

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

ZAVRŠNI RAD

Sara Kramarić

Zagreb, 2020.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

Utjecaj zaleđivanja na performanse i ravnotežni let zrakoplova

Mentor:

Prof. dr. sc. Milan Vrdoljak, dipl. ing.

Student:

Sara Kramarić

Zagreb, 2020.

Izjavljujem da sam ovaj rad izradila samostalno koristeći znanja stečena tijekom studija i navedenu literaturu.

Zahvaljujem se Prof. dr. sc. Milanu Vrdoljaku na pruženoj pomoći i savjetima tijekom izrade ovog rada, kao i svojoj obitelji koja mi je bila potpora tijekom studiranja.

Sara Kramarić



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE
Središnje povjerenstvo za završne i diplomske ispite
Povjerenstvo za završne i diplomske ispite studija zrakoplovstva



Sveučilište u Zagrebu Fakultet strojarstva i brodogradnje	
Datum	Prilog
Klasa:	
Ur.broj:	

ZAVRŠNI ZADATAK

Student: **Sara Kramarić** Mat. br.: 0035204436

Naslov rada na hrvatskom jeziku: **Utjecaj zaleđivanja na performanse i ravnotežni let zrakoplova**

Naslov rada na engleskom jeziku: **Icing effects on aircraft performance and trim**

Opis zadatka:

Pojava leda na zrakoplovu može dovesti do značajne promjene aerodinamičkih koeficijenata. Osim degradacije koeficijenta otpora dolazi do promjene ovisnosti koeficijenta uzgona i momenta propinjanja o napadnom kutu, ali i o otklonu upravljačkih površina. Sve navedene promjene negativno utječu na performanse zrakoplova i na ravnotežni let. Pojava nastanka i širenja leda ovisi o brojnim parametrima vezanim za atmosferske uvjete, ali i o značajkama samog zrakoplova. Za predikciju utjecaja zaleđivanja na aerodinamičke značajke zrakoplova dostupan je empirijski model. Iako je za očekivati ograničenu točnost takvog modela, njegovom primjenom se može dobiti ilustracija promjene performansi i značajki ravnotežnog leta zrakoplova u uvjetima zaleđivanja.

U završnom radu potrebno je:

- opisati utjecaj zaleđivanja na aerodinamičke značajke zrakoplova;
- prikupiti i prikazati sve potrebne podatke o razmatranom zrakoplovu;
- analizirati ravnotežni let odabranog zrakoplova u uvjetima zaleđivanja;
- analizirati odabrane performanse promatranog zrakoplova u uvjetima zaleđivanja;
- usporediti dobivene rezultate s rezultatima bez utjecaja zaleđivanja.

U radu je potrebno navesti korištenu literaturu i eventualno dobivenu pomoć.

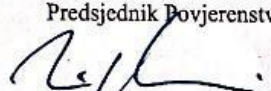
Zadatak zadan:
28. studenog 2019.

Datum predaje rada:
1. rok: 21. veljače 2020.
2. rok (izvanredni): 1. srpnja 2020.
3. rok: 17. rujna 2020.

Predviđeni datumi obrane:
1. rok: 24.2. – 28.2.2020.
2. rok (izvanredni): 3.7.2020.
3. rok: 21.9. – 25.9.2020.

Zadatak zadao:


Prof. dr. sc. Milan Vrdoljak

Predsjednik Povjerenstva:

Prof. dr. sc. Milan Vrdoljak

SADRŽAJ

1. UVOD	1
2. STVARANJE LEDA I ZAŠTITA OD LEDENIH NASLAGA.....	3
2.1. Uvjeti zaleđivanja i vrste stvorenog leda	3
2.1.1. Prozirni led	3
2.1.2. Neprozirni led	4
2.1.3. Miješani led	4
2.2. Zaštita zrakoplova od ledenih naslaga pomoću tekućina.....	5
3. UTJECAJ STVORENOG LEDA NA DINAMIKU LETA ZRAKOPLOVA	7
3.1. Pregled prijašnjih istraživanja	8
3.2. Razvoj modela zaleđenog zrakoplova	10
4. PODATCI O ODABRANOM ZRAKOPLOVU	13
5. ANALIZA UTJECAJA STVORENOG LEDA	17
5.1. Analiza ovojnice zrakoplova	17
5.1.1. Analiza ovojnice pri maksimalnoj masi	18
5.1.2. Analiza ograničenja pri masi od 4220 kg i visini leta od 3810 m	21
5.2. Analiza ravnotežnog leta.....	21
5.2.1. Analiza ravnotežnog leta pri maksimalnoj masi i visini	22
5.2.2. Analiza ravnotežnog leta pri masi od 4220 kg i visini od 3810 m	24
5.2.3. Usporedba analiza ravnotežnog leta	25
5.3. Analiza doleta zrakoplova.....	26
5.3.1. Analiza doleta zrakoplova pri maksimalnoj masi i visini	27
5.3.2. Analiza doleta zrakoplova pri masi od 4220 kg i visini krstarenja od 3810 m ...	29
5.3.3. Usporedba analiza doleta zrakoplova	30
5.4. Analiza maksimalnog trajanja leta.....	30
5.4.1. Analiza maksimalnog trajanja leta pri najvećoj masi i visini	31
6. ZAKLJUČAK.....	32

POPIS SLIKA

Slika 1. Nakupine leda na napadnom rubu krila	2
Slika 2. Stvaranje prozirnog leda	4
Slika 3. Nekoliko oblika leda promatranih u NASA-inom zračnom tunelu [2]	5
Slika 4. Odleđivanje zrakoplova na zemlji	6
Slika 5. Utjecaj stvorenog leda na zrakoplov [3]	7
Slika 6. Nacrt zrakoplova DHC-6 Twin Otter serije 300 [14]	13
Slika 7. Tlocrt zrakoplova DHC-6 Twin Otter serije 300 [14]	13
Slika 8. Bokocrt zrakoplova DHC-6 Twin Otter serije 300 [14]	14
Slika 9. Teretni odjeljci i standardna sjedala za 20 putnika [14]	16
Slika 10. Ovojnica za čistu konfiguraciju zrakoplova pri maksimalnoj masi	19
Slika 11. Ovojnica zrakoplova za pojavu leda na krilima pri maksimalnoj masi	19
Slika 12. Ovojnica zrakoplova za pojavu leda na repu pri maksimalnoj masi	20
Slika 13. Ovojnica za zaleđenu konfiguraciju zrakoplova pri maksimalnoj masi	20
Slika 14. Potrebna promjena ravnotežnog napadnog kuta i priradajućeg otklona kormila visine za četiri različita slučaja pri maksimalnoj masi i visini	23
Slika 15. Potrebna promjena ravnotežnog napadnog kuta i pripadajućeg otklona kormila visine za četiri različita slučaja pri $m=4220$ kg i $h=3810$ m.....	25

POPIS TABLICA

Tablica 1. Osnovni podatci o odabranom zrakoplovu [14]	14
Tablica 2. Aerodinamički koeficijenti za Twin Otter [5]	15
Tablica 3. Mase određenih komponenti zrakoplova [14]	16
Tablica 4. Koeficijenti nultog i induciranog otpora za četiri različita slučaja	18
Tablica 5. Osnovni podatci za izračun ovojnice pri maksimalnoj masi	18
Tablica 6. Vrijednosti minimalne i maksimalne brzine pri najvećoj visini leta od 7620 m	18
Tablica 7. Osnovni podatci korišteni pri izračunu za $m=4220$ kg i $h=3810$ m	21
Tablica 8. Vrijednosti minimalne i maksimalne brzine $m=4220$ kg i $h=3810$ m	21
Tablica 9. Podatci korišteni u proračunu ravnotežnog leta pri maksimalnoj masi i visini za četiri različita slučaja	23
Tablica 10. Podatci korišteni u proračunu ravnotežnog leta pri $m=4220$ kg i $h=3810$ m za četiri različita slučaja	24
Tablica 11. Usporedba analiza ravnotežnog leta za četiri različita slučaja	26
Tablica 12. Podatci korišteni pri analizi doleta zrakoplova za maksimalnu masu i visinu leta	27
Tablica 13. Dobiveni rezultati doleta za četiri različita slučaja pri maksimalnoj masi i visini leta	29
Tablica 14. Podatci korišteni pri analizi doleta zrakoplova za $m=4220$ kg i $h=3810$ m	29
Tablica 15. Dobiveni rezultati doleta za četiri različita slučaja pri $m=4220$ kg i $h=3810$ m	29
Tablica 16. Usporedba analiza doleta zrakoplova za četiri različita slučaja	30
Tablica 17. Podatci korišteni za analizu maksimalnog trajanja leta pri najvećoj masi i visini	31
Tablica 18. Dobiveni rezultati maksimalnog trajanja leta za četiri različita slučaja pri najvećoj masi i visini	31

POPIS OZNAKA

Oznaka	Jedinica	Opis
A_c	/	parametar akumulacije – bezdimenzijski protok mase
c	m	duljina tetive aeroprofila
$C_{(A)}$	/	proizvoljan parametar ili derivativa radne značajke, stabilnosti ili upravljanja
C_D	/	koeficijent sile otpora
C_{D0}	/	koeficijent nultog otpora sile
C_L	/	koeficijent sile uzgona
C_{Lmax}	/	maksimalni koeficijent sile uzgona
$C_{L\alpha}$	/	koeficijent sile uzgona uz α
$C_{L\delta}$	/	koeficijent sile uzgona uz δ_m
C_m	/	koeficijent momenta propinjanja
C_{m0}	/	slobodni član koeficijenta momenta propinjanja
$C_{m\alpha}$	/	koeficijent momenta propinjanja uz član α
$C_{m\delta}$	/	koeficijent momenta propinjanja uz član δ_m
C_P	kg/s/W	specifična masena potrošnja goriva
E	s	engl. Endurance – maksimalno trajanje leta
g	m/s ²	ubrzanje sile teže
h	m	visina krstarenja
h_{max}	m	maksimalna visina krstarenja
K	/	koeficijent induciranog otpora zrakoplova
k'_{CA}	/	koeficijent faktora leđenja
LWC	g/m ³	engl. Liquid Water Content - udio tekuće vode
m	kg	masa zrakoplova
m_g	kg	masa goriva
m_i	kg	inicijalna masa zrakoplova
m_k	kg	konačna masa zrakoplova
m_{max}	kg	maksimalna masa zrakoplova
m_p	kg	masa goriva potrošena pri penjanju zrakoplova
MVD	μm	engl. Medium Volume Diameter – srednji volumni promjer
n	/	udio smrzavanja
n	o/s	broj okretaja u sekundi
N_P	%	brzina prednjeg dijela motora izražena u postotku od 33 000 RPM
R	m	dolet zrakoplova
RPM	o/min	engl. Rotations per Minute – okretaji po minuti
SAT	°C	engl. Static Air Temperature – Statička temperatura zraka

SFC	kg/s/W	engl. Specific Fuel Consumption – specifična potrošnja goriva
S_{ref}	m ²	referentna površina
V_{max}	m/s	maksimalna brzina
V_{min}	m/s	minimalna brzina
V_{stall}	m/s	brzina sloma uzgona
W	N	težina zrakoplova
α	°	napadni kut
α_{rav}	°	ravnotežni napadni kut
δ_m	°	otklon kormila visine
η_{ice}	/	parametar jačine leđenja
η_P	/	koeficijent učinkovitosti propelera
ρ	kg/m ³	gustoća
ρ_{ice}	kg/m ³	gustoća leda
ω	rad/s	kutna brzina
HOT		engl. Holdover Time – vrijeme zadržavanja
IPS		engl. Icing Protection System – sustav zaštite od leđenja
SIS		engl. Smart Icing System – pametni sustav leđenja
SLD		engl. Supercooled Liquid Droplets – superhladne tekuće kapljice
SLW		engl. Supercooled Liquid Water – superhladna tekuća voda

SAŽETAK

Ovaj rad se zasniva na razmatranju zrakoplova DHC-6 Twin Otter serije 300. Pojavom leda na konstrukciji zrakoplova dolazi do značajne promjene aerodinamičkih koeficijenata, kao i do promjene ovisnosti koeficijenta uzgona i momenta propinjanja o napadnom kutu. Iz toga se razloga u ovome radu promatra i analizira utjecaj zaleđivanja na performanse i ravnotežni let zrakoplova. Također se proračunavaju i ovojnica promatranog zrakoplova, dolet i maksimalno trajanje leta. Podatci koji su bili potrebni za provedbu ovoga rada prikupljeni su iz analize NASA-inog istraživačkog centra koji je promatrao let gore spomenutog zrakoplova u različitim uvjetima. Područja analize obuhvaćaju četiri različita slučaja: čistu konfiguraciju, pojavu leda na repu, na krilima te potpuno zaleđenu konfiguraciju. Na kraju ovoga rada napravljena je i usporedba odabranih performansi za različite mase, visine i slučaje zaleđivanja.

Ključne riječi: DHC-6 Twin Otter serije 300, pojava leda, utjecaj zaleđivanja, aerodinamički koeficijenti, performanse zrakoplova, ravnotežni let

SUMMARY

This paper is based on the analysis of the DHC-6 Twin Otter Series 300 aircraft. Ice accretion on aircraft construction causes a significant change in the aerodynamic coefficient, as well as a change in the correlation of coefficient of lift and pitching moment with the angle of attack. Therefore, the icing effect on aircraft performance and trim is observed and analysed in the paper. Moreover, the envelope of the observed aircraft, range and endurance are also calculated. Data required for the paper was gathered from the analysis of NASA's research centre which observed the flight of the aircraft mentioned above. Areas of the analysis include four different cases: clean configuration, tail ice accretion, wing ice accretion and completely iced aircraft configuration. At the end of this paper, a comparison of the set of performances for various masses, heights and cases of icing was made.

Key words: DHC-6 Twin Otter Series 300, ice accretion, icing effect, aerodynamic coefficient, aircraft performances, trim

1. UVOD

Jedan od velikih problema u zrakoplovstvu predstavlja stvaranje leda na površinama zrakoplova. Zaleđivanje se najčešće javlja na nosu, krilima, trupu i repu samog zrakoplova, zatim na usisnicima motora, antenama ili drugim uređajima poput Pitotove-cijevi. Stvoreni led znatno utječe na dinamiku leta zrakoplova umanjujući njegovu sposobnost, kontrolu i stabilnost što za posljedicu može imati različita mehanička oštećenja, a u krajnjem slučaju kvar zrakoplova i njegov pad. Naslage leda koje se javljaju na napadnim rubovima krila i njihovim gornjim površinama uzrokuju povećanje otpora i smanjenje uzgona remećući strujanje zraka. Isto tako zbog velikih površina krila i trupa svega nekoliko centimetara naslaga može povećati masu zrakoplova i do nekoliko stotina kilograma. S druge strane, led koji se javi na otvorima motora ili u samom motoru može dovesti do gubitaka brzine okretanja i vibracija što za posljedicu ima smanjenje ili potpuni gubitak potisne sile motora. U svakom slučaju pojava leda predstavlja veliku opasnost i nužno je pravilno provoditi propisane procedure za zaštitu od zaleđivanja kao i za sam postupak odleđivanja zrakoplova. Veliki je broj postupaka koji se provode u tu svrhu pošto na njega utječu vrsta i količina kontaminacije kao i meteorološki uvjeti koji vladaju u području leta zrakoplova. Sustavi za zaštitu zrakoplova od ledenih naslaga sastoje se od sustava za odleđivanje i sustava koji sprečavaju pojavu zaleđivanja. Glavna zadaća sustava za odleđivanje je uklanjanje već stvorenog leda, a obično su izvedeni u obliku gumenih komora. Komore su smještene na napadnim rubovima krila i mogu se opetovno napuhivati i ispuhivati pri čemu razbijaju već postojeće formacije leda. Sustavi za zaštitu od zaleđivanja sprečavaju da do istoga dođe dovodenjem vrućega zraka iz motora do površina koje su osjetljive na zaleđivanje. Zaštita od zaleđivanja manjih površina, poput aerodinamičkih senzora, može se postići i pomoću električnih grijaa. Kao jedan od primjera gdje nisu primijenjeni svi potrebni postupci zaštite od stvaranja ledenih naslaga je pad zrakoplova Boeing 737 tvrtke Air Florida 1992.godine kada se isti obrušio u rijeku Potomac u Washington DC-u. Pilot je odlučio poletjeti unatoč vidljivim naslagama snijega i leda na površinama zrakoplova i uz isključeni unutrašnji sustav za zaštitu motora od zaleđivanja što je rezultiralo padom zrakoplova i mnogobrojnim ljudskim žrtvama.



Slika 1. Nakupine leda na napadnom rubu krila¹

¹ <https://airfactsjournal.com/2016/03/icing-cold-hard-air-facts/>

2. STVARANJE LEDA I ZAŠTITA OD LEDENIH NASLAGA

2.1. Uvjeti zaleđivanja i vrste stvorenog leda

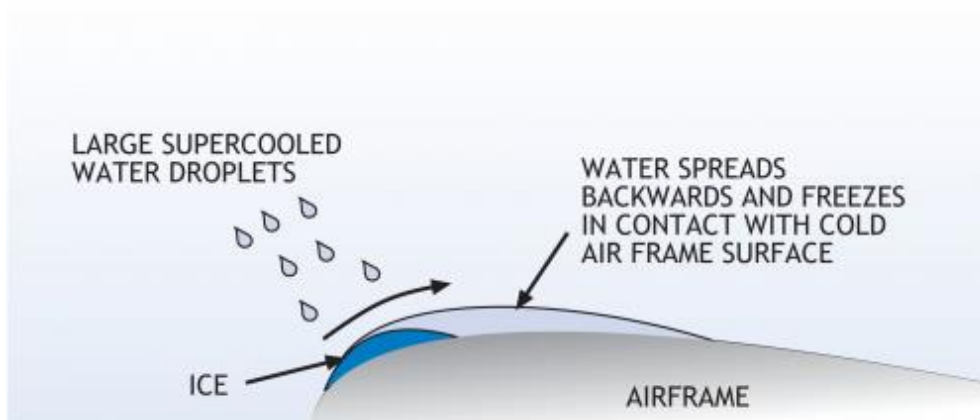
Kako bi se bolje razumio utjecaj leda na aerodinamičke karakteristike zrakoplova prvo će se objasniti u kojim situacijama dolazi do njegovog nastanka i koje vrste leda postoje. Led se na zrakoplovu stvara kada se kapljice superhladne tekuće vode sudare sa bilo kojim dijelom vanjske strukture zrakoplova tijekom leta. Iako je normalna temperatura smrzavanja vode oko 0°C, voda sadržana u atmosferi se ne mora nužno lediti pri toj temperaturi i obično je u njoj sadržana u obliku superhladne tekućine. Ako je temperatura površine strukture zrakoplova oko nule, tada se vlaga iz atmosfere može pretvoriti u led kao posljedica neposrednog ili sekundarnog kontakta. Znatna količina atmosferske vode postoji u tekućoj formi i dosta niže ispod 0°C, točnije dok statička temperatura zraka (eng. SAT-static air temperature) ne padne do odprilike -40°C. Izniman slučaj je s Cumulonimbusima gdje superhladne tekuće kapljice (eng. SLD-Supercooled Liquid Droplets) mogu postojati čak i pri nižim temperaturama. Veličina superhladnih kapljica kao i priroda strujanja zraka oko aeroprofila određuju u kojoj će mjeri kapljice udariti o površinu. Isto tako, veličina kapljica određuje i što se događa nakon udara - obično se velike kapljice raspadnu u manje dijelove. Ukoliko se to ne dogodi bit će potrebno duže vrijeme smrzavanja zbog otpuštanja veće količine latentne topline. Generalno razlikujemo tri vrste stvorenog leda, a to su: prozirni, neprozirni i miješani led. [1]

2.1.1. *Prozirni led*

Prozirni led (engl. clear or glaze ice) se najčešće javlja u područjima s velikim sadržajem vlage gdje je temperatura oko 0° i u uvjetima gdje su kapljice relativno velike (prema definiciji Svjetske meteorološke organizacije superhladne velike kapljice su one čiji je promjer veći od 50 μm). Kao rezultat njihove veličine, superhladna tekuća voda (engl. SLW-Supercooled Liquid Water) se ne zaleđuje odmah pri kontaktu s aerodinamičkim površinama zrakoplova. Kapljice se, recimo u sudaru s krilom, djelomično zalede pri čemu oslobađaju određeni iznos latentne topline. Ta latentna toplina, u kombinaciji sa porastom kinetičke temperature na napadnom rubu aeroprofila, može uzrokovati razlijevanje kapljica prije nego se one u potpunosti zamrznu. Takav razvoj događaja uzrokuje stvaranje glatkog, tvrdog i prozirnog ledenog pokrova koji ne samo da može biti opasan nego i vrlo težak za vizualno otkrivanje, posebice noću. U slučaju nagomilavanja prozirnog leda može doći do stvaranja izbočina na napadnoj ivici aeroprofila što značajno može pogoršati performanse samog

zrakoplova. Pošto takva tvorba jako remeti tok zraka oko krila i područje turbulentnog toka čini mnogo većim, prozirni led se smatra najopasnijim od svih vrsta.

FORMATION OF CLEAR ICE



Slika 2. Stvaranje prozirnog leda²

2.1.2. Neprozirni led

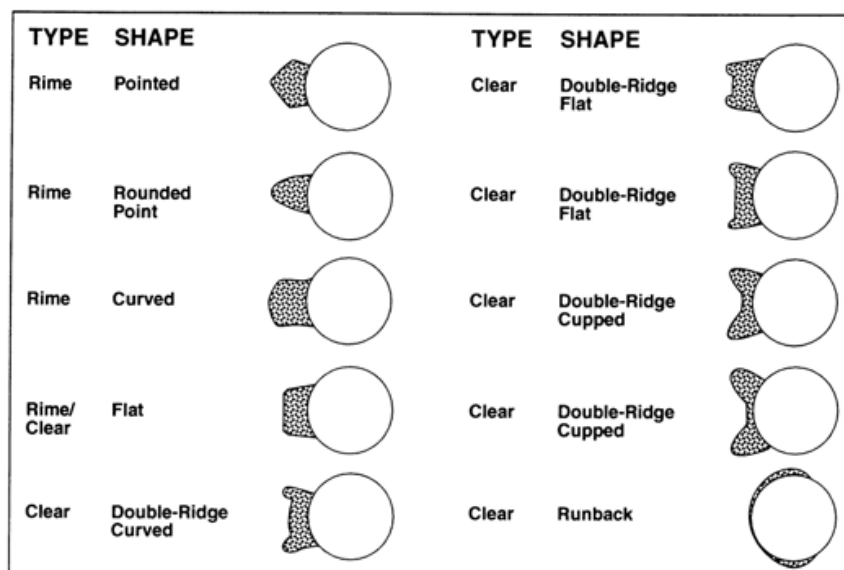
Neprozirni led (engl. rime ice) nastaje kada se male, superhladne vodene kapljice zaleđuju u dodiru s aerodinamičkim površinama. Zbog njihove male veličine, tanki ledeni pokrov stvara se gotovo istoga trenutka kada kapljice dođu u kontakt s površinom. Na taj način nastaje krhki, neprozirni sloj mliječno bijelog leda u kojemu su sadržani mjehurići zraka. Odlikuje se malom gustoćom, a njegovom nakupljanju pogoduju niske temperature. Najčešće se pojavljuje na temperaturama ispod -15°C i to na prednjem dijelu krila. Zbog svoje krhkosti, oblika i teksture lako se odstranjuje sa zrakoplova, a pošto toliko ne utječe na protok zraka oko krila, smatra se najmanje opasnim. Međutim, ukoliko se neprozirni led ostavi nezbrinutim on može znatno utjecati na aerodinamičke karakteristike krila, protok zraka u motor i povećanje mase zrakoplova.

2.1.3. Miješani led

Miješani led (eng. mixed or cloudy ice) je kombinacija prozirne i neprozirne vrste leda. Može stvarati izbočine poput prozirnog, ali je po svojim karakteristikama mliječno bijele boje slične onoj koja se javlja kod neprozirnog leda. Miješani led, kao i ostale dvije vrste, može znatno utjecati na performanse zrakoplova te ga treba tretirati s istom mjerom opreza. Može se protezati preko površine krila na koje ne utječu senzori za odleđivanje te na taj način

²https://www.skybrary.aero/index.php/Clear_ice?fbclid=IwAR3i2JeNcjDIVPUEWLSB7fZw5TJ6ImaveN633kua_zxhvCwK-sqNH9eDuEBU

uzrokovati turbulencije i odvajanje tokova zraka što uvelike može smanjiti efikasnost samog krila.



Slika 3. Nekoliko oblika leda promatranih u NASA-inom zračnom tunelu [2]

2.2. Zaštita zrakoplova od ledenih naslaga pomoću tekućina

Već je rečeno da stvoreni led utječe na degradaciju performansi zrakoplova kao i povećanje njegove mase. Kako bi se to spriječilo jedan od načina je odleđivanje zrakoplova pomoću tekućina. Smisao te procedure je da zrakoplov prije polaska bude čist od kontaminacija, točnije svog snijega, leda i mraza koji su se nakupili tijekom stajanja na zemlji. Osim samog uklanjanja leda, ova metoda rezultira snižavanjem točke smrzavanja i omogućava kratkotrajnu zaštitu zrakoplova od ponovnog zaleđivanja. [3]

Tekućine koje se koriste u tu svrhu klasificirane su kao tekućine tipa I, II, III i IV. U tekućini I većinski dio (čak 80%) čine monoetilen glikol, dietilen glikol, monopropilen glikol ili pak njihove mješavine, dok ostatak čini voda i različiti agensi i inhibitori vlaženja. Kod tekućina tipa II, III i IV udio glikola je smanjen na približno 50%. U pravilu su te tekućine bezbojne, ali dolaze i u varijantama narančaste, svijetlo žute, zelene i plave kako bi bile uočljive tijekom procesa prskanja. Potrebno ih je pravilno skladištiti, a svaka se skladišti zasebno i u odgovarajućim uvjetima i temperaturi. Njihov transfer se vrši pumpama koje su odobrene od strane proizvođača, a tijekom samog transfera tekućina mora proći cjevovodima koji su opremljeni linijskim filterima. Prskanje zrakoplova se vrši uz pomoć vozila koje je opremljeno prskalicama za odleđivanje pri čemu se tekućina mora grijati na određenu temperaturu kako bi se postigao postupni efekt čišćenja. Procijenjeno vrijeme u kojemu

tekućine sprječavaju nastanak leda i mraza, kao i akumulaciju snijega, naziva se vrijeme zadržavanja (eng. HOT – Holdover Time).

Kapetan zrakoplova, letačka posada i aerodromsko osoblje donosi odluku o tome je li potrebno izvršiti proces odleđivanja i zaštite zrakoplova. Ta se odluka temelji na pregledu kojim se provjerava postojanje leda, mraza i snijega na upravljačkim površinama. Područja koja treba obuhvatiti tim pregledom su: krila, vertikalne i horizontalne repne površine, trup zrakoplova, ulaz motora i lopatice, kontrolne površine, Pitotova cijev, podvozje i vrata podvozja, antene, senzori i sl. Ukoliko kapetan i posada odluče kako je proces potrebno provesti, isti se može odvijati ručnom metodom, metodom vrućeg zraka, odleđivanja u jednom ili dva koraka. Najjednostavniju metodu odleđivanja zrakoplova predstavlja ručna metoda. Ona se primjenjuje kada je potrebno očistiti trup i krila za slučaj kada zrakoplov boravi tijekom noći u zračnoj luci. Kod dijelova zrakoplova koji se ne smiju prskati tekućinama (poput usisnika motora i Pitotove cijevi) primjenjuje se vrući zrak. Također ako je zrakoplov prekriven laganim slojem kontaminata, zaštita zrakoplova se vrši u jednom koraku. S druge strane, ako je taj sloj deblji i ako u zračnoj luci vladaju loši meteorološki uvjeti sa intenzivnim padalinama, procedura se vrši u dva koraka i to na način da se prvo odleđuju dijelovi zrakoplova, a zatim se vrši zaštita zrakoplova od ponovnog zaleđivanja.



Slika 4. Odleđivanje zrakoplova na zemlji³

Nakon završetka procesa odleđivanja i zaštite zrakoplova potrebno je izvršiti provjeru površina koje su tretirane. To se može napraviti vizualno ili mehanički - putem dodira, pri čemu se preporuča da to ipak bude druga metoda.

³ <https://avioradar.hr/index.php/hr/opcenito/790-jednostavnije-nego-zvuci-odledivanje-zrakoplova-na-zemlji>

3. UTJECAJ STVORENOG LEDA NA DINAMIKU LETA ZRAKOPLOVA

Zrakoplovne nesreće i dalje nastaju zbog formiranja leda na zrakoplovu prilikom leta, a primaran uzrok ovih nesreća je utjecaj leda na upravljanje zrakoplova. [4] Nesreće uzrokovane zaleđivanjem mogu se spriječiti na dva načina: mogu se izbjeći uvjeti u kojima dolazi do zaleđivanja ili se zrakoplovni sustav može konstruirati i upravljati na način da tolerira led, odnosno njegovo postojanje. Za sve je zrakoplove izbjegavanje leda poželjan cilj kako bi se povećala sigurnost. Međutim, za komercijalne letove, gdje se zarada i raspored moraju održavati, toleriranje leda je preferirana metoda osim u najoštrijim uvjetima zaleđivanja. Utjecaj leda na zrakoplov može se prikazati *Slikom 5*.



Slika 5. Utjecaj stvorenog leda na zrakoplov [3]

Istraživanja se provode radi poboljšanja sigurnosti rada u uvjetima zaleđivanja (tolerancija na led) razvijanjem koncepta 'pametnog sustava leđenja' (eng. SIS - Smart Icing System). Uspješni koncepti tolerancije leda su prvi put primijenjeni 1930-ih ugradnjom zračnih obloga (eng. pneumatic boots) na krila zrakoplova. Od tada, istraživanje leđenja zrakoplova s tolerancijom na led se usredotočilo na opažanje leda, poboljšanje metoda odstranjivanja leda, fiziku leda i ostala vrlo specifična područja istraživanja. Tek o nedavno se istraživanje leđenja počelo fokusirati na sigurnost u smislu sagledavanja problema cjelokupnih sustava. Poprilično je nedostatna primjena mehanike leta, upravljivosti zrakoplova i ljudskog faktora

na sigurnosni problem leđenja. Noviji napreci u digitalnoj kontroli, instrumentaciji kokpita tj. pilotske kabine i računalnoj automatizaciji omogućuju razvoj novih pristupa konstruiranju i radu zrakoplova s tolerancijom na led. Važan utjecaj leda na zrakoplov je njegov utjecaj na performanse, stabilnost i upravljanje zrakoplovnog sustava. Sigurnost će u zrakoplovu s tolerancijom na led biti postignuta ako sustav pilot-zrakoplov može nastaviti održavati željenu putanju leta, uz dozvoljenu granicu sigurnosti, bez obzira na atmosferske uvjete leđenja. Jedan primjer suvremenog pristupa zrakoplovu s tolerancijom leda je [5]:

- I. Osjetiti/opaziti utjecaj leda na performanse, stabilnost i upravljanje zrakoplova kao i na rad sustava za zaštitu od leda. Osigurati/pribaviti odgovarajuće informacije posadi.
- II. Automatski aktivirati i upravljati sustavom za zaštitu od leda te dobiti pilotu povratne informacije o statusu sustava i ponašanju zrakoplova.
- III. Modificirati/izmijeniti režim leta koristeći sustav upravljanja letom kako bi se izbjegli uvjeti gdje bi let potencijalno mogao biti nekontroliran. Obavijestiti posadu o ovom postupku i njegovim implikacijama na režim leta.
- IV. Prilagoditi zakone upravljanja zrakoplovom da bi se osigurala kvalitete leta kao kod zrakoplova bez leda kako bi se omogućilo sigurno letenje zrakoplova unutar ograničenog režima leta. Obavijestiti posadu o ovom postupku i održati dobru koordinaciju pilota i automatizacije.

Takav bi koncept pametnog sustava leđenja potencijalno mogao pridonijeti u značajnom smanjenju broja zrakoplovnih nesreća uzrokovanih leđenjem i smrtno stradalih osoba. [6]

3.1. Pregled prijašnjih istraživanja

Od ranijih istraživanja koja su sadržavala kvantitativne rezultate mehanike leta, primarna mjerenja bila su mjerenja performansi zrakoplova. Jedan od prvih uspješnih pokušaja mjerenja utjecaja stvaranja leda na zrakoplov opisan je u literaturi [7], a to je bilo mjerenje Prestona i Blackmana 1948.godine. Jedan se let susreo sa udjelom tekuće vode $LWC=0.4$ g/m³, srednjim volumnim promjerom $MVD=17$ μm i pedeset minutnim trajanjem što je rezultiralo 81%-tnim povećanjem parazitskog otpora, a reakcije upravljanja zrakoplova približile su se graničnom stanju.

Utjecaj leda na radne značajke zrakoplova generalne avijacije s propelerima koje pogoni klipni motor visokih performansi predstavio je Leckman.[8] Proračun performansi za Cessnu Centurion i Skymaster u konstantnim maksimalnim uvjetima predstavljen je zajedno s nekim podacima o letu pri različitim uvjetima leđenja. Leckman je za Centurion procijenio porast koeficijenta otpora za $\Delta C_{DO}=0.055$ (povećanje od 275%) bez zaštite od leda i 0.0179 (povećanje od 90%) s radom sustava za zaštitu od leda zbog zaostalog leda i nezaštićenih površina.

Isto su tako Ashender i Marwitz prikupili podatke o radu Beech King Aira u uvjetima leđenja u preko 20 godina njegova rada. [9] Zrakoplov je sadržavao svu potrebnu tehnologiju za mjerenje performansi i bio je potpuno opremljen instrumentima za prikupljanje meteoroloških podataka. Sažeto je dvadeset pet letova te su neki od njih malo detaljnije analizirani. Utvrđeno je da se otpor znao povećati za čak 200% , a da su povećanja od 50% bila vrlo česta. Kao najteži uvjeti pokazali su se susreti sa zaleđenom sitnom kišom, a ustanovilo se da je brzina degradacije performansi najbolji pokazatelj jačine susreta s leđenjem.

Daleko najviše informacija o letu u uvjetima leđenja prikupio je NASA Glenn istraživački centar na zrakoplovu Twin Otter. U početku je istraživanje izvještavalo o utjecaju susreta s prirodnim, odnosno stvarnim leđenjem na performanse zrakoplova. Na jednom od probnih letova izmjeren je značajan gubitak u nagibu krivulje uzgona (8%). [10] Također, C_{DO} je u slučaju zaleđenosti cijelog zrakoplova porastao za oko 60%, a u slučaju gdje je korištena sva zaštita od leda njegov iznos se povećao za 17%. Dakle, za ovaj slučaj gotovo 30% porasta otpora uzrokovano je raznim komponentama koje nisu bile zaštićene od leda. Blago povećanje nagiba krivulje uzgona s ledom ukazuje na to da se otpor povećavao kako se stvarao led, a taj je efekt postajao sve izraženiji pri nižim postavkama snage. Kao konačni rezultat NASA-inog istraživanja Twin Ottera jasno se dalo zaključiti da stvaranje leda utječe na longitudinalnu (uzdužnu) i lateralnu (poprečnu) statičku stabilnost i upravljanje zrakoplova. [11] Taj se efekt javlja čak i pri malom napadnom kutu i postavkama velike snage (što su uvjeti karakteristični za krstarenje), a tipično smanjenje stabilnosti i upravljanja procijenjeno je na 10%. Većina ovih podataka dobivena je od simulacija gdje je samo rep zrakoplova bio pod ledom i autori su komentirali da bi ovi efekti mogli biti još značajniji na drugim zrakoplovima koji nemaju veliki, predimezionirani rep kao što je to kod Twin Ottera. Postoje dokazi da su utjecaji leda značajniji pri velikim napadnim kutovima, blizu sloma uzgona, gdje dolazi do značajnog ranijeg odvajanja struje zraka zbog leda.

Nekolicina je istraživača simulirala utjecaj stvaranja leda na dinamiku zrakoplova korištenjem računalnih modela. Karlsen i Solberg su simulirali pristup slijetanja laganog transportnog

zrakoplova s ledom na horizontalnom repu. [12] Simulacije su pokazale da leđenje vodi do djelomičnog sloma uzgona horizontalnog stabilizatora izazvanog propinjanjem ili poniranjem zrakoplova.

Kao dio NASA/FAA Programa leđenja horizontalnog stabilizatora, Hiltner je proveo nelinearnu simulaciju sloma uzgona horizontalnog stabilizatora kontaminiranog ledom. [13] Razvio je nelinearni model za NASA-in zrakoplov Twin Otter s ledom na horizontalnom stabilizatoru koristeći podatke probnih letova i testiranja u zračnim tunelima. Modelirao se manevar poniranja te su svi slučajevi nulte gravitacije (enlg. 0G-zero gravity), sa otklonom zakrilca različitim od nule i s ledom, pokazali sklonost poteškoćama pri upravljanju.

3.2. Razvoj modela zaleđenog zrakoplova

Samo je nekoliko stvarnih susreta s leđenjem bilo proučavano za dobivanje derivativa stabilnosti i upravljanja. Prikupljanje ovih podataka iz probnih letova je skupo i oduzima puno vremena pa prema tome nema dostupnih baza podataka o utjecajima leđenja u odnosu na uvjete leđenja. Međutim, za sveukupni program istraživanja pametnog leđenja važno je imati model zrakoplova koji pokazuje promjenu s uvjetima leđenja. Predstavljen je jednostavan model koji bi obuhvatio utjecaj leda na linearne i nelinearne derivative stabilnosti i upravljanja zrakoplova. Ova metoda je korištena zajedno s računalnim modelom mehanike leta sa šest stupnjeva slobode za proučavanje utjecaja leda na dinamiku zrakoplova. Također, korištenjem ovog modela proučavan je utjecaj akrecije/srastanja leda na stacionarne parametre, kao što su napadni kut i kut otklona kormila visine. Ti se utjecaji u modelu, kao i drugi, mogu koristiti za otkrivanje utjecaja akrecije leda u letu kada nisu dostupni dinamički elementi za njihovu identifikaciju. Nekoliko istraživača je pokušalo otpor aeroprofila i uzgon prilagoditi kao funkcije uvjeta leđenja. Zbog brojnih razloga, točnost čak i ovih relativno jednostavnih modela je mala. Tako je ustanovljeno da je apsolutna točnost ovog modela također niska, no njegova svrha je razumno simulirati neke od važnih trendova u upravljanju i kontroli zrakoplova s parametrima leđenja. Cilj modela utjecaja leđenja je smisliti jednostavan, ali fizikalno reprezentativan model utjecaja leda na mehaniku leta zrakoplova za uporabu u karakterizaciji i simulaciji potrebnih za razvoj SIS sustava. Model utjecaja leđenja je temeljen na sljedećoj jednadžbi:

$$C_{(A)iced} = (I + \eta_{ice} k'_{CA}) C_{(A)} \quad (1)$$

U jednažbi (1) η_{ice} je parametar jačine leđenja i predstavlja količinu i jačinu susreta s leđenjem te je definiran tako da nije funkcija zrakoplova, nego samo atmosferskih uvjeta. k'_{CA} je koeficijent faktora leđenja koji ovisi o modifikaciji koeficijenta i specifičnim informacijama zrakoplova. Pri tome taj izraz opisuje jedan zrakoplov jer je on zbog svoje veličine, brzine ili konstrukcije više ili manje podložan leđenju nego drugi zrakoplovi. $C_{(A)}$ je proizvoljan parametar ili derivativa radne značajke, stabilnosti ili upravljanja koji je pod utjecajem stvaranja leda. U ovoj preliminarnoj formulaciji pretpostavlja se da je težinski faktor k'_{CA} funkcija nekoliko parametara. On ovisi o statusu i aktivnosti sustava zaštite od leđenja (eng. IPS - Icing Protection System), geometriji i konfiguracije zrakoplova te uvjetima leđenja. Odnosno, kraće napisano težinski faktor je:

$$k'_{CA} = f(\text{IPS, geometrija i konfiguracija zrakoplova, uvjeti leđenja}) \quad (2)$$

Slično tome parametar jačine leđenja η_{ice} je funkcija dvaju varijabli i njegova je namjena da predstavi jačinu parametra leđenja u smislu mehanike leta zrakoplova, odnosno:

$$\eta_{ice} = f(n, A_C E) \quad (3)$$

U jednažbi (3) n predstavlja udio smrzavanja, A_C parametar akumulacije, a E učinkovitost prikupljanja. Najjednostavnije rečeno, n je omjer vode koja se ledi u točki na površini i vode koja udara u površinu, odnosno:

$$n = \frac{\text{masa vode koja se zaledi}}{\text{masa vode koja udara u površinu}} \quad (4)$$

Vrsta leda koji se formira svojstvena je vrijednosti udjela smrzavanja. Ako je udio smrzavanja velik (blizu jedinice) formira se neprozirni led, dok njegov manji udio ukazuje na formiranje prozirnog leda. Parametar akumulacije A_C je bezdimenzijski protok mase i može ga se zamisliti kao duljinu rasta leda na tetivama aeroprofila koji bi se formirao na zamišljenoj ravnoj ploči položenoj okomito na smjer slobodne struje zraka u vremenu t , a definiran je s:

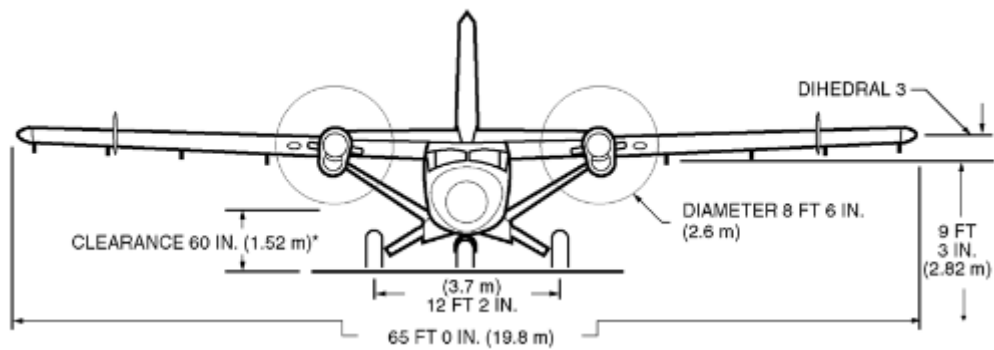
$$A_C = \frac{v(LWC)t}{\rho_{ice}^c} \quad (5)$$

U jednadžbi (5) oznaka V predstavlja brzinu slobodne struje zraka, LWC udio tekuće vode slobodne struje zraka, t vrijeme izlaganja, ρ_{ice} gustoću leda i c duljinu tetive aeroprofila. Jedan aspekt parametra akumulacije koji ga čini posebno korisnim je mogućnost parametra da uključi utjecaj vremena t . Posljednji parametar je učinkovitost prikupljanja E koja je definirana kao:

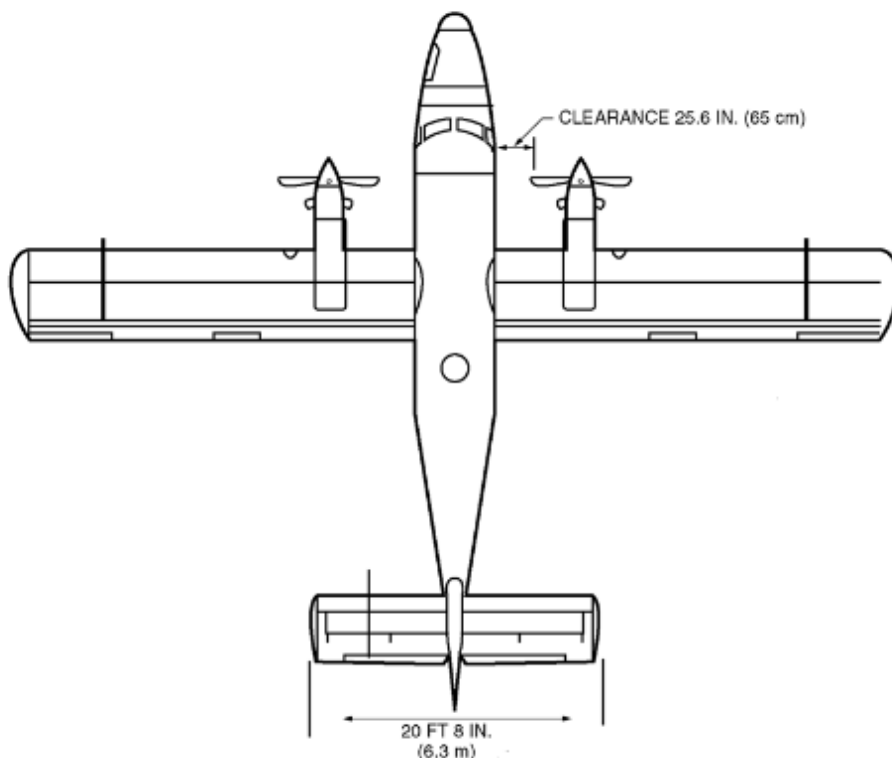
$$E = \frac{\text{masa udarajućih kapljica vode}}{\text{masa vode zapažene u projekciji tijela zrakoplova}} \quad (6)$$

4. PODATCI O ODABRANOM ZRAKOPLOVU

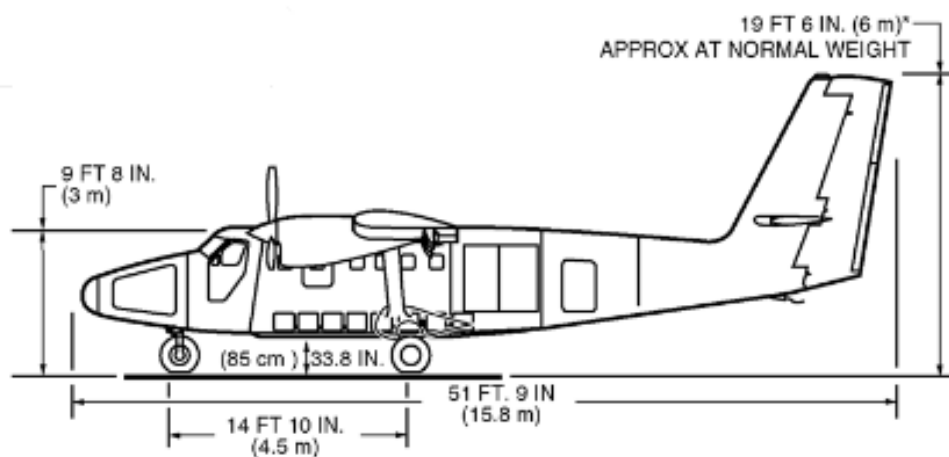
Kao predmet proučavanja ovog završnog rada odabran je zrakoplov DHC-6 Twin Otter serije 300. U daljnjem tekstu bit će prikazane skice i osnovni podatci odabranog zrakoplova preuzeti iz literature [14] dok će u nastavku biti dani aerodinamički koeficijenti preuzeti iz [5].



Slika 6. Nacrt zrakoplova DHC-6 Twin Otter serije 300 [14]



Slika 7. Tlocrt zrakoplova DHC-6 Twin Otter serije 300 [14]



Slika 8. Bokocrt zrakoplova DHC-6 Twin Otter serije 300 [14]

Tablica 1. Osnovni podatci o odabranom zrakoplovu [14]

Tip i model zrakoplova	DHC-6 Twin Otter (Serija 300)
Maksimalna težina polijetanja	5 670 kg
Maksimalna težina slijetanja	5 579 kg
Broj posade	1 ili 2
Broj putnika	do 20
Raspon krila	19.8 m
Dužina	15.8 m
Visina kabine	2.95 m
Visina repa	5.94 m
Površina krila	39.02 m ²
Opterećenje krila pri bruto težini	145.5 kg/m ²
Akumulacija snage pri bruto težini	6.132 kg/kW

Tablica 2. Aerodinamički koeficijenti za Twin Otter [5]

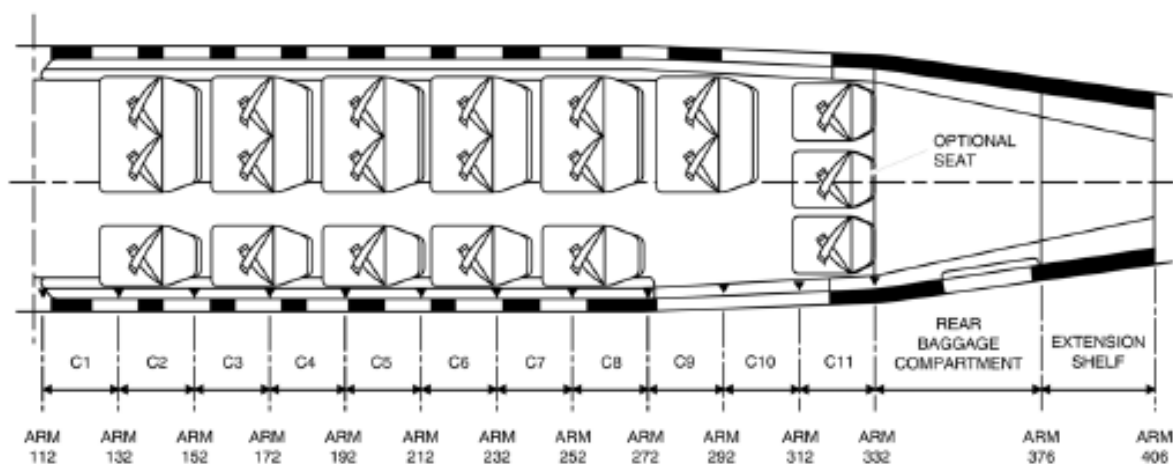
	C_{z0}	C_{za}	C_{zq}	$C_{z\delta e}$	C_{x0}		
Čista konfiguracija	-0.380	-5.660	-19.970	-0.608	-0.041		
Led na krilima	-0.380	-5.342	-19.700	-0.594	-0.050		
Led na repu	-0.380	-5.520	-19.700	-0.565	-0.046		
Zaleđena konfiguracija	-0.380	-5.094	-19.700	-0.550	-0.062		
	K	C_{m0}	C_{ma}	C_{mq}	$C_{m\delta e}$		
Čista konfiguracija	0.052	0.008	-1.310	-34.200	-1.740		
Led na krilima	0.053	0.008	-1.285	-33.000	-1.709		
Led na repu	0.053	0.008	-1.263	-33.000	-1.593		
Zaleđena konfiguracija	0.057	0.008	-1.180	-33.000	-1.566		
	$C_{Y\beta}$	C_{Yp}	C_{Yr}	$C_{Y\delta r}$	$C_{I\beta}$	C_{Ip}	C_{Ir}
Čista konfiguracija	-0.6	-0.2	0.4	0.15	-0.08	-0.5	0.06
Zaleđena konfiguracija	-0.48	-0.2	0.4	0.138	-0.072	-0.45	0.06
	$C_{I\delta a}$	$C_{I\delta r}$	$C_{n\beta}$	C_{np}	C_{nr}	$C_{n\delta}$	$C_{n\delta a}$
Čista konfiguracija	-0.15	0.015	0.1	-0.06	-0.18	-0.12	-0.001
Zaleđena konfiguracija	-0.135	0.0138	0.08	-0.06	-0.169	-0.11	-0.001

Na Tablici 2. preuzetoj iz [5] dani su podatci o aerodinamičkim koeficijentima za odabrani zrakoplov u čistoj, djelomičnoj i zaleđenoj konfiguraciji. Ti će se koeficijenti koristiti u daljnjoj analizi performansi zrakoplova s naglaskom da su oni dani za koordinatni sustav letjelice dok ćemo se mi koristiti aerodinamičkim koordinatnim sustavom. To znači da će primjerice koeficijent C_{L0} biti jednak negativnoj vrijednosti koeficijenta C_{z0} .

Pri proračunu performansi bit će potrebni i podatci o masi koji su prikazati u Tablici 3., a preuzeti su iz literature [14]. Podatci se odnose za dvočlani broj posade i prijevoz tereta različitih masa koji su smješteni u odjeljcima prikazanim na Slici 9. pri čemu su rezervoari goriva puni.

Tablica 3. Mase određenih komponenti zrakoplova [14]

KOMPONENTA	MASA [kg]
Osnova zrakoplova	2 948.35
Posada (broj posade:2)	154.22
Gorivo u rezervoarima (puno)	1 114.48
NETO TEŽINA BEZ TERETA:	4 217.05
Prednji prtljažni prostor	113.40
Krmeni prtljažni prostor	226.80
Teretni odjeljak C-1	/
Teretni odjeljak C-2	90.72
Teretni odjeljak C-3	160.12
Teretni odjeljak C-4	113.40
Teretni odjeljak C-5	181.43
Teretni odjeljak C-6	181.43
Teretni odjeljak C-7	158.85
Teretni odjeljak C-8	136.08
Teretni odjeljak C-9	90.72
Teretni odjeljak C-10	/
Teretni odjeljak C-11	/
NETO TEŽINA PRI POLIJETANJU:	5 670



Slika 9. Teretni odjeljci i standardna sjedala za 20 putnika [14]

5. ANALIZA UTJECAJA STVORENOG LEDA

Analiza utjecaja stvorenog leda vrši se za četiri različita slučaja:

1. Čista konfiguracija
2. Led na krilima
3. Led na repu
4. Potpuno zaleđena konfiguracija

Uz pomoć programskog paketa *Matlab* vrši se analiza ovojnice, ravnotežnog leta, doleta zrakoplova i maksimalnog trajanja leta. Prije same analize utjecaja stvorenoga leda na performanse zrakoplova ponešto je rečeno o uvjetima i jednadžbama leta za koje se iste proračunavaju.

5.1. Analiza ovojnice zrakoplova

Najmanja i najveća moguća brzina kojom zrakoplov leti različita je za razne visine leta pošto su tlak i gustoća različiti. Dijagram koji daje minimalnu i maksimalnu brzinu ovisno o visini za standardnu atmosferu naziva se ovojnicom i predstavlja karakteristiku zrakoplova. Zrakoplovi serije 300 i izvedenice DHC-6 opremljeni su s dva motora Pratt & Whitney Canada PT6A-27. „Mala“ serija PT6A motora, koja uključuje oznaku -27, sadrži kompresor koji se sastoji od tri aksijalna i jednog centrifugalnog stupnja, dok se odjeljak snage sastoji od turbine koja pogoni propeler putem reduktora 15:1. Odabrani zrakoplov ima propeler modela Hartzell HC-B3TN-3D. To je hidraulički upravljani propeler s tri oštrice i promjenjivim korakom. Brzina rotacije izražena u okretajima po minuti naziva se *RPM* propelera (engl. Rotations or revolutions per minute). Normalni uvjeti krstarenja su između 75% i 91% N_P , ovisno o željama pilota. Pri tome je N_P brzina prednjeg dijela motora, odnosno odjeljka snage na koji propeler vezan, izražena u postotku od 33 000 RPM. Između turbine i propelera nalazi se redukcijски prijenosnik u omjeru 15:1 pa se propeler, u slučaju da N_P iznosi 91%, okreće na:

$$(33000 \div 15) \cdot 0.91 = 2002 \text{ RPM} \quad (7)$$

To odgovara vrijednosti od 33,37 okretaja po sekundi pa kutna brzina iznosi:

$$\omega = 2 \cdot \pi \cdot n = 2 \cdot \pi \cdot 33,37 = 209,67 \text{ rad/s.} \quad (8)$$

Kako bi se ovojnica mogla proračunati potrebno je poznavati i maksimalni koeficijent sile uzgona koji se dobije iz poznate brzine V_{stall} . To je minimalna brzina leta pri kojoj zrakoplov ostvaruje dovoljan uzgon za let, odnosno prije koje dolazi do sloma uzgona. Njena vrijednost se može naći u literaturi [14] i za razinu mora, pri radu oba motora i otklonu upravljačkih površina od 0° iznosi **36.01 m/s**. Maksimalni koeficijent sile uzgona računa se prema jednadžbi (9):

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S_{ref} C_{Lmax}}} \quad (9)$$

5.1.1. Analiza ovojnice pri maksimalnoj masi

U ovom se poglavlju analiza vrši pri maksimalnoj masi zrakoplova od 5670 kg i uz ograničenje visine na 7620 m. Pri izračunu ovojnice zrakoplova potrebno je poznavati snagu motora koja u samom proračunu mora biti pomnožena s dva (zbog dva motora) i s koeficijentom učinkovitosti propelera. Pri tome je važno napomenuti da raspoloživa snaga tj. sila mora biti veća od potrebne pa je za koeficijent učinkovitosti propelera pretpostavljena vrijednost u iznosu od 0.86. Uz poznatu masu zrakoplova (5670 kg) i referentnu površinu (39.05 m^2) iz jednadžbe (9) dobiva se maksimalni koeficijent sile uzgona, a njegova vrijednost iznosi 1,6474. Ovojnice se proračunavaju za četiri različita slučaja pri čemu su, njima pripadajući, koeficijenti nultog i inducirano otpora dani u *Tablici 4.*, dok su osnovni podatci za izračun prikazani u *Tablici 5.* Dobivene vrijednosti minimalne i maksimalne brzine pri najvećoj visini leta zbog preglednosti su prikazane u *Tablici 6.*

Tablica 4. Koeficijenti nultog i inducirano otpora za četiri različita slučaja

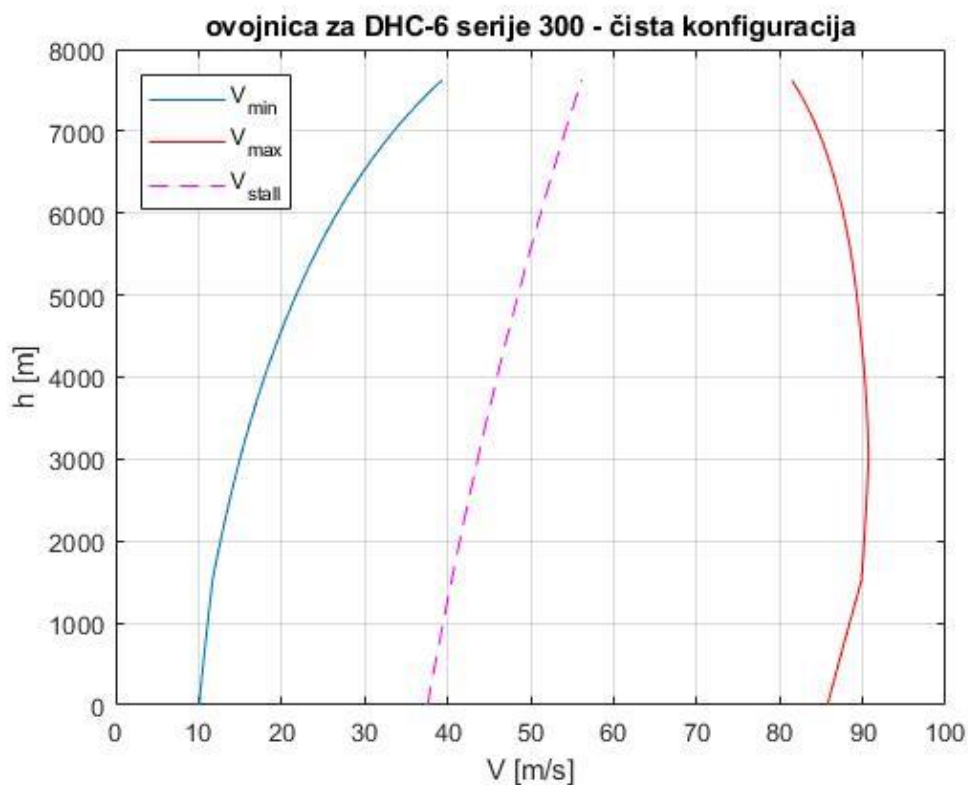
	Čista konfiguracija	Led na krilima	Led na repu	Zaledena konfiguracija
C_{D0}	0.041	0.050	0.046	0.062
K	0.052	0.053	0.053	0.057

Tablica 5. Osnovni podatci za izračun ovojnice pri maksimalnoj masi

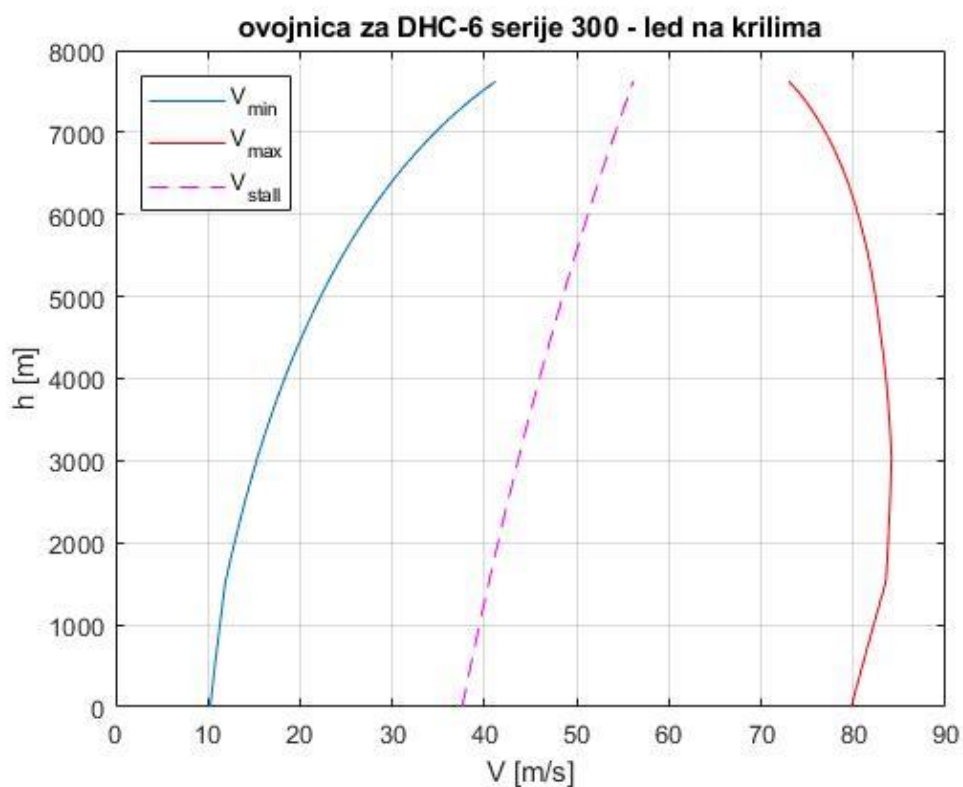
NAZIV	VRIJEDNOST
Masa m	5670 kg
Maksimalna visina leta h	7620 m
Koeficijent učinkovitosti propelera η_p	0.86
Maksimalni koeficijent sile uzgona C_{Lmax}	1.6474

Tablica 6. Vrijednosti minimalne i maksimalne brzine pri najvećoj visini leta od 7620 m

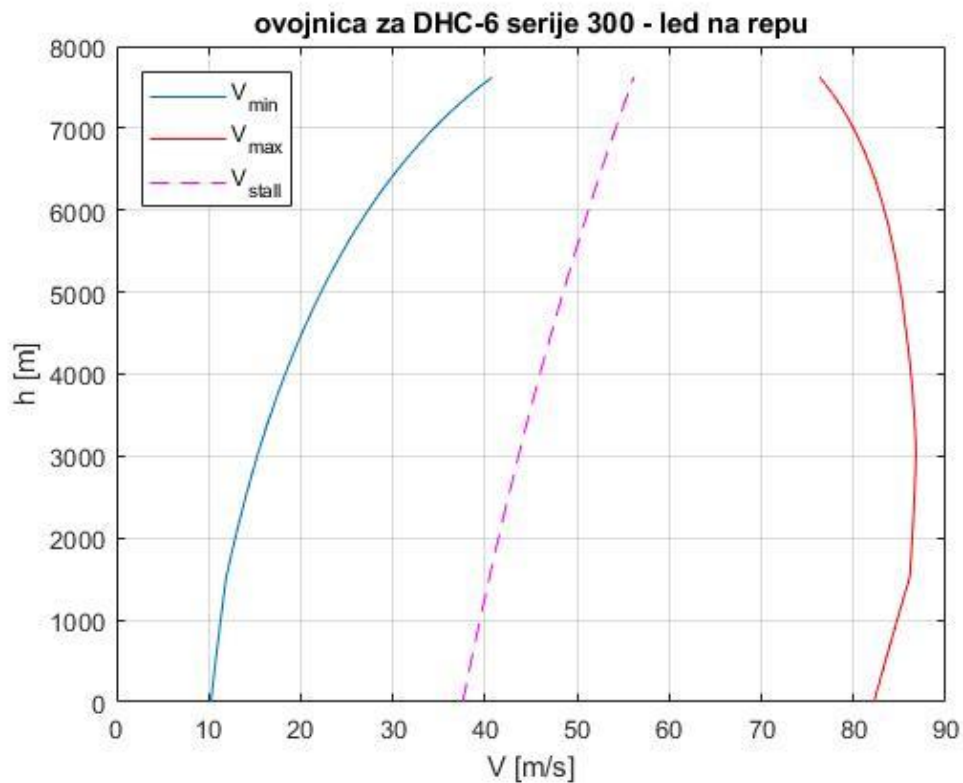
	Čista konfiguracija	Led na krilima	Led na repu	Zaledena konfiguracija
V_{min}	39.30	41.19	40.75	50.96
V_{max}	81.48	73.01	76.30	57.57



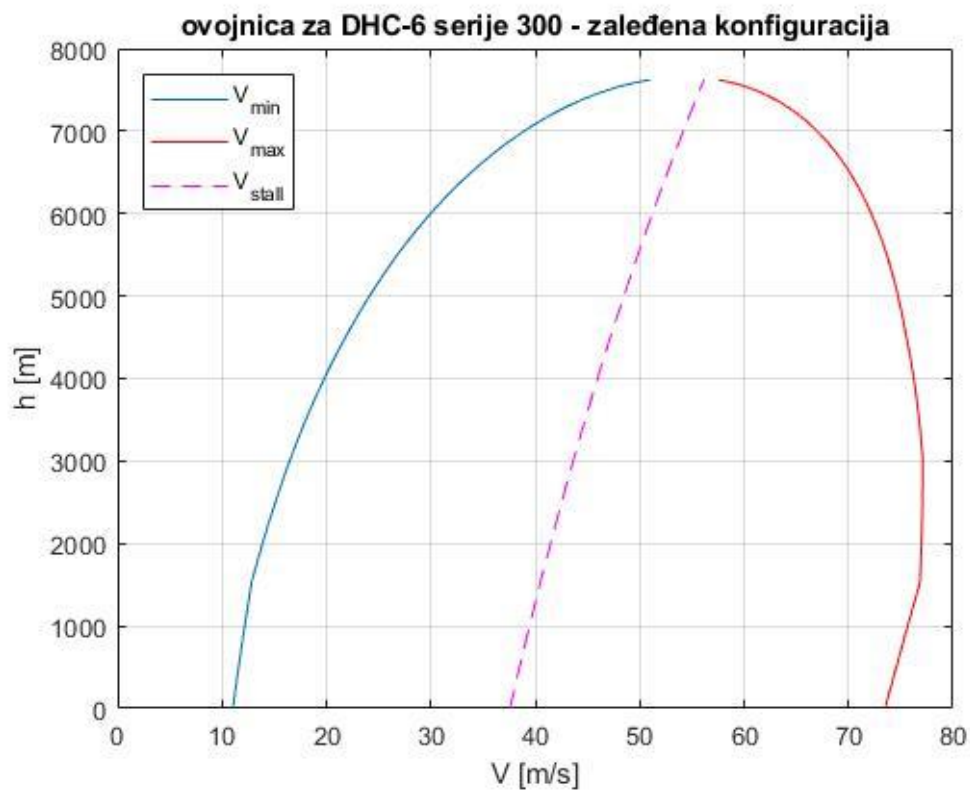
Slika 10. Ovojnica za čistu konfiguraciju zrakoplova pri maksimalnoj masi



Slika 11. Ovojnica zrakoplova za pojavu leda na krilima pri maksimalnoj masi



Slika 12. Ovojnica zrakoplova za pojavu leda na repu pri maksimalnoj masi



Slika 13. Ovojnica za zaleđenu konfiguraciju zrakoplova pri maksimalnoj masi

Na visini od 7620 m brzina sloma uzgona je ista za sva četiri slučaja, dok se minimalna i maksimalna brzina razlikuju. Minimalna potrebna brzina, za zadanu visinu, raste od čiste konfiguracije, zatim pojave leda na repu i krilima te je u konačnici najveća kod potpuno zaleđene konfiguracije. Taj je trend kod maksimalne brzine nešto drugačiji. Naime, najveća vrijednost brzine V_{max} je za čistu konfiguraciju zrakoplova i ona se smanjuje pojavom leda na repu, zatim na krilima te je najmanja za potpuno zaleđeni zrakoplov.

5.1.2. Analiza ograničenja pri masi od 4220 kg i visini leta od 3810 m

U ovome poglavlju bit će analizirana ovojnica zrakoplova DHC-6 serije 300 pri masi od 4220 kg (neto težina zrakoplova iščitana iz *Tablice 5.*) i visini leta od 3810 m. Podatci o koeficijentima nultog i induciranog otpora koji su korišteni u proračunu iščitani su iz *Tablice 4.* Za koeficijent učinkovitosti propelera uzeta je vrijednost od 0.75 ($\eta_p=0.75$), a pregled osnovnih parametara prikazan je u *Tablici 7.* Dobiveni rezultati minimalne i maksimalne brzine pri visini od 3810 m prikazani u *Tablici 8.*

Tablica 7. Osnovni podatci korišteni pri izračunu za $m=4220$ kg i $h=3810$ m

NAZIV	VRIJEDNOST
Masa m	4220 kg
Visina h	3810 m
Koeficijent učinkovitosti propelera η_p	0.75

Tablica 8. Vrijednosti minimalne i maksimalne brzine $m=4220$ kg i $h=3810$ m

	Čista konfiguracija	Led na krilima	Led na repu	Zaleđena konfiguracija
V_{min}	10.95	11.16	11.16	12.02
V_{max}	88.46	82.21	82.74	75.67

5.2. Analiza ravnotežnog leta

Kod većine putničkih zrakoplova let se odvija u istim ili približno sličnim uvjetima ravnotežnog leta. To podrazumijeva da je zbroj aerodinamičkog i pogonskog momenta, koji predstavlja ukupni moment propinjanja, jednak nuli. Tako se letjelica neće okretati, a ako ima neku kutnu brzinu neće ju mijenjati. Napadni kut pri uvjetima nultog momenta propinjanja naziva se ravnotežni napadni kut, a označavamo ga s α_{rav} . Stoga će zadanom odklonu kormila visine δ_m u ravnotežnom letu odgovarati ravnotežni napadni kut [15]:

$$M = M_0 + M_\alpha \alpha_{rav} + M_{\delta_m} \delta_m = 0 \quad (10)$$

$$\alpha_{rav} = \frac{M_0 + M_\delta \delta_m}{-M_\alpha} \quad (11)$$

5.2.1. Analiza ravnotežnog leta pri maksimalnoj masi i visini

Analizu ravnotežnog leta vršimo pri visini u iznosu od 7620 m (25000 ft). Opterećenje krila se dobije dijeljenjem težine zrakoplova s referentnom površinom:

$$\frac{W}{S_{ref}} = \frac{mg}{S_{ref}} = \frac{5670 \times 9.80665}{39.02} = 1425 \text{ N/m}^2 \quad (12)$$

U jednadžbi (12) za masu m je uzet podatak za ukupnu neto težinu prije polijetanja iz *Tablice 3.*, za konstantu gravitacije g vrijednost 9.80665 m/s^2 , a referentna površina je iščitana iz *Tablice 3.* Interval brzine u kojemu se vršiti analiza promatra se kao raspon od najveće minimalne do najmanje maksimalne brzine kako bi isti sadržavao brzine za sva četiri slučaja. Taj interval će, prema *Tablici 6.*, iznositi od $50.96 - 57.57 \text{ m/s}$. Pomoću programa *Matlab* prikazana je potrebna promjena ravnotežnog napadnog kuta i pripadajućeg otklona kormila visine u ovisnosti o brzini zrakoplova za ,gore navedena, četiri različita slučaja. U proračunu su se koristili slijedeće jednadžbe, a važno je napomenuti kako jednadžbe (13) i (14) zajedno u matričnom zapisu čine jednadžbu (15):

$$C_{Lrav} = \frac{mg}{\frac{1}{2}\rho V^2 S_{ref}} \quad (13)$$

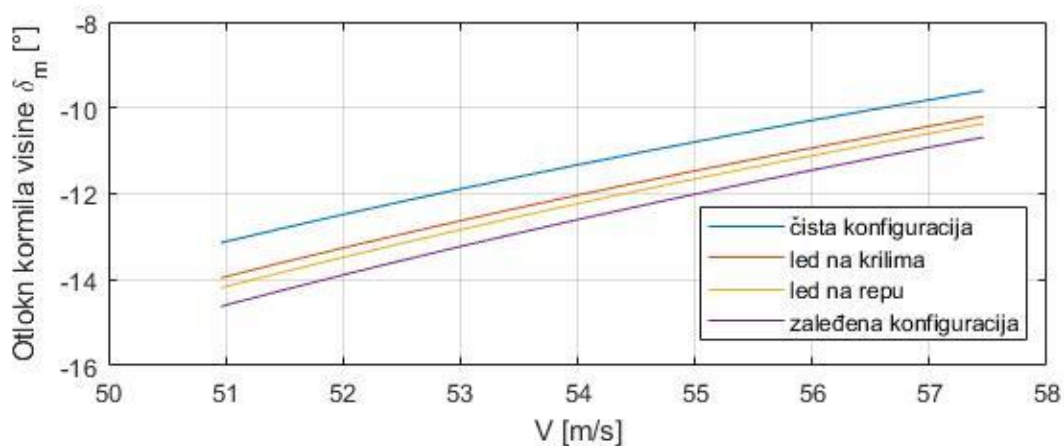
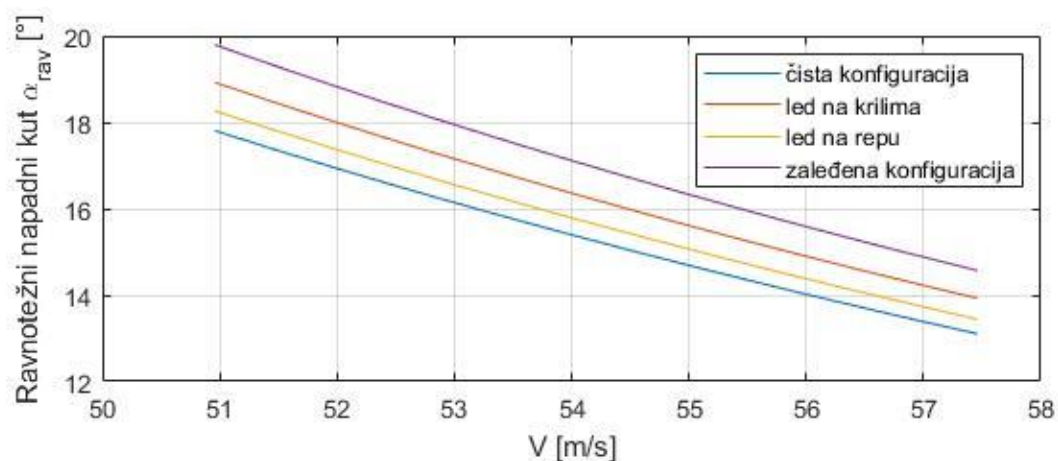
$$C_m = 0 \quad (14)$$

$$\begin{bmatrix} \alpha_{rav} \\ \delta_{m_{rav}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{L\alpha} & C_{Lrav} \\ C_{m\alpha} & C_{m\delta} \end{bmatrix}^{-1} \cdot \begin{bmatrix} C_{Lrav} - C_{L0} \\ 0 - C_{m0} \end{bmatrix} \quad (15)$$

Podatci korišteni u proračunu su za svaki pojedini slučaj prikazani u *Tablici 9.*, dok su na *Slici 14.* prikazani pripadajući, dobiveni dijagrami.

Tablica 9. Podatci korišteni u proračunu ravnotežnog leta pri maksimalnoj masi i visini za četiri različita slučaja

	Čista konfiguracija	Led na krilima	Led na repu	Zaleđena konfiguracija
H	7620 m	7620 m	7620 m	7620 m
W/S	1425 N/m ²	1425 N/m ²	1425 N/m ²	1425 N/m ²
V	50.96 ... 57.57m/s	50.96 ... 57.57m/s	50.96 ... 57.57m/s	50.96 ... 57.57m/s
C_{L0}	0.3800	0.3800	0.3800	0.3800
C_{La}	5.6600	5.3420	5.5200	5.0940
C_{Lδm}	0.6080	0.5940	0.5650	0.5500
C_{m0}	0.0080	0.0080	0.0080	0.0080
C_{ma}	-1.3100	-1.2850	-1.2630	-1.1800
C_{mδm}	-1.7400	-1.7090	-1.5930	-1.5660



Slika 14. Potrebna promjena ravnotežnog napadnog kuta i priradajućeg otklona kormila visine za četiri različita slučaja pri maksimalnoj masi i visini

Sa Slike 14. i prikazanog dijagrama vidljivo je da se za određenu brzinu leta potreban ravnotežni napadni kut povećava s pojavom leda. Tako će za čistu konfiguraciju zrakoplova, pri određenoj brzini leta, ravnotežni napadni kut biti najmanji. Pojavom leda na repu zrakoplova povećavat će se i ravnotežni napadni kut, a isti efekt vrijedi i pri pojavi leda na krilima i ,u krajnjem slučaju, kod potpuno zaleđene konfiguracije. Podatci iščitani za aritmetičku sredinu promatranog intervala govore da se ravnotežni napadni kut pri pojavi leda na repu povećao za 3.23 %, za led na krilima 6.26 %, a za potpuno zaleđeni zrakoplov 11.13 %. Što se tiče otklona kormila visine ,pri određenoj brzini leta, najmanja apsolutna vrijednost je za čistu konfiguraciju zrakoplova. Taj se iznos postepeno povećava za pojavu leda i to redom za led na krilima u iznosu od 6.27 %, zatim na repu 8.06 % i u konačnici za potpuno zaleđeni zrakoplov 11.29 %.

5.2.2. Analiza ravnotežnog leta pri masi od 4220 kg i visini od 3810 m

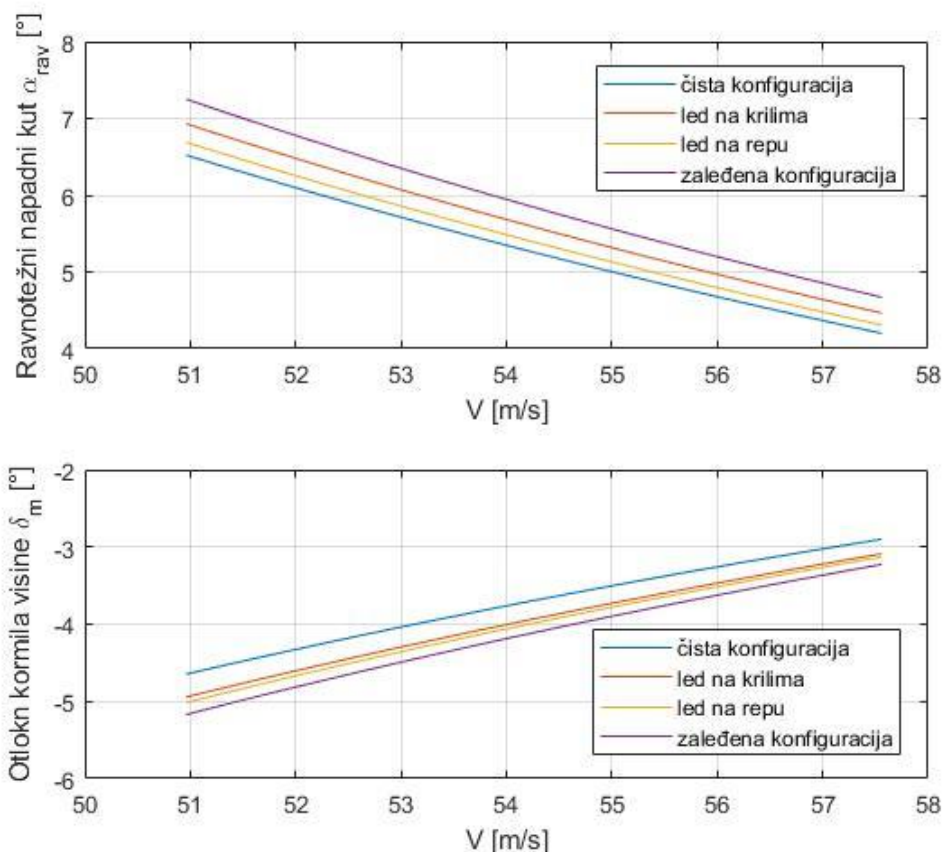
U ovome poglavlju analizira se ravnotežni let s neto masom zrakoplova bez tereta iščitane iz Tablice 3. ($m=4220$ kg) na visini od 3810 m. Opterećenje u ovom slučaju iznosi:

$$\frac{W}{S_{ref}} = \frac{mg}{S_{ref}} = \frac{4217.05 \times 9.80665}{39.02} = 1058 \text{ N/m}^2 \quad (16)$$

Podatci korišteni pri analizi ravnotežnog leta u zadanim uvjetima prikazani su u Tablici 10. Interval brzine u kojemu se analizira ravnotežni let isti je kao i u Poglavlju 5.2.1. , te on iznosi od 50.96 – 57.57 m/s. Dobiveni dijagrami ovisnosti ravnotežnog napadnog kuta i pripadajućeg otklona kormila visine za zadanu masu i visinu leta prikazani su na Slici 15.

Tablica 10. Podatci korišteni u proračunu ravnotežnog leta pri $m=4220$ kg i $h=3810$ m za četiri različita slučaja

	Čista konfiguracija	Led na krilima	Led na repu	Zaleđena konfiguracija
h	3810 m	3810 m	3810 m	3810 m
W/S	1058 N/m ²	1058 N/m ²	1058 N/m ²	1058 N/m ²
V	50.96 ... 57.57m/s	50.96 ... 57.57m/s	50.96 ... 57.57m/s	50.96 ... 57.57m/s
C_{L0}	0.3800	0.3800	0.3800	0.3800
C_{La}	5.6600	5.3420	5.5200	5.0940
C_{Lδm}	0.6080	0.5940	0.5650	0.5500
C_{m0}	0.0080	0.0080	0.0080	0.0080
C_{ma}	-1.3100	-1.2850	-1.2630	-1.1800
C_{mδm}	-1.7400	-1.7090	-1.5930	-1.5660



Slika 15. Potrebna promjena ravnotežnog napadnog kuta i pripadajućeg otklona kormila visine za četiri različita slučaja pri $m=4220$ kg i $h=3810$ m

Sa Slike 15. je vidljivo da je najmanji ravnotežni napadni kut potreban kod potpuno čiste konfiguracije zrakoplova. Pojavom leda na repu zrakoplova potreban ravnotežni napadni kut se povećava za 2.67 %. Za pojavu leda na krilima povećanje je 6.30 %, dok je za potpuno zaleđeni zrakoplov povećanje 11.26 %. Najmanja apsolutna vrijednost otklona kormila visine u zadanim uvjetima je za čisti zrakoplov i taj se broj povećava s pojavom leda. Nastankom leda na krilima povećanje u otklonu kormila visine je 6.52 %, za led na repu 7.88% ,a za potpuno zaleđeni zrakoplov 11.41 %.

5.2.3. Usporedba analiza ravnotežnog leta

Analiza ravnotežnog leta zrakoplova DHC-6 serije 300 rađena je za dvije različite mase i visine te će se u ovom poglavlju usporediti prethodno dobiveni rezultati koji su iščitani za brzinu leta u iznosu od 54 m/s. Dobiveni rezultati su prikazani u Tablici 11.

Tablica 11. Usporedba analiza ravnotežnog leta za četiri različita slučaja

		Čista konfiguracija	Led na krilima
m _{max} = 5670 kg h _{max} = 7620 m	α _{ravn} [°]	15.18	16.13
	δ _m [°]	-11.16	-11.86
m= 4220 kg h= 3810 m	α _{ravn} [°]	5.24	5.57
	δ _m [°]	-3.68	-3.92
		Led na repu	Zaleđena konfiguracija
m _{max} =5670 kg h _{max} =7620 m	α _{ravn} [°]	15.67	16.87
	δ _m [°]	-12.06	-12.42
m=4220 kg h= 3810 m	α _{ravn} [°]	5.38	5.83
	δ _m [°]	-3.97	-4.10

Ako se promatraju vrijednosti potrebnog ravnotežnog napadnog kuta vidljivo je da je za manju masu i visinu leta potreban i manji kut. Točnije, iz rezultata je vidljivo da je za maksimalnu masu i visinu potreban 2.9 puta veći napadni kut u odnosu na slučaj kada masa zrakoplova iznosi 4220 kg i visina 3810 m, a to se povećanje odnosi na svaku konfiguraciju zrakoplova neovisno o tome je li zaleđena ili ne. S druge strane, potreban otklon kormila visine za svaki slučaj bit će 3.03 puta veće pri maksimalnoj masi i visini leta.

5.3. Analiza doleta zrakoplova

Dolet zrakoplova je najveća teorijska udaljenost koju zrakoplov može preletjeti na određenoj visini s ukupnom količinom goriva. U stvarnosti to nije ostvarivo pošto zrakoplov troši određenu količinu goriva pri polijetanju, penjanju na željenu visinu, spuštanju i u konačnici mu je potrebna određena količina goriva koja će ostati u rezervi. Za izračun prijeđenog puta koristi se *Bréguetovom jednadžbom doleta* koja glasi:

$$R = \frac{\eta_P}{g} \frac{C_L}{C_D} \ln \left(\frac{m_i}{m_k} \right) \quad (17)$$

Koliki će put zrakoplov prijeći ovisi o koeficijentu uzgona, odnosno o tome koliki je bio napadni kut tijekom leta. Tome napadnom kutu odgovara određeni omjer C_L/C_D pri čemu je koeficijent uzgona $C_L = C_{L0} + C_{L\alpha}\alpha$, a koeficijent otpora $C_D = C_{D0} + KC_L^2$.

5.3.1. Analiza doleta zrakoplova pri maksimalnoj masi i visini

Za odabrani zrakoplov poletne mase 5670 kg određuje se maksimalni dolet pri visini krstarenja od 7620 m, odnosno 25000 ft pri čemu je masa goriva 1114,48 kg. Masa goriva raspoloživa za let u ovom režimu promatra se kao maksimalna masa goriva umanjena za gorivo potrebno za penjanje na visinu krstarenja kao i za rezervu goriva koja je dovoljna za let u trajanju od 30 minuta u režimu najduljeg trajanja leta. Pri tome se uzima da zrakoplov za vrijeme penjanja na visinu krstarenja potroši 70 kg goriva. Za provedbu proračuna koriste se vrijednosti koje su navedene u *Tablici 12.*, dok je specifična masena potrošnja goriva iščitana iz literature [14]. Nađena je vrijednost za SFC (engl. Specific fuel consumption – specifična potrošnja goriva) u iznosu od 0.612 Ib/h/KS te se taj broj pretvorio u međunarodni sustav mjernih jedinica.

$$SFC = 0.612 \text{ Ib/h/KS} = 0.612 \cdot 0.4536 \cdot \frac{1}{3600 \cdot 745.7} = 0.1 \cdot 10^{-6} \text{ kg/s/W} \quad (18)$$

Koeficijenti C_{D0} i K , koji se razlikuju ovisno o tome koji je dio zrakoplova zaleđen, su iščitani iz *Tablice 4.*

Tablica 12. Podatci korišteni pri analizi doleta zrakoplova za maksimalnu masu i visinu leta

NAZIV	VRIJEDNOST
Referentna površina S	39.02 m ²
Specifična masena potrošnja motora C_P	0.1 · 10 ⁻⁶ kg/s/W
Koeficijent elise η_P	0.75
Ubrzanje sile teže g	9.81 m/s ²
Inicijalna masa m_i	5670 kg
Masa goriva m_g	1114,48 kg
Masa goriva potrošena pri penjanju m_p	70 kg
Visina krstarenja h	7620 m

Za izračun doleta zrakoplova koristi se već spomenuta *Bréguetova jednadžba* koja sada poprima oblik:

$$R = \frac{\eta_P C_L}{g C_P C_D} \ln \left(\frac{m_1}{m_2} \right) \quad (19)$$

Masa m_1 se dobiva tako da od inicijalne ili početne mase oduzmemo masu potrošenu pri penjanju zrakoplova. Ta masa će biti jednaka neovisno o tome je li zrakoplov zaleđen.

$$m_1 = m_i - m_p = 5670 - 70 = 5600 \text{ kg} \quad (20)$$

Masa m_2 dobiva se iz jednadžbe za maksimalno trajanje leta (*endurance*) pošto se pretpostavilo da ostaje određena količina rezerve goriva koja odgovara letu u ovome režimu u trajanju od 30 minuta:

$$E = \frac{2\eta_P}{g C_P} \sqrt{\frac{\rho S}{2g}} \frac{C_{L_1}^{2/3}}{C_{D_1}} \left(\frac{1}{\sqrt{m_k}} - \frac{1}{\sqrt{m_2}} \right) \quad (21)$$

Pri tome se mora voditi računa da su koeficijenti C_{L_1} i C_{D_1} različiti za svaki pojedini slučaj. U jednadžbi maksimalnog trajanja leta za koeficijent uzgona vrijedi:

$$K C_{L_1}^2 = 3 C_{D_0} \quad (22)$$

$$C_{L_1} = \sqrt{\frac{3 C_{D_0}}{K}} \quad (23)$$

Koeficijent otpora računa se prema:

$$C_{D_1} = C_{D_0} + K C_{L_1}^2 \quad (24)$$

Jedina preostala nepoznanica u toj jednadžbi je konačna masa m_k koja se dobije tako što se inicijalnoj masi oduzme masa goriva, tj:

$$m_k = m_i - m_g = 5670 - 1114.48 = 4555.52 \text{ kg} \quad (25)$$

Tako se izračunava masa m_2 pa se može vratiti u *Bréguetovu jednadžbu doleta* kako bi se odredile tražene vrijednosti. Jedine nepoznanice koje ostaju su koeficijent uzgona i otpora, a njih se računa prema slijedećim relacijama:

$$C_L = \sqrt{\frac{C_{D_0}}{K}} \quad (26)$$

$$C_D = C_{D_0} + K C_L^2 \quad (27)$$

Dobiveni rezultati prikazani su u *Tablici 13*.

Tablica 13. Dobiveni rezultati doleta za četiri različita slučaja pri maksimalnoj masi i visini leta

	Čista konfiguracija	Led na krilima	Led na repu	Zaleđena konfiguracija
R	1599.5 km	1428.2 km	1491.2 km	1226.4 km

Kako je bilo za očekivati zrakoplov će najveći put prijeći pri potpuno čistoj konfiguraciji. Pojavom leda dolet će se smanjivati i to redom za pojavu leda na repu, zatim na krilima i u konačnici će biti najmanji za potpuno zaleđeni zrakoplov. Tako će se pri pojavi leda na repu dolet smanjiti za 6.77 %, a pri pojavi leda na krilima za 10.71 %. Pri potpuno zaleđenoj konfiguraciji smanjenje iznosi 23.33 % što odgovara putu od 373.1 km.

5.3.2. Analiza doleta zrakoplova pri masi od 4220 kg i visini krstarenja od 3810 m

U ovom poglavlju vrši se analiza doleta odabranog zrakoplova pri neto težini bez tereta u iznosu od 4220 kg i visini krstarenja od 3810 m. Proračun se radi na temelju istih principa i jednadžbi kao u *Poglavljju 5.3.1.*, ali je razlika u inicijalnoj masi i visini. Koeficijenti C_{D0} i K su također iščitani iz *Tablice 4.*, a zbog bolje preglednosti proračuna u *Tablici 14.* prikazani su podatci korišteni u analizi doleta za gore navedene vrijednosti mase i visine. Dobiveni rezultati doleta prikazani su u *Tablici 15.*

Tablica 14. Podatci korišteni pri analizi doleta zrakoplova za $m=4220$ kg i $h=3810$ m

NAZIV	VRIJEDNOST
Referentna površina S	39.02 m ²
Specifična masena potrošnja motora C_P	$0.1 \cdot 10^{-6}$ kg/s/W
Koeficijent elise η_P	0.75
Ubrzanje sile teže g	9.81 m/s ²
Inicijalna masa m_i	4220 kg
Masa goriva m_g	1114,48 kg
Masa goriva potrošena pri penjanju m_p	70 kg
Visina krstarenja h	3810 m

Tablica 15. Dobiveni rezultati doleta za četiri različita slučaja pri $m=4220$ kg i $h=3810$ m

	Čista konfiguracija	Led na krilima	Led na repu	Zaleđena konfiguracija
R	2328.1 km	2084.1 km	2174.4 km	1797.9 km

Iz rezultata prikazanih u *Tablici 15.* vidljivo je da se dolet pojavom leda na repu zrakoplova smanjuje za 6.6 % u odnosu na čistu konfiguraciju. Ako se led pojavi na krilima smanjenje

iznosi 10.48 %, dok je za potpuno zaleđeni zrakoplov njegov iznos čak 22.77 % što odgovara putu od 530.2 km.

5.3.3. Usporedba analiza doleta zrakoplova

Kako bi se što bolje vidio utjecaj stvorenoga leda na dolet zrakoplova usporedit će se doleti zrakoplova pri različitim masama i visinama leta. U tablici 16. prikazani su dobiveni rezultati doleta za četiri različite konfiguracije zrakoplova pri maksimalnoj masi i visini te masi od 4220 kg i visini od 3810 m. Iz prikazanih rezultata vidljivo je da se dolet smanjenjem mase zrakoplova i visine leta povećao za 0.69 puta. To je bilo i za očekivati pošto zrakoplov pri manjoj masi troši manje goriva, a i opterećenja kojima je podvrgnut su manja.

Tablica 16. Usporedba analiza doleta zrakoplova za četiri različita slučaja

		Čista konfiguracija	Led na krilima
$m_{\max}= 5670$ kg $h_{\max}= 7620$ m	R	1599.5 km	1428.2 km
$m= 4220$ kg $h=3810$ m	R	2328.1 km	2084.1 km
		Led na repu	Zaleđena konfiguracija
$m_{\max}= 5670$ kg $h_{\max}= 7620$ m	R	1491.2 km	1226.4 km
$m= 4220$ kg $h=3810$ m	R	2174.4 km	1797.9 km

5.4. Analiza maksimalnog trajanja leta

U slučajevima kada nemamo stvorene uvijete za slijetanje cilj nam je što dulje boraviti u zraku. Tada trebamo letjeti u režimu s najvećim vremenom trajanja leta za određenu količinu goriva. To vrijeme trajanja leta označavamo sa slovom E (engl. Endurance) i ono je jednako vremenu koje je potrebno da se ukupna masa zrakoplova smanji za masu goriva. Za zrakoplove s elisom i pri uvjetu konstantnog napadnog kuta (uz odgovarajuću brzinu horizontalnog leta) vrijedi slijedeća jednadžba:

$$E = \frac{2\eta_P}{g C_P} \sqrt{\frac{\rho S}{2g} \frac{C_L^{2/3}}{C_D}} \left(\frac{1}{\sqrt{m_k}} - \frac{1}{\sqrt{m_i}} \right) \quad (28)$$

Kako bi vrijeme trajanja leta bilo što dulje napadni kut trebamo izabrati tako da funkcija koeficijenta uzgona bude u maksimumu. To znači da će inducirani otpor biti jednak trostrukoj vrijednosti parazitskog otpora, a to je ujedno uvjet minimalne potrebne snage:

$$KC_L^2 = 3C_{D0} \quad (29)$$

5.4.1. Analiza maksimalnog trajanja leta pri najvećoj masi i visini

Kako bi se izvršila analizirali maksimalnog trajanje leta koriste se podatci prikazani u *Tablici 17*. Koeficijenti uzgona i otpora za svaki pojedini slučaj konfiguracije zrakoplova računaju se pomoću slijedećih relacija:

$$C_L = \sqrt{\frac{3C_{D0}}{K}} \quad (30)$$

$$C_D = C_{D0} + KC_L^2 \quad (31)$$

Pri tome se koeficijenti nultog i induciranog otpora iščitavaju iz *Tablice 4*. Valja napomenuti kako se u ovom proračunu pretpostavilo da je svo raspoloživo gorivo potrošeno što u stvarnosti nije slučaj. Naime, uvijek je potrebno ostaviti određenu količinu rezerve goriva zbog sigurnosti i ta se rezerva najčešće računa u režimu maksimalnog trajanja leta. Stoga je ovaj proračun napravljen kako bismo imali okvirnu vrijednost koliko bi taj let teoretski mogao trajati, ali to svakako nije primjenjivo u stvarnosti.

Tablica 17. Podatci korišteni za analizu maksimalnog trajanja leta pri najvećoj masi i visini

NAZIV	VRJEDNOST
Referentna površina S	39.02 m ²
Specifična masena potrošnja motora C_P	0.1 · 10 ⁻⁶ kg/s/W
Koeficijent elise η_P	0.75
Ubrzanje sile teže g	9.81 m/s ²
Inicijalna masa m_i	5670 kg
Masa goriva m_g	1114,48 kg
Visina krstarenja h	7620 m

Maksimalno trajanje leta računamo pomoću jednadžbe (28), a dobiveni podatci su prikazani u *Tablici 18*.

Tablica 18. Dobiveni rezultati maksimalnog trajanja leta za četiri različita slučaja pri najvećoj masi i visini

	Čista konfiguracija	Led na krilima	Led na repu	Zaleđena konfiguracija
E	7h 55min 12s	7h 27min 36s	7h 35min 24s	6h 40min 12s

6. ZAKLJUČAK

Stvaranje leda ima značajan utjecaj na performanse i karakteristike zrakoplova tijekom leta. Performanse zrakoplova se testiraju i proračunavaju pod pretpostavkom da su sve aerodinamičke površine glatke i čiste te da su svi instrumenti koji su potrebni za let zrakoplova u ispravnom stanju. U slučaju da se na kontrolnim površinama pojavi led performanse mogu biti poremećene u većoj ili manjoj mjeri, a u najgorem slučaju može doći do gubitka upravljivosti što za posljedicu može imati kolapsa konstrukcije i pada zrakoplova. Zrakoplov je vrlo složena konstrukcija i da bi se zrakoplovne operacije mogle normalno odvijati potreban je cijeli niz sustava koje to omogućuju. U današnjem, modernom dobu mala je vjerojatnost da će do totalnog kolapsa zrakoplova i njegova pada (što se smatra krajnjom i najnepovoljnijom situacijom) doći zbog kvara samo jednog sustava. To su u pravilu cijeli nizovi čimbenika koji utječu na kolaps, a jedan od njih je pojava leda.

Povećana težina i potisak, smanjen uzgon i narušavanje aerodinamike su glavni problemi koje stvoreni led može proizvesti. Iz toga su razloga u ovom radu proračunate performanse zrakoplova za četiri različita slučaja: potpuno čista konstrukcija, led na krilima, led na repu i potpuno zaleđeni zrakoplov. Na temelju podataka o aerodinamičkim koeficijentima u uvjetima zaleđivanja, koje je prikupio NASA-in istraživački centar, izvršila se analiza ovojnice, ravnotežnog leta, doleta i maksimalnog trajanja leta. Analiza se izvršila za dvije različite mase i visine leta, a rezultati ukazuju da su performanse zrakoplova znatno narušene kako se povećava udio leda. Ustanovljeno je da se ravnotežni napadni kut, pri određenoj brzini, povećava s pojavom leda pa je stoga njegov iznos najmanji kod čiste konfiguracije zrakoplova. Prikazano je da se isti povećava i to redom za pojavu leda na repu, zatim na krilima i u konačnici za potpuno zaleđeni zrakoplov. Što se tiče otklona kormila visine utvrđen je nešto drugačiji trend. Naime, iz rezultata je vidljivo da je najmanja apsolutna vrijednost za čistu konfiguraciju i da se taj iznos postepeno povećava za pojavu leda na krilima, zatim na repu, a najveći je za potpuno zaleđenu konstrukciju. Pri proračunu ostalih performansi, poput doleta, došlo se do istih zaključaka. To je bilo za očekivati i u skladu je s temeljnim pretpostavkama o utjecaju leda na zrakoplov i njegove karakteristike.

Na temelju rezultata dobivenih u ovom radu može se približno uvidjeti problematika izazvana stvaranjem leda koja je, naravno, puno kompleksnija nego što je to ovdje prikazano. Unatoč tome jasno je da led predstavlja veliku opasnost i da ga treba tretirati s najvećim

moogućim oprezom. Ako se primjerice led pojavi na napadnim ivicama krila postoji mogućnost zamrzavanja pretkrilca pa samim time i njihova izvlačenja. Isto tako, ako se zamrzne kormilo pravca zrakoplov može izgubiti upravljivost po horizontalnoj osi. U svakom slučaju led predstavlja veliku opasnost i mogućnost njegove pojave veća je ukoliko su meteorološki uvjeti lošiji. U takvim situacijama posada i aerodromsko osoblje mora obratiti veliku pozornost da procedure zaštite zrakoplova od leda, kao i procedure odleđivanja, provodi u skladu s propisima.

Kao prijedlog za budući rad bilo bi zanimljivo provesti analizu utjecaja zaleđivanja na performanse zrakoplova pomoću aerodinamičkih koeficijenata prikazanih u *Tablici 2.*, točnije koeficijenata koji su usko vezani za pojam bočne stabilnosti zrakoplova.

LITERATURA

- [1] Czernkovich, N.: Understanding In-Flight Icing, Transport Canada Aviation Safety Seminar, 2004.
- [2] Perkins, P.J i W.J. Reike: In-Flight Icing, Ohio, Unated States, 2001.
- [3] Pavlin S., Bračić M.: Tehnologija prihvata i otpreme zrakoplova, Fakultet prometnih znanosti, Zagreb, 2017.
- [4] Bragg, M.B.: Aircraft Aerodynamic Effects Due To Large-Droplet Ice Accretions, AIAA Paper, 1996.
- [5] Bragg. M.B.: Effect of Ice Accretion on Aircraft Flight Dynamics, AIAA Aerospace Meeting & Exhibit, 2000.
- [6] Bradley, J., Anderson, A. i Sivier, K.: The Impact of Smart Icing Systems on Commuter Aircraft, AIAA Paper, 2000.
- [7] Preston, G.M. i Blackman, C.C.: Effects of Ice Formation on Airplane Perfomance in Level Cruising Flight, 1948.
- [8] Leckman, P.R.: Qualification of a Light Aircraft for Flight in Icing Conditions, SAE paper, 1971.
- [9] Ashenden, R. i Marwitz, J.: Turboprop Aircraft Performance Response to Various Environmental Conditions, AIAA Paper, 1997.
- [10] Ranuado, R.J.: The Measurement of Aircraft Performance and Stability and control After Flight Through Natural Icing Conditions,” AIAA 86-9758, 1986.
- [11] Ratvasky, T.P. i Ranaudo, R.J.: Icing Effects on Aircraft Stability and Control Determined from Flight Data, 1993.
- [12] Karlsen, L.K. i Solberg, A.: Digital Simulation of Aircraft Longitudinal Motions With Tailplane Icing, The Royal Institute of Technology, Stockholm, Sweden, 1983.
- [13] Hiltner, D.W.: A Nonlinear Aircraft Simulation of Ice Contaminated Tailplane Stall, The Ohio State University, 1998.
- [14] Viking Air Limited, DHC-6 series 300 – Pilot Operating Handbook and Aircraft Flight Manual, 2010.
- [15] Vrdoljak M., Janković S.: Performanse zrakoplova, Fakultet strojarstva i brodogradnje, Zagreb, 2016.