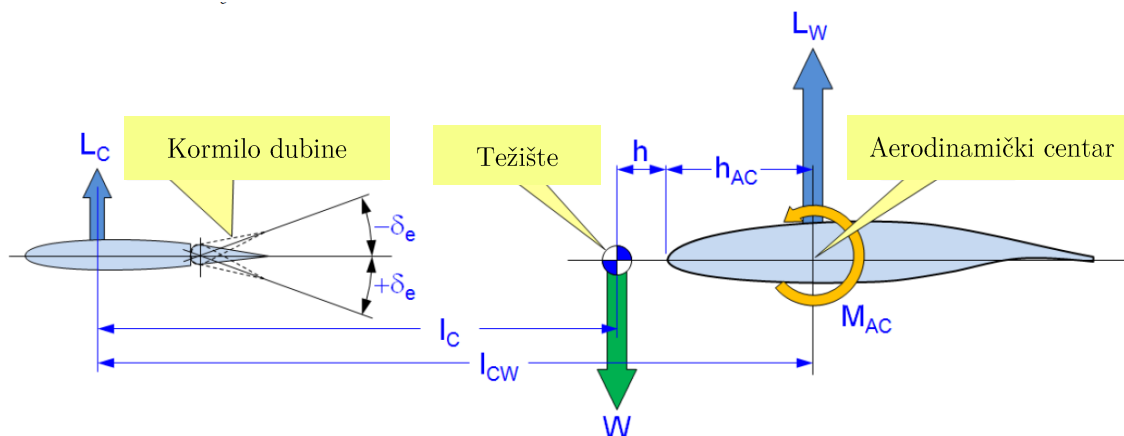


Slika 2 - Pogled na letjelicu iz sve tri osi

U konačnici, dobiven je izgled letjelice prikazan na slikama 1 i 2.

2.2 Dimenzioniranje uzgonskih površina

Gudmundsson [1] tvrdi da je prilikom izrade kanarda potrebna izuzetno veliku pažnju pridati dimenzioniranju uzgonskih površina. Evidentno je da općeniti uvjet za statičku stabilnost propinjanja, $C_{m\alpha} < 0$ mora biti zadovoljen i u ovoj, nekonvencionalnoj konfiguraciji. Shematski, sustav sa kanardima razložen je u slici 3:



Slika 3 - Raspored sila i momenata u kanard konfiguraciji [1]

Izraz za koeficijent momenta propinjanja C_m kanard konfiguracije je matematički opisan izrazom:

$$C_m = C_{m0} + C_{m\alpha} + C_{m\delta_e} \cdot \delta_e \quad (1)$$

Pri čemu je:

C_{m0} koeficijent momenta propinjanja na nultom napadnom kutu

$C_{m\alpha}$ promjena koeficijenta momenta propinjanja uzrokovana napadnim kutom

$C_{m\delta_e}$ promjena koeficijenta momenta propinjanja uzrokovana otklonom kormila dubine

δ_e otklon kormila dubine

Izraz (1) se dalje razlaže na izraze:

$$C_{m0} = V_c \cdot C_{L_{0c}} + C_{m_{0AC}} - C_{m_{0W}} \quad (2)$$

$$C_{m\alpha} = V_c \cdot C_{L_{\alpha c}} + C_{m_{\alpha AC}} - \frac{(h_{AC} + h)}{C_{MGC}} C_{L_{\alpha W}} \quad (3)$$

Pri čemu je:

V_c volumen kanarda

$C_{L_{0c}}$ koeficijent uzgona kanarda na napadnom kutu 0°

$C_{m_{0AC}}$ doprinos svih komponenata osim krila ukupnom koeficijentu momenta propinjanja

$C_{m_{0W}}$ koeficijent momenta propinjanja krila zbog zakrivljenosti aeroprofila

$C_{L_{\alpha c}}$ koeficijent uzgona kanarda

$C_{m_{\alpha AC}}$ doprinos svih komponenata osim krila ukupnom koeficijentu momenta propinjanja

$C_{L_{\alpha W}}$ koeficijent uzgona krila

C_{MGC} srednja geometrijska tetiva krila

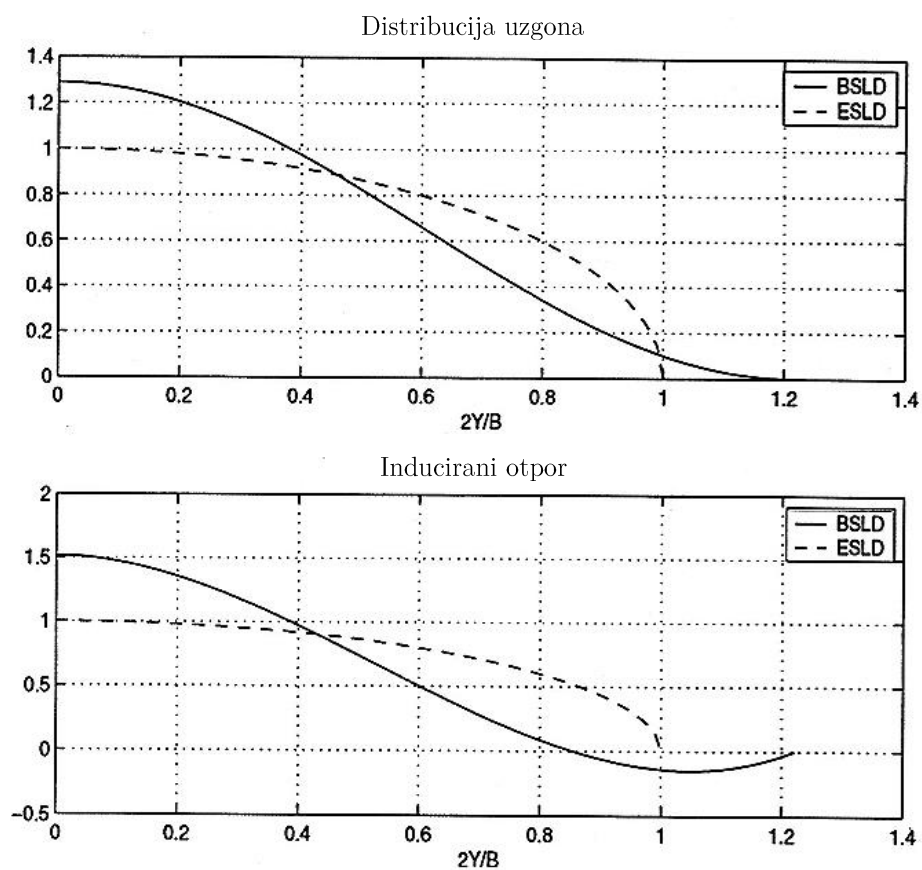
2.2.1. Dimenzioniranje krila

Prilikom dimenzioniranja aerodinamičkih površina krilo je bila prva stavka. Korišten je softver *XFLR5*. Smjernice za dimenzioniranje bile su visok aspektni odnos (AR) i projektna masa letjelice od približno 4kg. Implementirani su i simetrični horizontalni terminezoni koji omogućavaju krilu zvonoliku raspodjelu uzgona na malim (krstarećim) napadnim kutovima.

Aeroprofil terminezona, NACA 0016 odabran je zbog jednake debljine kao i vršni aeroprofil Roncz 1082T. Modificiran je tako da je položaj maksimalne debljine x_t/c pomaknut u nazad kako bi se poklopio sa onime od vršnog aeroprofila (Roncz 1082T).

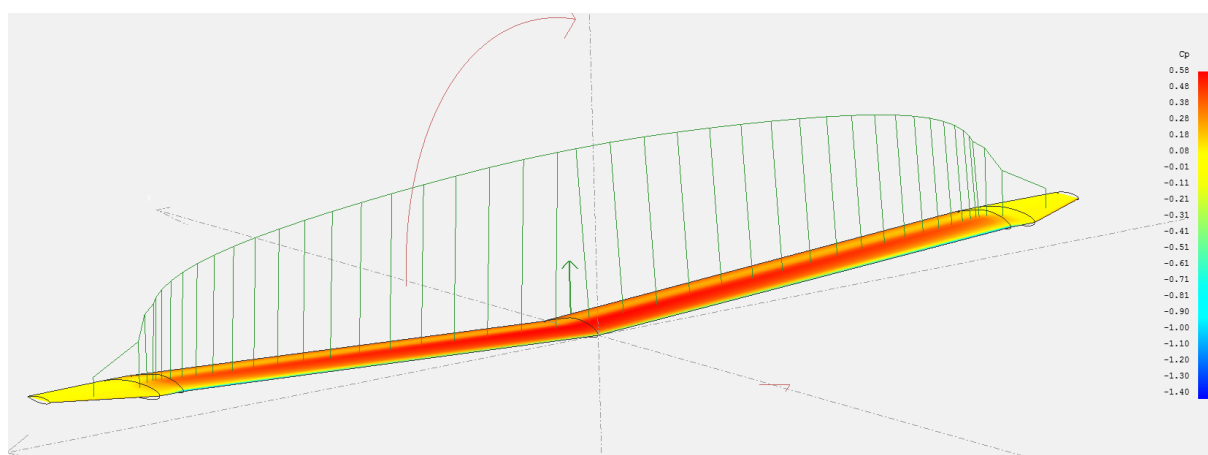
Raspon terminezona iznosi 0,15 m, što odgovara vrijednosti 22 % raspona krila bez terminezona. Razlog tome jest postizanje zvonolike raspodjele uzgona, sukladno prijedlogu Ludwiga Prandtla iz 1932. [2] (Slika 4)

Taj efekt se inače postiže geometrijskim i aerodinamičkim vitoperenjem, no u ovom slučaju odabrano je mnogo jednostavnije rješenje sa simetričnim aerofilom. Djelotvornost te konfiguracije će se ispitati u fazi testiranja. Prednost zvonolike raspodjele uzgona jest smanjenje/eliminacija neželjenog skretanja, kao i smanjenje momenta savijanja krila. [2]



Slika 4 - Zvonolika (BSLD) i eliptična (ESLD) raspodjela uzgona [2]

Raspodjela uzgona na krilu letjelice SOVA vidljiva je na slici 5:

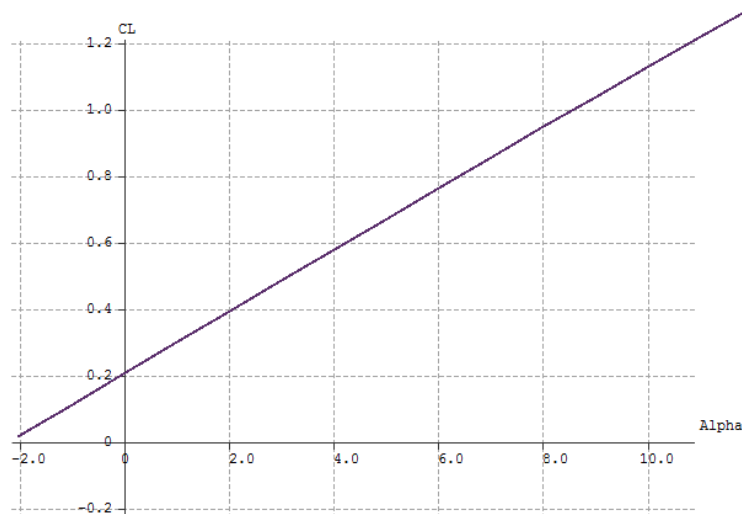


Slika 5 - Krilo u izometriji pri napadnom kutu 1°

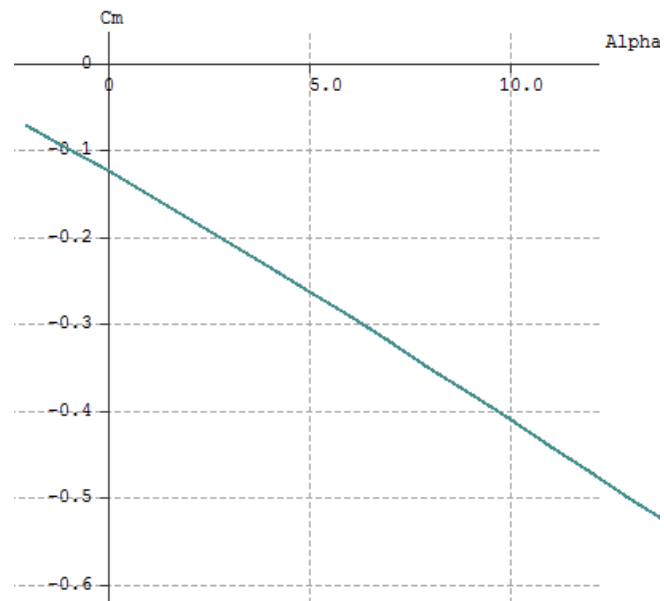
Iterativnim procesom analize u softveru XFLR5 i nakon strukturalnih razmatranja dobivene su sljedeće, konačne karakteristike krila:

Raspon krila	1,74m
Tetiva krila	0,125m
Srednja aerodinamička tetiva	0,121m
Površina krila	0,208m ²
Aspektni odnos	14,573
Opterećenje krila (projektno)	19,132 kg/m ²
Dihedralni kut	3°
Korijenski aeroprofil	Roncz 1082
Vršni aeroprofil	Roncz 1082T
Aeroprofil terminizona	NACA 0016, modificiran
Geometrijsko vitoperenje	-1°

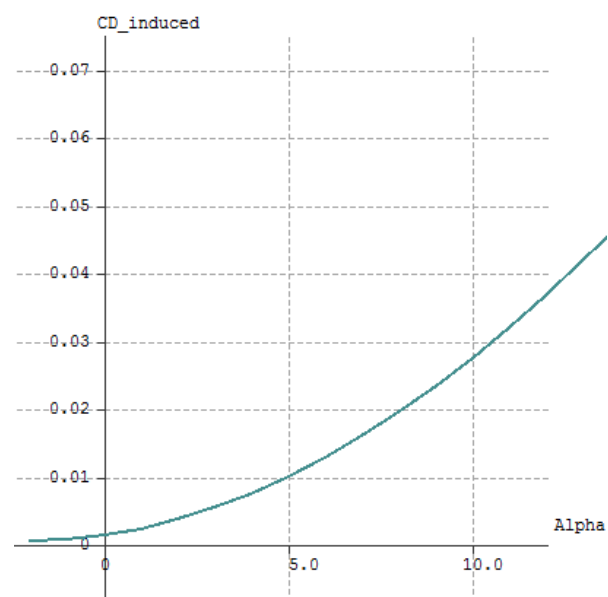
Izvršena je analiza metodom vrtložne rešetke, koja ne uzima u obzir viskoznost, stoga je zanemarena linearnost krivulje iznad napadnog kuta 10°. Taj napadni kut je približno jednak napadnom kutu sloma uzgona na vrlo malim Reynoldsovim brojevima kod 2D analize aeroprofila krila u softveru *Xfoil*. Rezultati su prikazani u slikama 6-8.



Slika 6 - krivulja uzgona krila, XFLR5



Slika 7 - Krivulja momenta krila, XFLR5



Slika 8 - Krivulja induciranog otpora krila, XFLR5

2.2.2. Dimenzioniranje kanarda

Kod dimenzioniranja kanarda je potrebno voditi računa prvenstveno o longitudinalnoj stabilnosti letjelice.

Neutralna točka

Položaj težišta izuzetno bitan kod svih zrakoplova, a osobito kod kanard konfiguracije. Neutralna točka jest onaj položaj težišta pri kojem nagib krivulje momenta $C_{m\alpha}$ postane jednak nuli. Letjelica tada postaje indiferentna, tj. nakon poremećaja sustava nema momenta stabilizacije ni destabilizacije.

Bez sustava elektroničke stabilizacije takvo stanje je izuzetno nepoželjno. Stoga, kako bi se izbjegao smještaj težišta u neutralnu točku ili iza nje, potrebno je znati njen položaj. Prema Gudmundssonu [1], za kanard konfiguraciju položaj neutralne točke može se odrediti kada se izraz (3) izjednači sa nulom, ili se može izraziti u postotku srednje aerodinamičke tetive:

$$\frac{h_n}{C_{MGC}} = \frac{(l_{CW} - h_{AC}) S_C \cdot C_{L\alpha_C} + S \cdot \left(C_{m\alpha_{AC}} - \frac{h_{AC}}{C_{MGC}} C_{L\alpha_W} \right)}{S \cdot C_{L\alpha_W} + S_C \cdot C_{L\alpha_C}} \quad (4)$$

Za letjelicu SOVA, referentni datum je prednji brid korijena krila. Iz softvera *XFLR5* dobiven je položaj neutralne točke **0,09m** ispred datuma, gledano u smjeru leta. To ostavlja najveći dio trupa za smještaj opreme i baterija. Planirana je statička margina od 5%, što znači da je stražnja granica položaja težišta ograničena na **0,1m** ispred datuma.

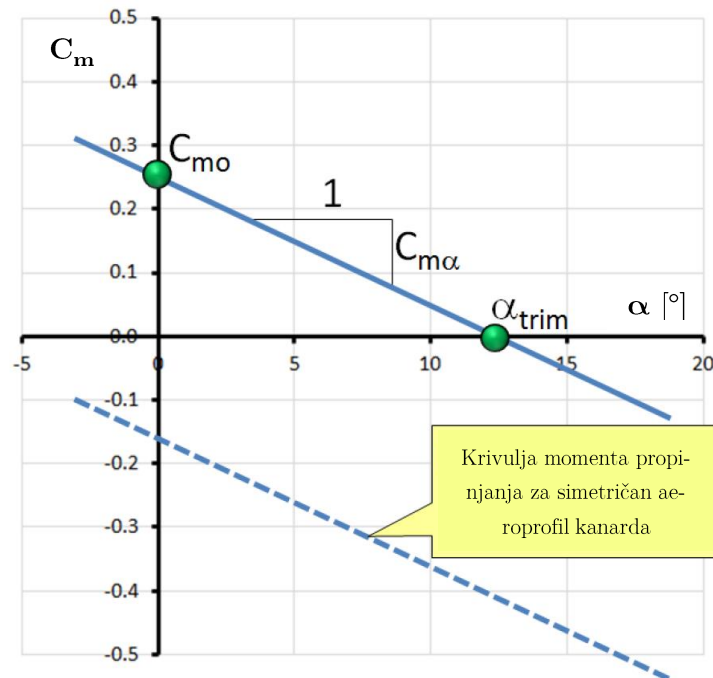
U završnim fazama testiranja, planirano je letenje letjelice sa postupnim smanjenjem statičke margine i oslanjanjem na elektroničku stabilizaciju.

Ravnotežni režim

Kao što je već spomenuto, uvjet $C_{m\alpha} < 0$ mora vrijediti kako bi se postigla statička longitudinalna stabilnost, no to nije dovoljno.

Isprekidana linija na slici 7 predstavlja hipotetsku stabilnu konfiguraciju, ali isto tako i kanard koji ne stvara dovoljnu količinu uzgona u odnosu na krilo. Točka nultog momenta propinjanja je stoga, za neutralan položaj elevatora, u domeni negativnih napadnih kutova. [1]

Ključno je translirati krivulju tako da siječe pozitivne osi $C_m - \alpha$ dijagrama, ali da koeficijent smjera pravca ($C_{m\alpha}$) ostane i dalje u dovoljnoj mjeri negativan (puna crta na slici 9).



Slika 9 - Krivulja momenta propinjanja za kanard konfiguraciju, općenito [1]

Kako bi se krivulja momenta translirala potrebno se vratiti na izraz (2), u koji je uvršten i doprinos kormila dubine prema [1]:

$$C_{m0} + C_{m\delta_e} \cdot \delta_e = C_{m0_{AC}} - \frac{C_{m0_W}}{C_{MGC}} + \frac{S_C \cdot l_C}{C_{MGC} \cdot S} \cdot C_{L0_C} + C_{m\delta_e} \cdot \delta_e \quad (5)$$

Dodatno, potrebno je imati na umu da promjena varijabli u izrazu (5) može utjecati na nagib krivulje, tj. na $C_{m\alpha}$, što je vidljivo u izrazu (3), ponovljenom ovdje:

$$C_{m\alpha} = V_c \cdot C_{L\alpha_c} + C_{m\alpha_{AC}} - \frac{(h_{AC} + h)}{C_{MGC}} C_{L\alpha_w}$$

Konkretno, prema [1] postoji nekoliko načina za postizanje translacije krivulje iz slike 7:

1. Djelovanje na volumen kanarda, V_c , definiran izrazom:

$$V_c = \frac{S_C \cdot l_C}{S \cdot C_{MGC}} \quad (6)$$

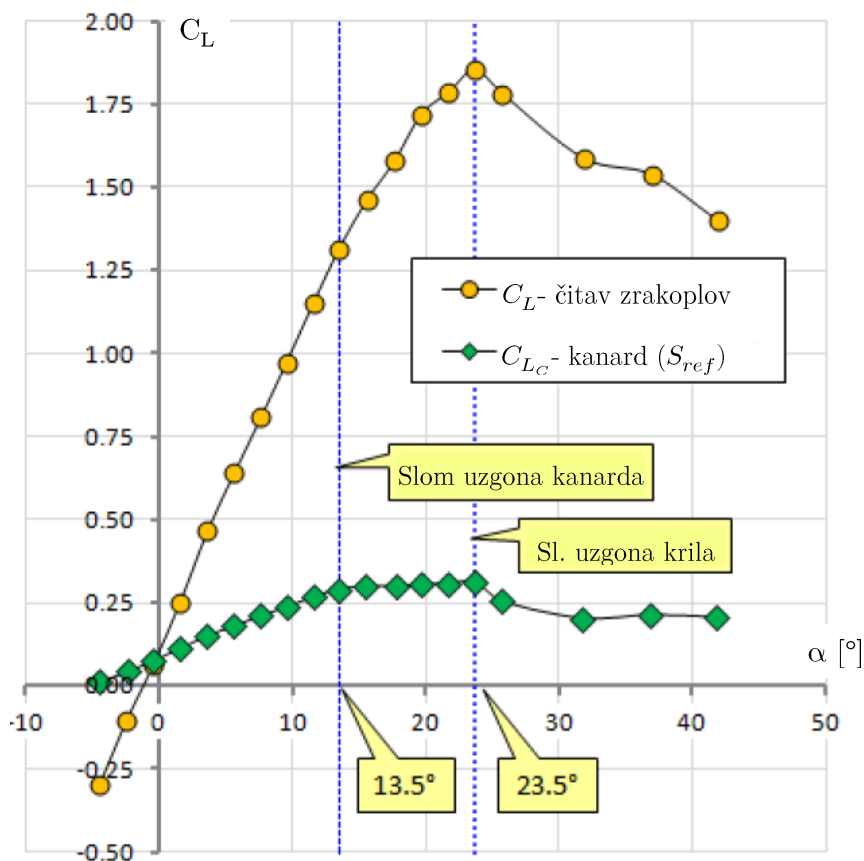
- Povećanje površine i/ili kraka kanarda djeluje pozitivno na translaciju krivulje, uz uvjet da je $C_{L_{0C}} > 0$ (što se postiže zakrivljenim aeroprofilom kanarda ili pozitivnim kutom ugradnje).
2. Djelovanje na koeficijent uzgona kanarda $C_{L_{0C}}$ na napadnom kutu $\alpha = 0^\circ$
 - Na $C_{L_{0C}}$ djeluje kut ugradnje kanarda i geometrija samog aeroprofila kanarda.
 3. Djelovanje na doprinos otklona kormila dubine $C_{m\delta_e} \cdot \delta_e$
 - Potrebno je uzeti u obzir sve faze leta. Idealno, pri projektnoj masi i položaju težišta, otklon kormila dubine jest $\delta_e = 0$.
 4. Djelovanje na nagib krivulje uzgona kanarda $C_{L\alpha_c}$
 - Kod već odabranog aeroprofila kanarda djelovanje na $C_{L\alpha_c}$ moguće je preko aspektnog odnosa kanarda.
 - Djeluje se na nagib krivulje, povećanje AR destabilizira, a smanjenje stabilizira. Međutim, uz to je potrebno djelovati i na varijablu C_{m0} .

Ograničenje maksimalnog napadnog kuta

Jedna od glavnih prednosti kanard konfiguracije jest mogućnost aerodinamičkog ograničenja maksimalnog napadnog kuta. To se postiže tako da se osigura da je kritični napadni kut kanarda manji od kritičnog napadnog kuta krila, ali i da se kanard prihvatljivo ponaša kod dostizanja svog kritičnog napadnog kuta. U fazi projektiranja važno je pažljivo odabrati aeroprofil, aspektni odnos kanarda, kut ugradnje, kut strijele kanarda i njegovo suženje. Pri tome Gudmundsson navodi neke smjernice [1]:

1. Aeroprofil kanarda mora imat benigno, blago ponašanje oko kritičnog napadnog kuta α_{kr_c} . Grafički, to znači veliki radijus maksimuma krivulje uzgona kanarda. Vrlo nagli gubitak uzgona znači vrlo naglo propadanje nosa letjelice kod postizanja α_{kr_c} , što je krajnje nepoželjno. Takvi aeroprofilu su uglavnom vrlo zakrivljeni. Dodatna prednost takvih aeroprofila je relativno visoka vrijednost koeficijenta uzgona pri nultom napadnom kutu C_{L0} .
2. Aspektni odnos (AR) kanarda djeluje na njegov kritični napadni kut. Visoki AR smanjuje vrijednost α_{kr_c} , dok nizak AR povećava α_{kr_c} . Visoki AR također osigurava strmiju krivulju uzgona od niskog AR-a, što znači da kanard sa visokim AR-om može biti manji i/ili ugrađen pod manjim kutom.
3. Visoki AR uvjetuje kratku tetivu, a kratka tetiva uvjetuje nizak Reynoldsov broj. To može biti potencijalni izvor problema u ponašanju pri malim brzinama i narušiti oblik krivulje o kojoj ovisi sigurnost dizajna. Dodatno, kratke tetive su vrlo osjetljive na površinske neravnine i nečistoće - kao što su kukci, kapi kiše, blato itd. **Poželjno je stoga imati neki oblik upravljanja graničnim slojem.**
4. Kut ugradnje (postavni kut) je jedan od glavnih alata za precizno podešavanje kuta kada će kanard dostići α_{kr_c} u odnosu na krilo.
5. Kut strijele i suženje djeluju slično kao smanjenje AR-a, sa negativnom posljedicom da se početak odvajanja graničnog sloja seli prema vrhovima kanarda, tj. da se progresivnost gubitka uzgona smanjuje. Potreban je velik oprez pri dodavanju ovih svojstava kanardu.

Na slici 10 prikazane su krivulje uzgona zrakoplova *Rutan VariEZ*. Vidljivo je da kod kanarda na napadnom kutu od 13.5° počinje vrlo blagi slom uzgona, koji traje sljedećih 10° napadnog kuta. Budući da je u tom rasponu nagib krivulje C_{LC} reduciran, ali još uvijek pozitivan, to rezultira postupnim i kontroliranim smanjenjem napadnog kuta, tj. spuštanjem nosa zrakoplova.



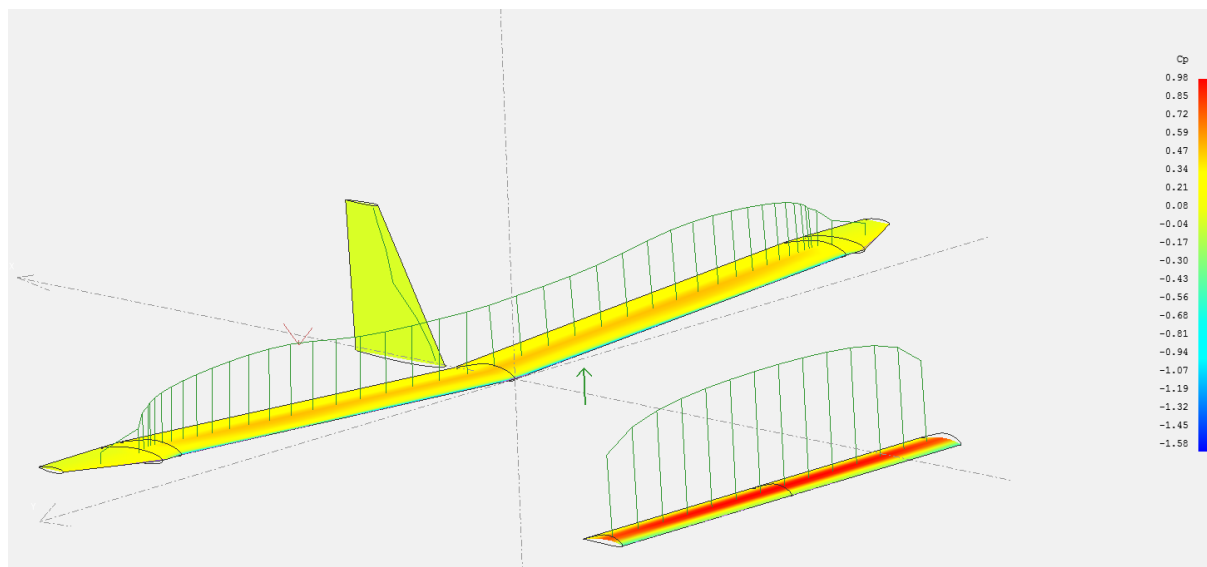
Slika 10 - Krivulje uzgona zrakoplova *Rutan VariEZ* [1]

Ovakvo ponašanje sprega kanard - kila vrlo je poželjno te je bilo jedan od primarnih zadataka prilikom dizajna i konstrukcije letjelice SOVA.

Nakon nekoliko iteracija, dobiven je spreg kanard-krilo željenih karakteristika, a dimenzije kanarda su sljedeće:

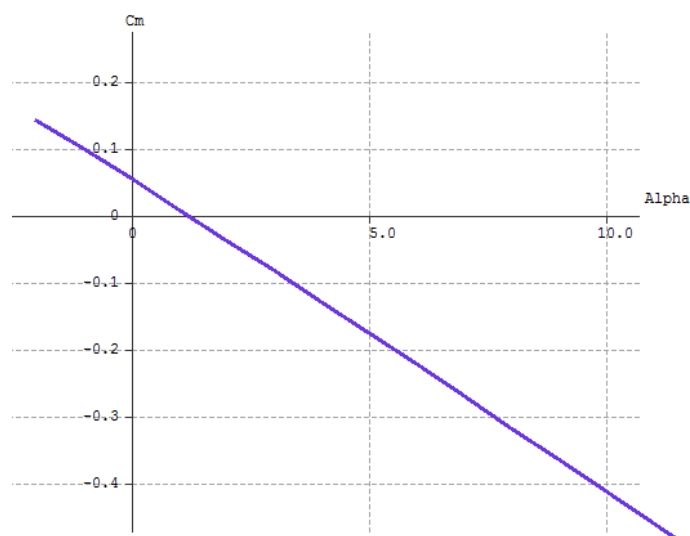
Raspon kanarda	0,71m
Tetiva kanarda	0,08m
Površina kanarda	0,06m ²
Aspektni odnos	8,9
Dihedralni kut	0°
Korijenski aeroprofil	Roncz 1046
Vršni aeroprofil	Roncz 1046
Geometrijsko vitoperenje	0°

Spreg je prikazan na slici 11:



Slika 11 - Distribucija uzgona i tlaka na spregu kanard - krilo

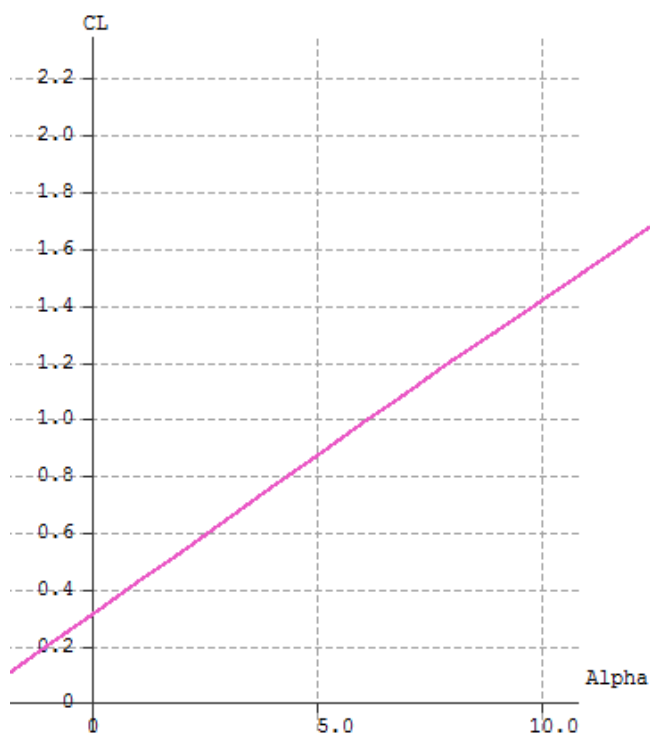
Iz softvera XFLR5 dobivena je sljedeća, ukupna krivulja momenta:



Slika 12 - Krivulja momenta za spreg kanard - krilo

Iz rezultata je vidljiva optimizacija za krstarenje na malim napadnim kutovima. Sa otklonom kormila dubine $\delta_e = 0$. Napadni kut nultog momenta, tj. napadni kut krstarenja iznosi 1.25° .

Specifičnost konstrukcije letjelice SOVA jest mogućnost vrlo jednostavne promjene postavnog kuta kanarda i raspona otklona kormila dubine, kao i nultog položaja kormila. Navedeno otežava konstrukciju, no učinjeno je u svrhu veće slobode kod eksperimentalnog istraživanja.



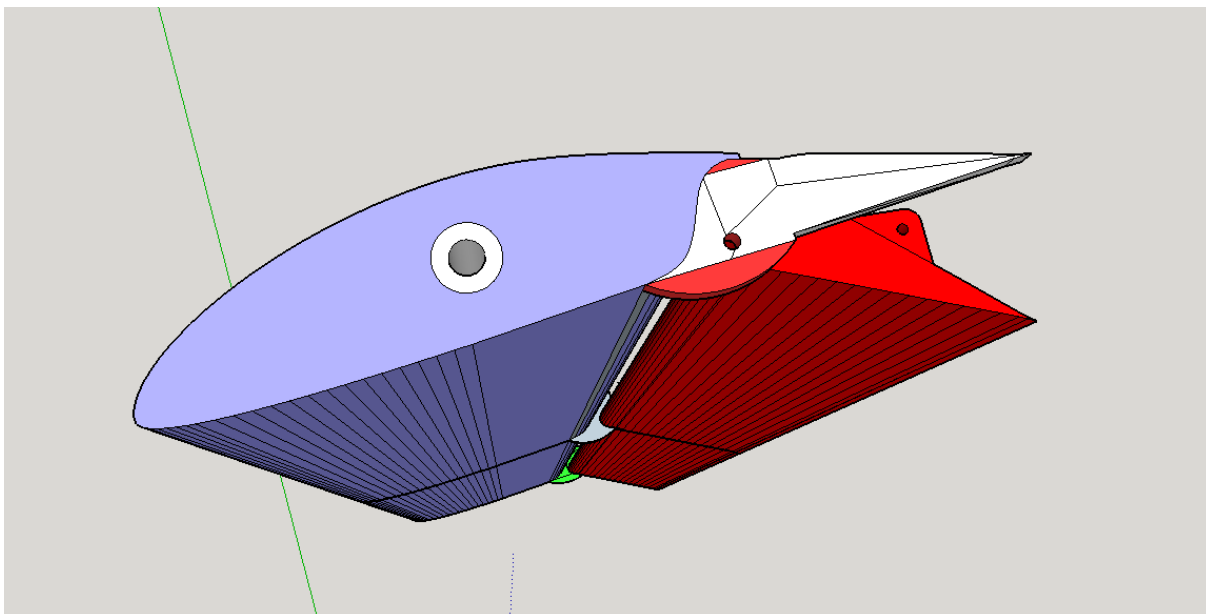
Slika 13 - Krivulja uzgona za spreg kanard - krilo

Eksperimentalan pristup

Nakon preliminarnih testiranja utvrđeni su problemi vezani uz longitudinalnu stabilnost i upravljivost. Naime zbog izuzetno malih Reynoldsovih brojeva koji su značajno ispod onih za koje je dizajniran aeroprofil kanarda, prvobitni sustav sa potpuno pomičnim kanardima (engl. *all-movable*) se pokazao kao krajnje nedjelotvoran.

Uz navedeno, aeroprofil kanarda je dizajniran da bude laminarnog tipa, što znači da je izuzetno lako odvojiti granični sloj.

Kao odgovor na te probleme, odlučeno je na kanarde dodati kormilo dubine u obliku zakrilca s procjepom. Naravno, takva konfiguracija značajno mijenja prethodne krivulje uzgona i momenta. Kako softver XFLR5 nije namijenjen za rad s takvim oblicima uzgonskih površina, nije bilo moguće računalno ni računski odrediti potrebne karakteristike (krivulje uzgona, momenta i otpora) novih kanarda. Za korišteni aeroprofil nema dostupnih podataka iz aerotunela, stoga je bio potreban eksperimentalan pristup. Modificirani kanard vidljiv je na slici 14:



Slika 14 - 3D model sklopa kanard - elevator

U nedostatku aerotunela i u svrhu očuvanja letjelice odlučeno je izvršiti testove na vozilu u struji zraka. Izrađen je kardanski ovjes sa 4 stupnja slobode (rotacija oko glavnih osi letjelice te translacija po Z-osi letjelice) od 3D printane PLA plastike i kugličnih ležajeva. Hvatište na letjelici je pomično, u svrhu ispitivanja raspona položaja težišta. Vidljivo na slici 15:



Slika 15 - Letjelica SOVA ovješena na kardanskom ovjesu

Proces eksperimentalnog testiranja na vozilu imao je svrhu utvrditi vrijednost tri varijable iz poglavlja 2.2:

- Postavni kut kanarda
- Iskoristivi raspon težišta, neutralnu točku
- Potrebne granice otklona kormila dubine

Zbog jednostavnosti konstrukcije krilca s procjepom kao kormila dubine, otklon u negativnu stranu je ograničen. Stoga, kanard je postavljen pod relativno malim kutom ugradnje - približno onome od krila, ali nulti položaj kormila dubine je značajno spušten, čime se postigao efekt pozitivnog kuta ugradnje.

3 Procjena performansi

U ovom poglavlju izvršit će se preliminarni proračun osnovnih performansi letjelice. Zbog oslanjanja na softver OpenVSP i XFLR5, vrlo je upitna točnost proračuna - stoga oni služe kao uvod i referenca za ispitivanje u letu.

3.1 Proračun otpora

3.1.1. Parazitni otpor

Softver XFLR5 je alat projektne aerodinamike, međutim model viskoznosti koji koristi je vrlo rudimentarna aproksimacija koja u većini slučajeva krivo konvergira ili ne konvergira uopće. Stoga, za proračun parazitnog otpora u [3] nalazimo sljedeće:

$$C_D = C_{Df} + C_{Dw} + C_{Db} \quad (7)$$

Pri čemu je:

C_{Df} koeficijent otpora nastalog zbog trenja zraka po površini letjelice

C_{Dw} koeficijent rezultante u pravcu aerodinamičke brzine od sila tlaka okomitih na sve dijelove površine

C_{Db} koeficijent otpora dna koji nastaje zbog podtlaka iza dijelova letjelice

C_{Dw} i C_{Db} su zbog vrlo malih brzina zanemarivog utjecaja, stoga neće biti dalje razmatrani.

C_{Df} je definiran:

$$C_{Df} = \frac{S_{wet}}{S_{ref}} \cdot c_f \quad (8)$$

Pri čemu je:

c_f koeficijent trenja u 2D strujanju

S_{wet} kvašena površina letjelice

S_{ref} referentna površina letjelice (površina krila)

c_f ovisi o tome je li strujanje laminarno ili turbulentno:

Za laminarno strujanje $Re < 10^5$ vrijedi:

$$c_{fl} = \frac{1.3}{\sqrt{Re}} \quad (9)$$

Za turbulentno strujanje $Re > 10^6$ vrijedi Schlichtingova formula:

$$c_{ft} = \frac{3.91}{(\ln Re)^{2.58}} \quad (10)$$

Za prijelazni oblik strujanja $3.5 \cdot 10^5 < Re < 10^6$ vrijedi:

$$c_f = \frac{1.3}{\sqrt{Re}} \sqrt{\bar{l}_t} + \frac{3.91}{(\ln Re)^{2.58}} (1 - \bar{l}_t^{0.8}) \quad (11)$$

Pri čemu je \bar{l}_t točka prijelaza strujanja iz laminarnog u turbulentno.

Zbog toga što površine nemaju uniforman raspored tlaka kao što bi imale npr. ravne površine, bitno se mijenja otpor trenja. Stoga:

$$C_f = F_F \cdot F_S \cdot c_f \quad (12)$$

Pri čemu je F_F koeficijent oblika opstrujavane površine, F_S koeficijent prelaska 2D u 3D strujanje. F_F i F_S imaju razne vrijednosti ovisno o eksperimentalnim podacima.

Općenito:

Za uzgonske površine u podzvučnom strujanju:

$$F_F = \left(1 + \frac{0.6t}{\bar{x}_t} + 100t^4 \right) \quad (13)$$

$$F_S = \cos \Lambda_t^{0.28} \quad (14)$$

Gdje je $\bar{x}_t = \frac{x_t}{c}$ položaj najdebljeg dijela aeroprofila na tetivi, a $t = \frac{t}{c}$ omjer debljine i tetive aeroprofila.

Za trup:

$$F_S \cdot F_F = 1 + \frac{60}{f^3} + \frac{f}{400} \quad (15)$$

Pri čemu je f vitkost tijela.

Za nosače motora:

$$F_S \cdot F_F = 1 + \frac{0.35}{f} \quad (16)$$

Ovu analizu je potrebno izvršiti te dobiti C_f za svaki pojedini dio letjelice te ih sumirati.

Konačno, koeficijent otpora trenja letjelice:

$$C_{Df} = \sum_c \left(C_f \cdot Q \cdot \frac{S_{wet}}{S_{ref}} \right)_c \quad (17)$$

Q je koeficijent interferencije.

Za analizu parazitnog otpora letjelicu SOVA korišten je softver OpenVSP, koji koristi korake navedene u ovom poglavlju za procjenu parazitnog otpora.

Parasite Drag													
Component	S_wet (m²)	Group	FF Equation	FF	L_ref (m)	t/c or dl	Re (1e6)	% Lam	C_f (1e-3)	Q	f (m²)	C_D	% Total
(+) glkrilo	0.41	SELF	Schemensky	1.32	0.120	0.180	0.21	0.0	7.22	1.00	0.0039	0.01898	40.38
(+) [B] TransportFuse	0.31	SELF	Shevell	1.16	0.924	0.139	1.62	0.0	4.91	1.00	0.0018	0.00856	18.21
(+) kanard	0.11	SELF	Schemensky	1.40	0.080	0.181	0.14	0.0	7.85	1.00	0.0012	0.00591	12.57
(+) rep	0.06	SELF	DATCOM	1.41	0.131	0.150	0.23	0.0	7.09	1.00	0.0006	0.00271	5.76
Excrescence		Type	Input										
EXCRES_0	% of CD_Geom	30.00000											
											0.0022	0.01085	23.08
											f (m²)	C_D	% Total
Geom:											0.0074	0.03616	76.9
Exces:											0.0022	0.01085	23.1
Total:											0.0096	0.04701	100.0

Slika 16 - Sučelje softvera OpenVSP za proračun parazitnog otpora

Zbog jednostavnosti proračuna i dobivanja najveće moguće teoretske vrijednosti otpora, pretpostavljena je točka tranzicije laminarnog u turbulentni sloj $\bar{l}_t = 0$, tj. opstrujavanje preko čitave površine se smatra turbulentnim. Posljedično, za izračun koeficijenta c_f korištena je Schlichtingova formula - izraz (10).

Primjer izračuna za jednu od brzina naveden je u tablici 1:

Komponenta	$S_{wet}[m^2]$	$F_F F_S$	$l_{ref}[m]$	t	$Re (10^5)$	l_t	c_f	Q	C_{Df}	%
Krila	0,41	1,32	0,120	0,180	1,05	0	0,00835	1	0,02196	40,6
Trup	0,31	1,16	0,924	0,139	8,10	0	0,00556	1	0,00969	17,9
Kanardi	0,11	1,40	0,080	0,181	0,70	0	0,00913	1	0,00687	12,7
Rep	0,06	1,41	0,131	0,150	1,15	0	0,00819	1	0,00313	5,78
Dodatno	/	/	/	/	/	/	/	/	0,01249	23,1
Ukupno									0,05414	

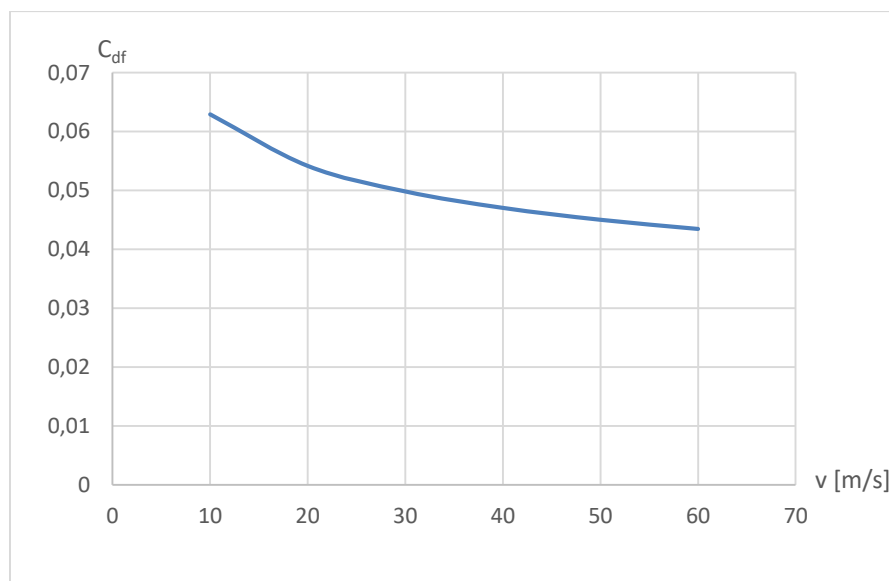
Tablica 1 - Proračun parazitnog otpora pri brzini 20 m/s

Na ukupan iznos za sve elemente letjelice (krila, trup, kanardi, vertikalni rep) dodano je procijenjenih 30% za otpor podvozja, nosača motora, elisa, Pitot cijevi, kamere i ostalih aerodinamičkih nesavršenosti.

Istim postupkom proveden je proračun za raspon brzina leta:

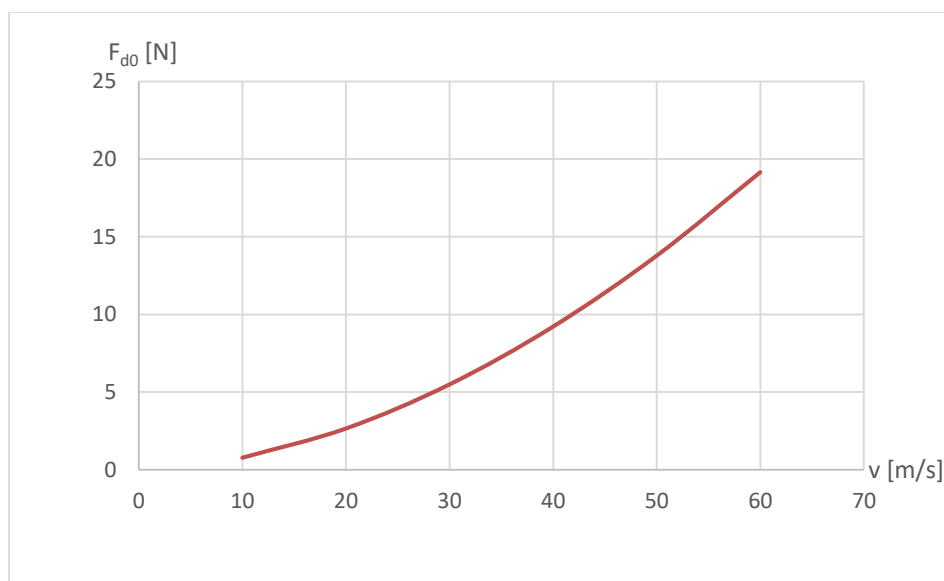
$v [m/s]$	$S_{ref}[m^2]$	C_{Df}	$q [Pa]$	$F_{D0} [N]$
10	0,2	0,0629	61,25	0,77
20	0,2	0,05414	245,00	2,65
30	0,2	0,0498	551,25	5,49
40	0,2	0,04701	980,00	9,21
50	0,2	0,04499	1531,25	13,78
60	0,2	0,04343	2205,00	19,15

Tablica 2 - Proračun parazitnog otpora za razne brzine leta



Slika 17 - Odnos koeficijenta otpora C_{Df} i brzine leta

Grafički, ponašanje koeficijenta C_{Df} prikazano je na slici 17. Razlog smanjenja jest povećanje Re brojeva kod povećanja brzine opstrujavanja preko iste geometrije.



Slika 18 - Prikaz odnosa sile parazitnog otpora i brzine

3.1.2. Inducirani otpor

Zrakoplovi stvaraju uzgon zbog reakcije zraka na uzgonsku površinu. Za reakciju je potrebna akcija - djelovanje na zrak. Aerodini općenito djeluju na zrak tako što mijenjaju smjer i brzinu struje zraka koja silazi sa uzgonske površine. Taj proces se zove vertikalno ispiranje (engl. *Downwash*). Inducirani otpor je komponenta sile, paralelna sa strujom zraka, koja nastaje uslijed stvaranja aerodinamičke sile na uzgonskoj površini. Što je veća brzina vertikalnog ispiranja u odnosu na struju zraka, to je veći kut skretanja struje zraka, a time i inducirani otpor. [4]

Inducirani otpor je kao sila prema [4] definiran izrazom:

$$F_{di} = \frac{F_L^2}{q \cdot b^2 \cdot \pi} \quad (18)$$

Pri čemu je

F_L sila uzgona

q dinamički tlak

b raspon krila

U obliku koeficijenata izraz prema [5] glasi:

$$C_{di} = \frac{C_L^2}{\pi \cdot e \cdot AR} \quad (19)$$

Pri čemu je

C_L koeficijent uzgona

e Oswaldov koeficijent učinkovitosti

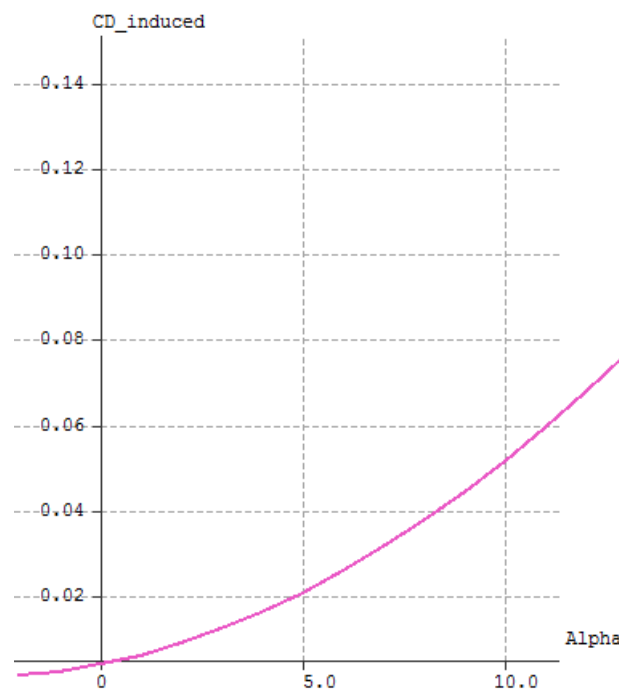
$AR = \frac{b^2}{S}$ aspektni odnos krila

Zanimljivost je da prema [4] sila inducirano g otpora ne ovisi o aspektnom odnosu, već isključivo o rasponu krila. Površina krila, prema izrazu (18) nema ulogu u sili inducirano g otpora.

Za isti raspon krila i istu brzinu leta, smanjenje tetive (a posljedično i površine krila) u svrhu povećanja aspektnog odnosa uvjetuje stvaranje više uzgona, jer je površina manja.

Naravno, utjecaj površine je izuzetno značajan za parazitni otpor zrakoplova, a time i za ukupni otpor. Stoga vitko krilo (visoki aspektni odnos) predstavlja put prema minimumu obje vrste otpora. Drugim riječima, ukoliko čvrstoća konstrukcije i ostali praktični uvjeti to dozvoljavaju, potrebnu površinu krila za let valja postići sa što većim rasponom i što manjom tetivom. [4]

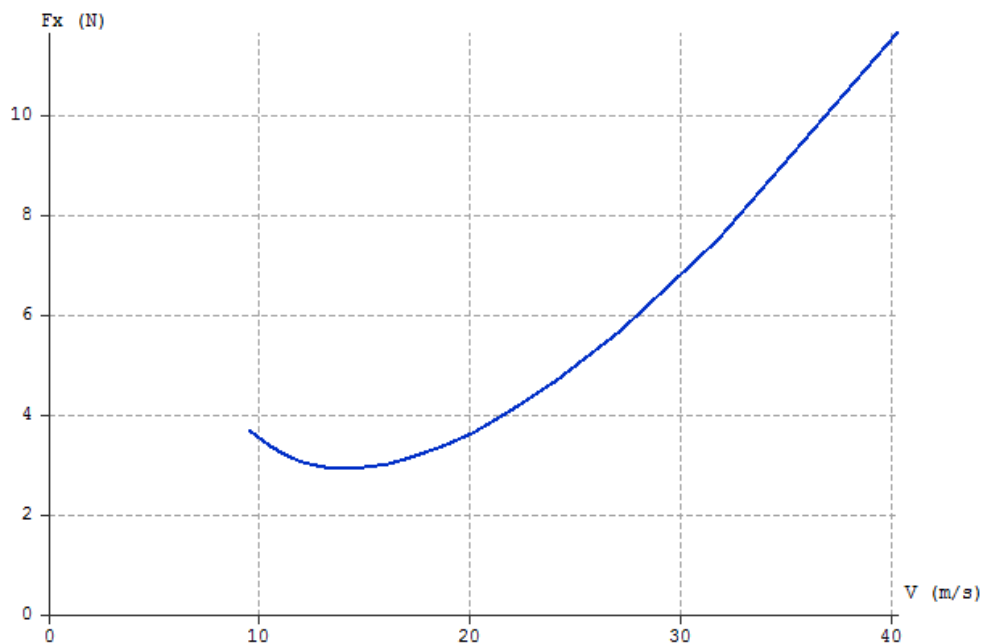
Za letjelicu SOVA ukupan koeficijent inducirano g otpora dobiven je metodom vrtložne rešetke u softveru XFRL5 i prikazan je na slici 19:



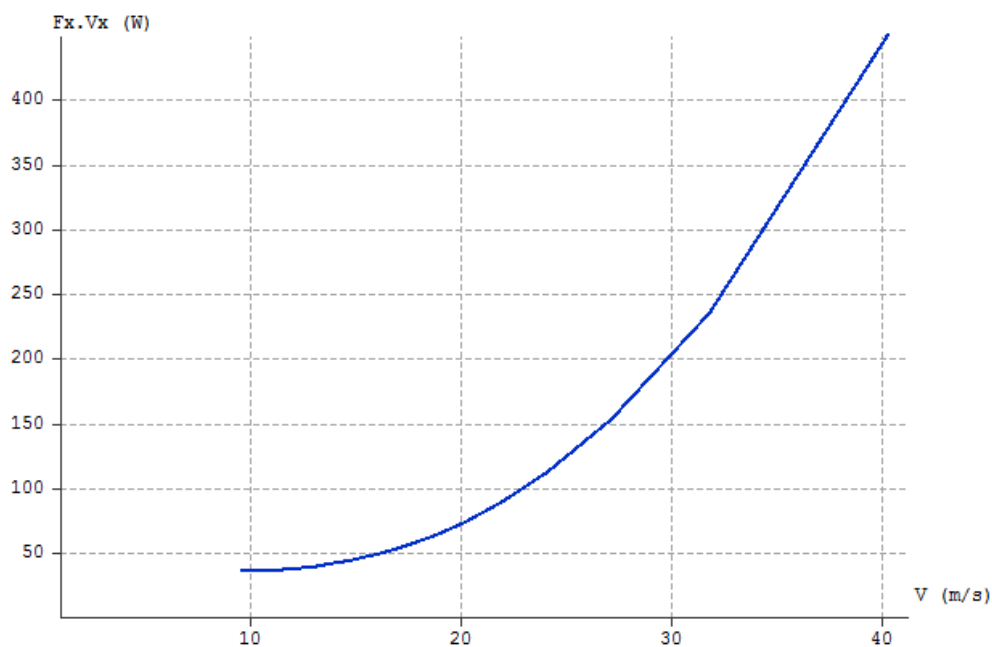
Slika 19 - Koeficijent inducirano g otpora u ovisnosti o napadnom kutu

3.1.3. Ukupan otpor

Kada se zbroje koeficijenti otpora C_{di} i C_{Df} te kad se uvrste u izraz za aerodinamičku silu, dobivaju se sljedeće krivulje:



Slika 20 - Sila otpora F_D pri standardnim uvjetima u ovisnosti o brzini



Slika 21 - Snaga potrebna za let u ovisnosti o brzinama leta pri standardnim uvjetima

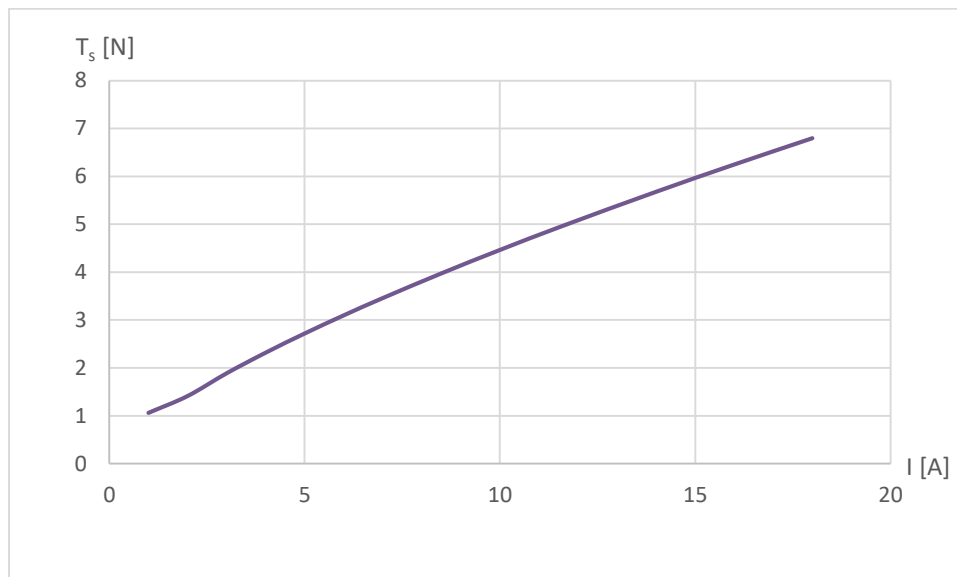
3.1.4. Pogonska grupa

Pogonsku grupu čine 2 beskontaktna motora na istosmjernu struju (engl. *brushless DC outrunner*). Nazivne snage 210 W i karakteristike 1000 kV (1000 okretaja neopterećenog motora po voltu ulazne struje). Za elise su odabrane APC E 10x7. Mjerenja statičkog potiska dala su rezultate koji su aproksimirani izrazom:

$$T_s = 87,53 \cdot I^{0,7157} \quad (20)$$

Pri čemu je I ulazna struja.

Grafički:



Slika 22 - Ovisnost statičkog potiska jednog motora o struji napajanja motora

Zbog elise fiksnog geometrijskog koraka, neizbježan je pad statičkog potiska sa porastom brzine leta. Zbog vrlo slične karakteristike pogonske grupe letjelici HUSZ TERN, empirijski izraz prema [6]:

$$T = -0,5 \cdot v + 25 \quad (21)$$

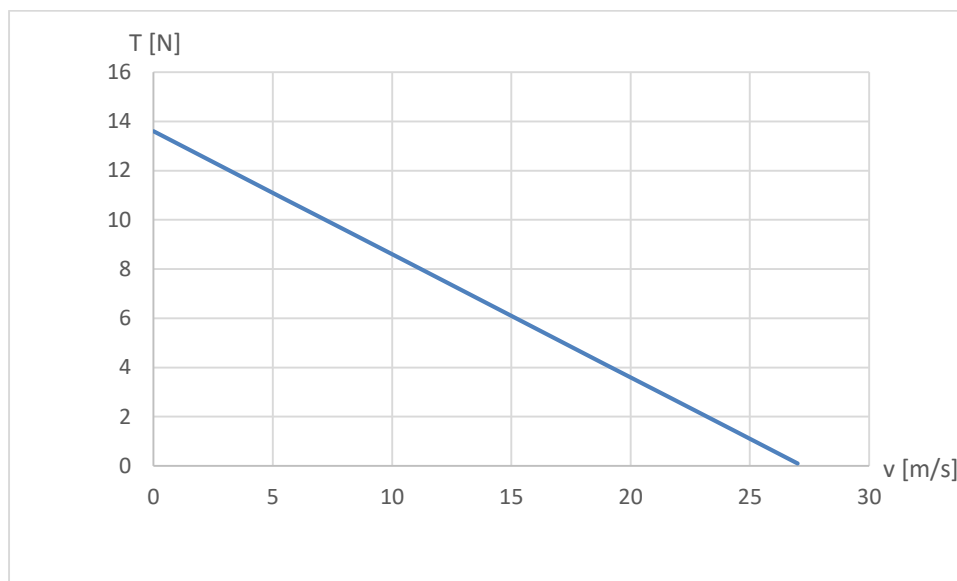
Promijenjen je u:

$$T = -0,5 \cdot v + 6,8 \quad (22)$$

Budući da se koriste dva motora:

$$T = -0,5 \cdot v + 13,6 \quad (23)$$

Grafički:



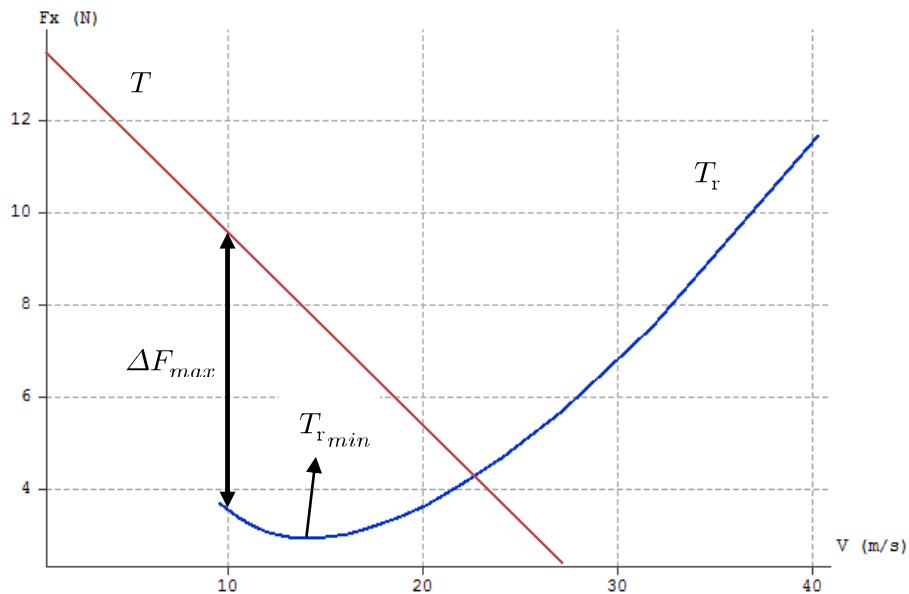
Slika 23 - Ovisnost sile potiska pogonske grupe o brzini leta

Važno je naglasiti da su zbog neadekvatne mjerne opreme podaci nepouzdati i aproksimativni. Stvarni oblik krivulje dobiti će se ispitivanjem u letu.

3.1.5. Performanse

Potisak

Kada se krivulja potrebnog potiska za horizontalan let T_r i raspoloživog potiska T smjeste na isti dijagram, dobiva se sljedeće:



Slika 24 - Odnos potrebnog i raspoloživog potiska za let

Iz slike 24 vidi se nekoliko stvari:

1. Zbog pretpostavljene karakteristike pogonske grupe brzina za maksimalan kut penjanja je ujedno i minimalna brzina zrakoplova za let u standardnim uvjetima. To nije siguran režim leta, ali, teoretski daje maksimalan višak potisne sile.

$$V_X = 10 \text{ m/s}$$

2. Minimum krivulje potrebnog potiska, točka T_{rmin} jest brzina maksimalnog doleta.

$$V_{BG} = 14 \text{ m/s}$$

3. Kut penjanja γ izvodi se iz izraza za potreban potisak u penjanju prema [3]:

$$\Delta F_{max} = F_D + F_G \cdot \sin(\gamma) \quad (24)$$

- Za slučaj kada je poznat višak potiska ΔF_{max} vrijedi:

$$\gamma = \sin^{-1} \left(\frac{\Delta F_{max} - F_D}{F_G} \right) \quad (25)$$

- Za uvjete sa slike 20, kut maksimalnog penjanja γ iznosi:

$$\gamma = 6,93^\circ$$

4. Maksimalna brzina prema dijagramu (sjecište dvaju krivulja) iznosi:

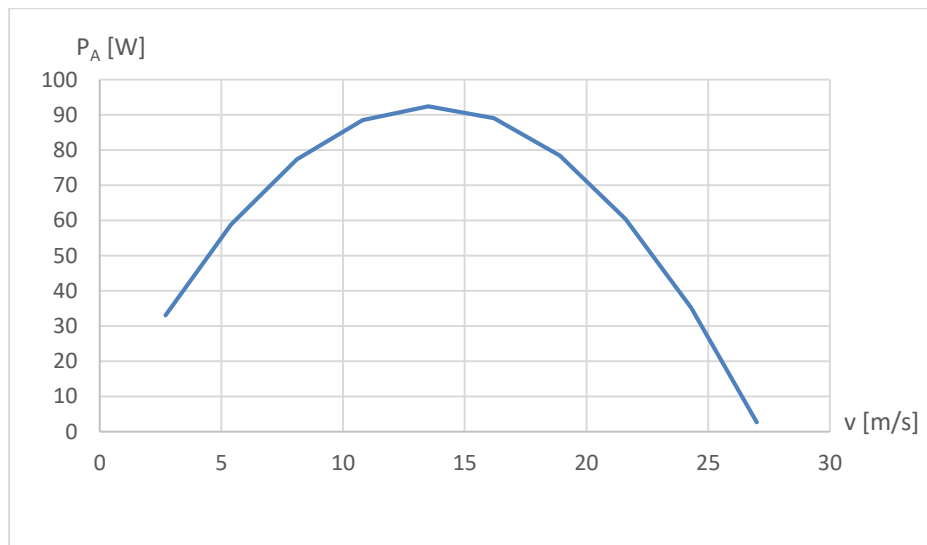
$$V_{MAX} = 23 \text{ m/s}$$

Snaga

Raspoloživa snaga za let, točnije umnožak

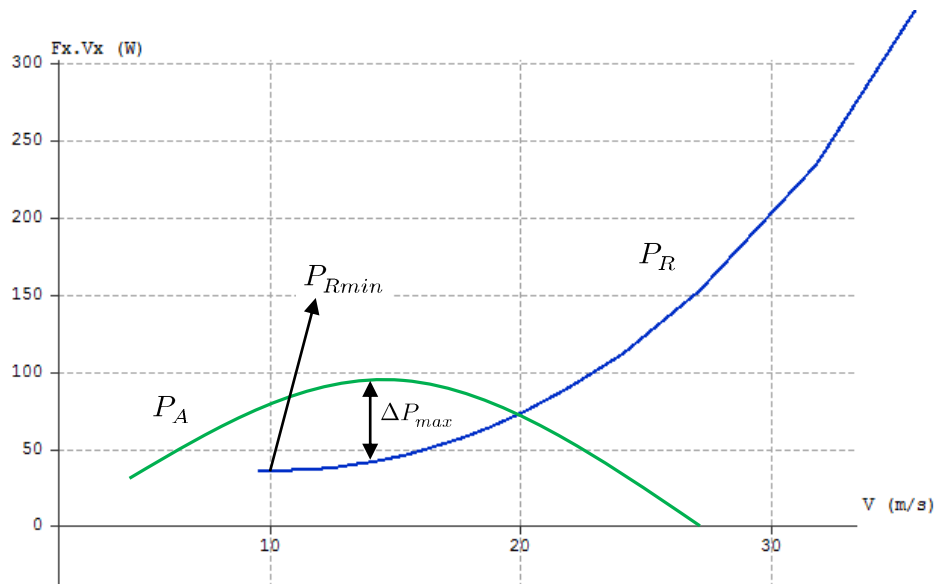
$$P_A = T \cdot v \quad (26)$$

prikazan je na slici:



Slika 25 - Odnos raspoložive snage i brzine leta

Kada se potrebna snaga i raspoloživa snaga za let prikažu na istom dijagramu, dobiva se:



Slika 26 - Odnos potrebne i raspoložive snage za let

Iz odnosa potrebne i raspoložive snage vidljivo je sljedeće:

1. Najveći višak snage ΔP_{max} postiže se na brzini:

$$V_Y = 14 \text{ m/s}$$

Višak snage potreban je kako bi letjelicu digao na veću visinu. Maksimalni višak snage predstavlja maksimalnu brzinu uzdizanja letjelice (engl. *rate of climb*)

2. Točka P_{Rmin} predstavlja minimalnu potrebnu snagu za let, a brzina pri kojoj se postiže minimalna potrebna snaga je ujedno i minimalna proračunata brzina letjelice. Ta brzina se naziva brzina minimalnog propadanja (engl. *minimum sink speed*):

$$V_{MS} = 10 \text{ m/s}$$

Komentar rezultata

Procijenjene performanse letjelice SOVA su za ugrađenu pogonsku grupu ispod očekivanja. Razlog tome jest nepoznato ponašanje pogonske grupe sa povećanjem brzine leta. Beskontaktni istosmjerni motori imaju veliki raspon brzine vrtnje koji ovisi o opterećenju, a opterećenje nije konstantno zbog povećanja brzine leta. Elisa također mijenja svoju

djelotvornost sa promjenom broja okretaja i sa promjenom brzine leta (koeficijenti C_T i C_P).

U praksi, ti će motori sa elisom fiksnog koraka držati stupanj napredovanja $J = \frac{v}{nD}$ do određene mjere, povećavajući svoju brzinu vrtnje kako se sa brzinom smanjuje efektivni napadni kut krakova elise. Stoga, zbog nedostatka mjerne opreme napravljena je aproksimacija za najgori slučaj performansi.

4 Ispitivanje

Ispitivanje na zemlji i u letu predstavlja najvažniji korak u početku života svake letjelice. To je potvrda i/ili korekcija svih proračuna koji su bili izvršeni prilikom projektiranja.

Sastoji se od nekoliko glavnih dijelova - testiranje na zemlji, prvi let, letovi širenja envelope leta (engl. *envelope expansion*), letovi ispitivanja stabilnosti, upravljivosti, prevučenog leta, kovita, te na posljepku evaluacija performansi. [7]

Za letjelicu SOVA u trenutku pisanja ovog rada nije bilo moguće izvršiti ispitivanje u letu. Izvršeno je testiranje na vozilu u struji zraka u svrhu određivanja položaja težišta i ispitivanja uzdužne stabilnosti. Izvršeno je i ispitivanje na zemlji (engl. *ground testing*) i posljedična revizija podvozja.

4.1 Ispitivanje na vozilu

Prilikom testiranja na vozilu sustav se sveo na tri varijable - položaj težišta, kut ugradnje kanarda i karakteristični položaji kormila dubine (neutralan i otklon u obje strane).

Zbog postizanja dovoljnih otklona komandi i zbog specifične konstrukcije kanarda odabrana je mala vrijednost kuta ugradnje, ali je neutralan položaj kanarda postavljen sa značajnim otklonom kormila dubine prema dolje, čime je postignut učinak velikog postavnog kuta. Vidljivo na slici 27:



Slika 27 - Ugrađeni kanard (crveno) + kormilo dubine (plavo)



Slika 28 - Testiranje na vozilu u struji zraka

Efektivno sveden na jednu varijablu, položaj težišta, sustav je bio ispitan počevši od procijenjene stražnje granice težišta prema prednjem djelu zrakoplova, u inkrementima.

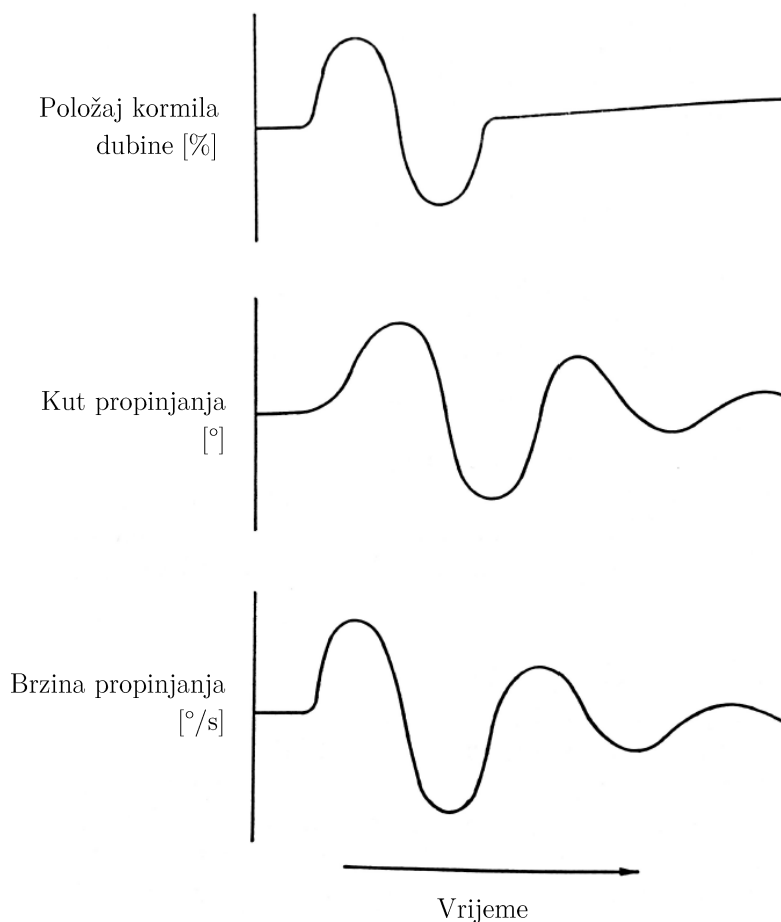
Položaj težišta	Udaljenost od prednjeg brida krila [cm]
1	12,1
2	13,05
3	13,75
4	14,35
5	14,85
6	15,55

Kvaliteta stabilnosti i upravljivosti inicijalno je bila određena povratnom vezom od pilota za upravljačkom stanicom:

Položaj težišta	Komentar
1	Upravljiv ali nestabilan, dobra djelotvornost komandi
2	Nestabilan, upravljiv
3	Nestabilan - indiferentan, neutralna točka, upravljiv
4	Blago stabilan, upravljiv
5	Stabilan, dobra djelotvornost komandi
6	Stabilan, dobro upravljiv, ne trza, testiranje krit. napadnog kuta OK

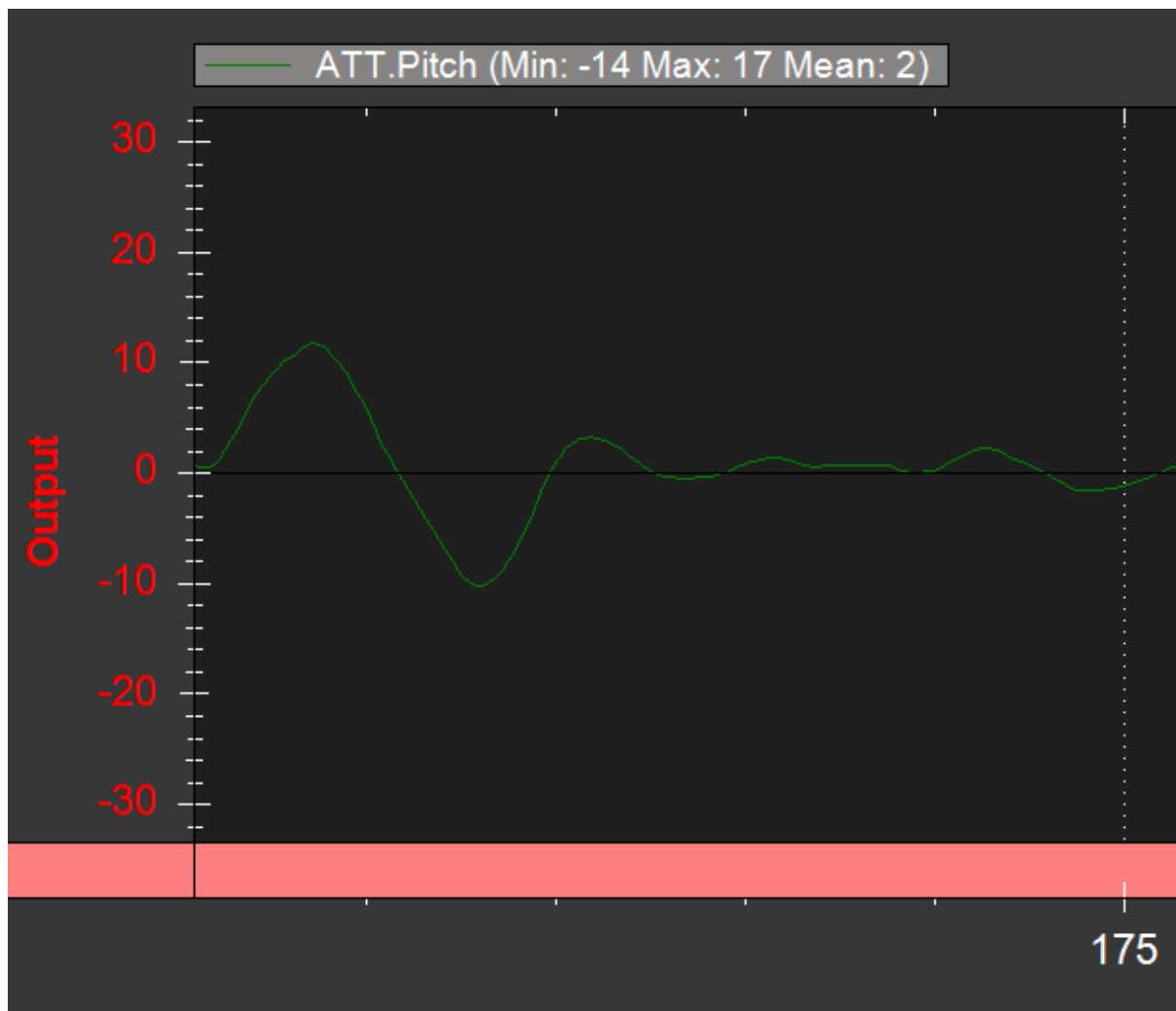
Tablica 3 - Povratna veza pilota u odnosu na položaj težišta

Metoda ispitivanja uzdužne stabilnosti bila je tzv. dublet. Za korištenje te metode potrebno je uspostaviti ravnotežan režim te djelovati na komandu dubine brzim otklonom u obje strane. Nakon toga valja vratiti komandu u neutralan položaj i pratiti odziv letjelice. Generički, metoda dubleta za stabilnu letjelicu prema [7] izgleda ovako:



Slika 29 - Metoda ispitivanja uzdužne stabilnosti "dublet" [7]

Stvarni dublet odziv kuta propinjanja za letjelicu SOVA za položaj težišta 6 prikazan je na slici 30:



Slika 30 - Odziv propinjanja letjelice SOVA u testiranju na vozilu

Pri čemu je na Y-osi dijagrama kut propinjanja u stupnjevima, a na X-osi broj linija zabilježenih podataka od strane inercijalne platforme u letjelici.

Vidljivo je vrlo dobro ponašanje letjelice, statička i dinamička longitudinalna stabilnost sa gotovo idealnim prigušenjem.

4.2 Ispitivanje na zemlji

Ispitivanja na zemlji pokazala su nekoliko problema. Izvorni koncept podvozja uključivao je neupravljivu, slobodno okrećuću nosnu nogu. Upravljanje se vršilo diferencijal-

nim potiskom. U testovima je zatrčavanje bilo zadovoljavajuće, ali protrčavanje sa minimalnom snagom je bilo potpuno nezadovoljavajuće. Stoga, napravljena je revizija podvozja. Ugrađena je upravljiva nosna noga i zadržana je mogućnost diferencijalnog potiska. Dodatna prednost te konfiguracije je dodavanje mase servo motora u nos zrakoplova, što pogoduje dobivenom smještaju težišta.

Za ispitivanja na zemlji napravljena je testna kartica po uzoru na [7]:

Ograničenja	Vjetar 5kt, 100% snage do 10s
Manevri:	
Voženje, zaustavljanje	
Voženje, zaokreti pri maloj brzini	
Voženje, zaokreti minimalnog radijusa	
Zatrčavanje, 30% snage, kontrola pravca	
Zatrčavanje, 50% snage, kontrola pravca	
Zatrčavanje, 75% snage, kontrola pravca	
Zatrčavanje 100% snage, kontrola pravca	
Zatrčavanje, 30% snage, proba rotacije	
Zatrčavanje, 50% snage, proba rotacije	

Ispitivanje na zemlji je nakon modifikacije pokazalo zadovoljavajuće ponašanje letjelice.

5 Zaključak

Dizajniranje zrakoplova vrlo je kompleksan pothvat. Potrebno je voditi računa o velikom broju varijabli od kojih većina ima međusoban utjecaj. Zrakoplov sa kanard konfiguracijom je značajno osjetljiviji na greške dizajnera od klasičnog zrakoplova. U procesu testiranja došlo je do brojnih problema koji su zahtijevali većinom sitne revizije dizajna.

U konačnici, dobivena je letjelica koja je aerodinamički stabilna i čije performanse nisu potpuna nepoznanica. No, kao i kod zrakoplova sa posadom, ispitivanje u letu predstavlja potvrdu i kvantifikaciju učinkovitosti i sigurnosti koncepta. To je sljedeći korak za letjelicu SOVA. Pretpostavka je autora da će letjelica u stvarnom letenju imati značajno bolje performanse od proračunatih.

Kao prijedlog za daljnji razvoj s gledišta konceptualnog dizajna predlaže se povećanje kanarda, kako bi se ispitala učinkovitost tzv. „čistog tandem krilo“ dizajna.

Kao prijedlog za evaluaciju performansi predlaže se ispitivanje letjelice na vrlo velikim visinama, kako bi se ispitaio utjecaj vrlo rijetke atmosfere na male aerodinamičke površine.

6 Popis literature

- [1] S. Gudmundsson, *General Aviation Aircraft Design*, Oxford: Elsevier, 2014.

- [2] A. H. Bowers, »On the Minimum Induced Drag of Wings,« NASA Dryden, Edwards, 2010.

- [3] S. Janaković, *Mehanika leta zrakoplova*, Zagreb: Fakultet strojarstva i brodogradnje, 2001.

- [4] J. Roncz, »Aerodynamics,« bilješke s predavanja, *EAA Airventure*, Oshkosh, 2011.

- [5] P. Kesić, *Osnove aerodinamike*, Zagreb: Fakultet strojarstva i brodogradnje, 2003.

- [6] HUSZ, »Rektorova nagrada: Projekt letjelice HUSZ TERN,«
http://www.unizg.hr/rektorova/upload/1_HUSZ%20Tern_Rektorova%20nagrada.pdf,
Zagreb, 2016.

- [7] V. Askue, *Flight testing homebuilt aircraft*, ASA, 2006.

7 Popis slika

Slika 1 - Letjelica SOVA modelirana unutar softvera OpenVSP.....	8
Slika 2 - Pogled na letjelicu iz sve tri osi.....	9
Slika 3 - Raspored sila i momenata u kanard konfiguraciji [1]	10
Slika 4 - Zvonolika (BSLD) i eliptična (ESLD) raspodjela uzgona [2].....	12
Slika 5 - Krilo u izometriji pri napadnom kutu 1°	12
Slika 6 - krivulja uzgona krila, XFLR5.....	13
Slika 7 - Krivulja momenta krila, XFLR5	14
Slika 8 - Krivulja induciranog otpora krila, XFLR5.....	14
Slika 9 - Krivulja momenta propinjanja za kanard konfiguraciju, općenito [1]	16
Slika 10 - Krivulje uzgona zrakoplova Rutan VariEZ [1]	19
Slika 11 - Distribucija uzgona i tlaka na spregu kanard - krilo.....	20
Slika 12 - Krivulja momenta za spreg kanard - krilo.....	21
Slika 13 - Krivulja uzgona za spreg kanard - krilo	22
Slika 14 - 3D model sklopa kanard - elevator	23
Slika 15 - Letjelica SOVA ovješena na kardanskom ovjesu.....	23
Slika 16 - Sučelje softvera OpenVSP za proračun parazitnog otpora.....	27
Slika 17 - Odnos koeficijenta otpora CD_f i brzine leta.....	28
Slika 18 - Prikaz odnosa sile parazitnog otpora i brzine.....	29
Slika 19 - Koeficijent induciranog otpora u ovisnosti o napadnom kutu.....	30
Slika 20 - Sila otpora FD pri standardnim uvjetima u ovisnosti o brzini	31
Slika 21 - Snaga potrebna za let u ovisnosti o brzinama leta pri standardnim uvjetima	31
Slika 22 - Ovisnost statičkog potiska jednog motora o struji napajanja motora.....	32
Slika 23 - Ovisnost sile potiska pogonske grupe o brzini leta	33
Slika 24 - Odnos potrebnog i raspoloživog potiska za let	34
Slika 25 - Odnos raspoložive snage i brzine leta	35
Slika 26 - Odnos potrebne i raspoložive snage za let	36
Slika 27 - Ugrađeni kanard (crveno) + kormilo dubine (plavo)	38
Slika 28 - Testiranje na vozilu u struji zraka.....	39
Slika 29 - Metoda ispitivanja uzdužne stabilnosti "dublet" [7].....	40
Slika 30 - Odziv propinjanja letjelice SOVA u testiranju na vozilu	41



Sveučilište u Zagrebu
Fakultet prometnih znanosti
10000 Zagreb
Vukelićeva 4

METAPODACI

Naslov rada: Konceptualni dizajn i performanse bespilotne letjelice s kanardima

Autor: Nikola Renčelj

Mentor: dr. sc. Karolina Krajčec Nikolić

Naslov na drugom jeziku (engleski):

Conceptual Design and Performance Evaluation of Unmanned Aerial Vehicle with Canard Configuration

Povjerenstvo za obranu:

- | | |
|------------------------------------|-------------|
| · Doc. dr. sc. Anita Domitrović | predsjednik |
| · Dr. sc. Karolina Krajčec Nikolić | mentor |
| · Mr. sc. Davor Franjković | član |
| · Dr. sc. Tomislav Radišić | zamjena |

Ustanova koja je dodjela akademski stupanj: Fakultet prometnih znanosti Sveučilišta u Zagrebu

Zavod: Zavod za aeronautiku

Vrsta studija: sveučilišni

Naziv studijskog programa: Aeronautika

Stupanj: diplomski

Akademski naziv: mag. ing. aeronaut.

Datum obrane diplomskog rada: _____



Sveučilište u Zagrebu
Fakultet prometnih znanosti
10000 Zagreb
Vukelićeva 4

IZJAVA O AKADEMSKOJ ČESTITOSTI I SUGLASNOST

Izjavljujem i svojim potpisom potvrđujem kako je ovaj _____ diplomski rad isključivo rezultat mog vlastitog rada koji se temelji na mojim istraživanjima i oslanja se na objavljenu literaturu što pokazuju korištene bilješke i bibliografija.

Izjavljujem kako nijedan dio rada nije napisan na nedozvoljen način, niti je prepisan iz necitiranog rada, te nijedan dio rada ne krši bilo čija autorska prava.

Izjavljujem također, kako nijedan dio rada nije iskorišten za bilo koji drugi rad u bilo kojoj drugoj visokoškolskoj, znanstvenoj ili obrazovnoj ustanovi.

Svojim potpisom potvrđujem i dajem suglasnost za javnu objavu _____ diplomskog rada pod naslovom **Konceptualni dizajn i performanse bespilotne letjelice s kanardima**

na internetskim stranicama i repozitoriju Fakulteta prometnih znanosti, Digitalnom akademskom repozitoriju (DAR) pri Nacionalnoj i sveučilišnoj knjižnici u Zagrebu.

Student/ica:

U Zagrebu, _____ 18.9.2017 _____

(potpis)