Proračun parametara leta u proceduri otkaza motora na avionu Pilatus PC-9M

Katavić, Dominik

Master's thesis / Diplomski rad

2022

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:119:112538

Rights / Prava: In copyright / Zaštićeno autorskim pravom.

Download date / Datum preuzimanja: **2024-03-29**



Repository / Repozitorij:

Faculty of Transport and Traffic Sciences - Institutional Repository







SVEUČILIŠTE U ZAGREBU

FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI

Dominik Katavić

PRORAČUN PARAMETARA LETA U PROCEDURI OTKAZA MOTORA NA AVIONU PILATUS PC-9M

DIPLOMSKI RAD

Zagreb, 2022.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI
POVJERENSTVO ZA DIPLOMSKI ISPIT

Zagreb, 9. ožujka 2022.

Zavod: **Zavod za aeronautiku**
Predmet: **Zrakoplovna navigacija IV**

DIPLOMSKI ZADATAK br. 6589

Pristupnik: **Dominik Katavić (0135249287)**
Studij: Aeronautika

Zadatak: **Proračun parametara leta u proceduri otkaza motora na avionu Pilatus PC-9M**

Opis zadatka:

1. Karakteristike zrakoplova PC-9M
2. Opisati promjenjivi krak propelera pri otkazu motora
3. Procedure spuštanja pri otkazu motora i manevar prinudnog slijetanja s utjecajem vjetra i bez njega
4. Proračun doleta za različite procedure spuštanja
5. Priprema i provedba letova u svrhu mjerenja parametara tijekom procedura spuštanja
6. Analiza podataka i usporedbe s proračunima
7. Zaključak

Mentor:

prof. dr. sc. Doris Novak

Predsjednik povjerenstva za diplomski ispit:

Sveučilište u Zagrebu

Fakultet prometnih znanosti

DIPLOMSKI RAD

PRORAČUN PARAMETARA LETA U PROCEDURI OTKAZA MOTORA NA AVIONU PILATUS PC-9M

CALCULATION OF FLIGHT PARAMETER DURING THE ENGINE FAILURE PROCEDURE ON A PILATUS PC-9M AIRCRAFT

Mentor: prof. dr. sc. Doris Novak

Student: Dominik Katavić

JMBAG:0135249287

Zagreb, 2022.

SAŽETAK:

U radu je obrađen zrakoplov Pilatus PC-9M, osnovne karakteristike zrakoplova te je detaljnije obrađena pogonska skupina i način promjene koraka elise. Opisane su procedure otkaza kod višemotornih i jednomotornih zrakoplova, a za Pilatus je opisana manevar prinudnog slijetanja. Kako bi se zrakoplov doveo u uvjete manevra prinudnog slijetanja potrebna je dobra procjena i kalkulacija doleta, GPS mjerenja koja su odrađena daju jasne podatke o doletu s obzirom na proceduru spuštanja. Pilot koji posjeduje znanje o doletu pri otkazu motora s obzirom na proceduru koje je pokazano u ovom radu ima značajno veću vjerojatnost spašavanja zrakoplova i posade.

Ključne riječi:

Otkaz motora, procedura spuštanja, dolet, GPS mjerenja, usporedba mjerenja

SUMMARY:

This paper deals with Pilatus PC-9M engine failure, basic characteristics and propeller pitch change mechanism. Furthermore, procedures with one engine inoperative are explained in case of multi-engine and single-engine aircraft. In order to bring aircraft into the conditions of a forced landing maneuver pilot needs to calculate range, GPS measurements in this paper give clear data on the range with regard to the descent procedure. A pilot who has knowledge of data for range calculations shown in this paper, is significantly more likely to save the aircraft and crew in engine failure conditions.

Key words:

Engine failure, descent procedure, range, GPS measurements, comparison of measurements

SADRŽAJ

1. UVOD 1
2. Zrakoplov Pilatus PC-9M 3
3. Pogonska skupina 6
3.1. Rad motora 6
3.2. Elisa 9
3.2.1. Mehanizam za promjenu koraka elise 9
3.2.2. Regulator elise 11
3.2.3. Ograničivač brzine vrtnje elise 13
4. Otkaz motora kod višemotornih i jednomotornih zrakoplova 15
4.1. Procedura spuštanja kod višemotornih zrakoplova 15
4.1.1. Nadvišavanje prepreka 17
4.1.2. Izbjegavanje prepreka 18
4.2. Procedure spuštanja kod jednomotornih zrakoplova 20
5. Procedura spuštanja pri otkazu motora na zrakoplovu Pilatus PC-9M 21
5.1. Manevar prinudnog slijetanja 21
5.1.1. Karakteristike manevra i tehnika pilotiranja 22
5.1.2. Korekcija visine 23
5.1.3. Pariranje vjetra kroz manevar 24
5.2. Otkaz motora po školskom krugu 25
5.2.1. Zone otkaza po školskom krugu za pravac polijetanja 13 25
5.2.2. Zone otkaza po školskom krugu za pravac polijetanja 31 27
6. Mjerenje procedura spuštanja 30
6.1. Priprema leta 30
6.2. Meteorološki uvjeti 33
6.3. Imitacija otkaza motora iz pravca 35
6.3.1. Imitacija iz pravca sa zadržavanjem visine 35

6.3.2. Imitacija iz pravca s kutem penjanja 5° 37
6.3.3. Imitacija iz pravca s kutem penjanja 10° 40
6.3.4. Imitacija iz pravca s kutem penjanja 20° 42
6.4. Imitacija otkaza motora sa zaokretom 44
6.4.1. Imitacija sa zaokretom nagiba 30° i zadržavanjem visine 44
6.4.2. Imitacija sa zaokretom nagiba 60° i zadržavanjem visine 46
6.4.3. Imitacija sa zaokretom nagiba 60° i kutem penjanja 10° 48
6.4.4. Imitacija sa zaokretom nagiba 60° i kutem penjanja 20° 50
7. Analiza i usporedba GPS mjerenja 52
7.1. Analiza imitacija iz pravca 52
7.2. Analiza imitacija sa zaokretom 54
8. Zaključak 57
LITERATURA 59
POPIS SLIKA 60
POPIS TABLICA 62
POPIS KRATICA 63

1. UVOD

Otkaz motora u zrakoplovstvu je vrlo stresna situacija na koju svaki pilot mora biti spreman odreagirati, sigurnost posade i preživljavanje je najveći prioritet kapetana zrakoplova. Kako bi kapetan uspješno prizemljio zrakoplov, od početka letačke obuke uvježbava procedure prinudnog slijetanja kroz simulirane situacije. Procedura prinudnog slijetanja zahtjeva veliki psihofizički napor stoga je bitno imati pripremljene procedure, odnosno rješenja za danu situaciju kako se ne bi gubilo dragocjeno vrijeme na odlučivanje svakog postupka.

Svrha ovog istraživanja je dokazivanje najbolje procedure za dane uvjete u situaciji otkaza motora, te kako pilot treba primijeniti proceduru za najveću šansu preživljavanja.

Poglavlje „Zrakoplov Pilatus PC-9M“ opisuje tehničke karakteristike zrakoplova Pilatus PC-9M, dimenzije, glavne i druge zadaće koje se provode na zrakoplovu.

Poglavlje „Pogonska skupina“ opisuje zasebno motor i zasebno elisu, detaljnije je opisano kako izgleda ciklus u motoru, te kako se mijenja postavaka koraka elise s obzirom na promjenu brzine.

Poglavlje „Otkaz motora kod višemotornih i jednomotornih zrakoplova“ u kraćim točkama opisuje procedure spuštanja kod višemotornih odnosno jednomotornih zrakoplova, te je detaljnije opisana *Drift down* procedura kod višemotornih zrakoplova.

Poglavlje „Procedura spuštanja pri otkazu motora na zrakoplovu Pilatus PC-9M“ opisuje postupak pilota u uvjetima otkaza motora na Pilatusu, opisan je manevar prinudnog slijetanja, karakteristike i tehnika pilotiranja u uvjetima vjetra i bez vjetra, također ukoliko dođe do otkaza po školskom krugu opisane su procedure za oba smjera školskog kruga na Zadarskoj uzletno-sletnoj stazi.

U poglavlju „Mjerenje procedura spuštanja“ obrađena su GPS mjerenja za 8 procedura spuštanja prilikom otkaza motora, u uvjetima kada je zrakoplov usmjeren prema uzletno-sletnoj stazi i uvjetima kada je zaokrenut za 180° od uzletno-sletne staze. Ispitivao se dolet za različite kuteve penjanja i različite zaokrete, te su dobiveni podaci o usporenju zrakoplova s obzirom na kut penjanja i nagib zaokreta.

U poglavlju „Analiza i usporedba GPS mjerenja“ obrađeni su svi podaci koju se dobiveni iz GPS mjerenja te prikazani kroz šest tablica, iz tablica se jasno vidi koja procedura ima najbolje karakteristike za dane uvjete, u dvije tablice su prikazani dobiveni rezultati uspoređeni

s teorijskim proračunom doleta odnosno gubitka visine, te su najznačajniji podaci prokomentirani.

U zaključku su opisani konačni rezultati GPS mjerenja, te je prikazana najefektivnija procedura ovisno o uvjetima i potrebama pilota u danoj situaciji.

2. Zrakoplov Pilatus PC-9M

Zrakoplov Pilatus PC-9M je jednomotorni niskokrilac, metalne konstrukcije, namijenjen za temeljnu i naprednu obuku pilota u sustavu Hrvatskog ratnog zrakoplovstva. Maksimalna brzina iznosi 320 čvorova (engl. *Knot* – kt) odnosno 0.65 Macha (Ma), te je dozvoljeno temeljno i akrobatsko letenje do maksimalne visine od 25 000 stopa (engl. *Feet* – ft), u rasponu dozvoljenih opterećenja u iznosu od -3.5g do +7g, pri izvučenim stajnim trapom podnosi opterećenja od +2g do 0g. Pogonsku skupinu čine turboelisni motor sa slobodnom turbinom proizvođača *Pratt & Whitney* oznake *PT6A-62* snage 950 konjskih snaga (KS) u vezi s četverokrakom metalnom elisom proizvođača *Hartzell* promjenjivog koraka. Zrakoplov omogućuje dnevnu i noćnu obuku pilota u vizualnim meteorološkim uvjetima (VFR) kao i instrumentalno letenje u instrumentalnim meteorološkim uvjetima (IFR) [1].

Uz obuku pilota, *Pilatus* se u sustavu Hrvatskog ratnog zrakoplovstva još koristi za potrebe Obalne straže u zadaćama izviđanja i nadzora granice te traganja i spašavanja. U združenim vježbama s lovačkom eskadrilom koristi se za vježbe presretanja u zraku, te u koordinaciji s Hrvatskom kopnenom vojskom koristi se za obučavanje protuzračne obrane.

Pri propisano napuhanim gumama i izvučenim stajnim trapom dimenzije zrakoplova su sljedeće:

Raspon krila: 10.19 m (33 ft 5 in)

Dužina aviona: 10.175 m (33 ft 4 in)

Visina aviona: 3.26 m (10 ft 8 in)

Širina stajnog trapa: 2.54 m (8 ft 4 in)

Maksimalna dopuštena masa na stajanci iznosi 2360 kg, maksimalna dopuštena masa na polijetanju i slijetanju iznose 2350 kg. Zrakoplov posjeduje prtljažni prostor s maksimalnim dopuštenim teretom od 25 kg [1].

Dva pilotska sjedala postavljena su u "tandem", odnosno jedno ispred drugog, stražnje sjedalo je u nadvišenju u odnosu na prvo zbog bolje preglednosti. Kupolasti poklopac pokriva i prednju i stražnju pilotsku kabinu te omogućava dobru vidljivost za oba pilota. Poklopac nema mogućnost odbacivanja u zraku, pri izbacivanju pilota vrhovi pilotskog sjedala namijenjeni su za probijanje poklopca i sigurno napuštanje zrakoplova. Oba pilotska sjedala imaju mogućnost izbacivanja, minimalna sigurnosna brzina za izbacivanje na zemlji iznosi 60 kt. Sigurnosni

ventil na stražnjem sjedalu ukoliko je uključen omogućava združeno izbacivanje oba pilotska sjedala, instruktor koji se nalazi na stražnjem sjedalu povlačeći ručku za izbacivanje izbacuje prvo stražnje zatim prednje sjedalo u kojem se nalazi učenik letač, što je uvijek praksa kod letenja s kadetima [1].

Prednja i stražnja kabina prikazane na slikama 1 i 2 su gotovo jednake, prije samostalnog letenja stražnja kabina se osigurava prema redovnoj proceduri iz liste redovnih postupaka (engl. *Normal procedure checklist*) kako bi se osigurala sigurnost na letu i smanjila nepotrebna električna potrošnja. U stražnjoj kabini nedostaju pilotski magnetni kompas, ručica za zaključavanje komandi leta, parkirna kočnica, kompletni panel s baterijskim i generatorskim osiguračima, te nešto prekidača. Za razliku od prednje kabine, stražnja kabina još dodatno posjeduje indikator korištenja kočnica u prednjoj kabini, te dodatne poluge na pedalama kako bi instruktor mogao nadvladati pogrešno korištenje kočnica učenika letača [2].



Slika 1. Prednja kabina

Izvor: [2]



Slika 2. Stražnja kabina

Izvor: [2]

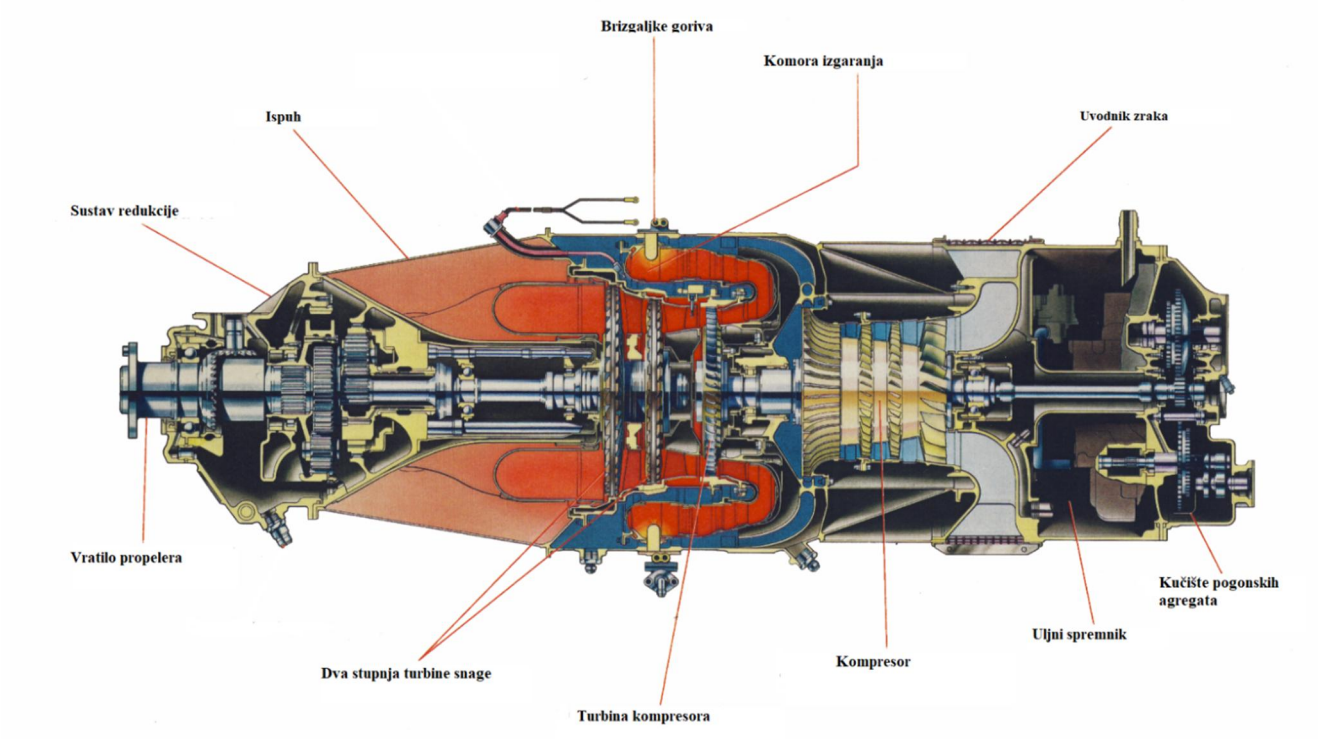
3. Pogonska skupina

Zrakoplov je pogonjen turboelisnim motorom Kanadskog proizvođača *Pratt & Whitney* oznake *PT6A-62* maksimalne snage 950 KS koji preko dva stupnja redukcije pogoni četverokraku metalnu elisu održavajući konstantnih 2000 o/min [2].

3.1. Rad motora

Motor prikazan na slici 3, se sastoji od 4 glavna dijela:

- Zračna sekcija: uvodnik zraka i kompresor
- Vruća sekcija: sekcija turbina, komora izgaranja, sekcija ispuha
- Hladna sekcija: kućište pogonskih agregata, uljni spremnik
- Reduktor elise



Slika 3. Motor

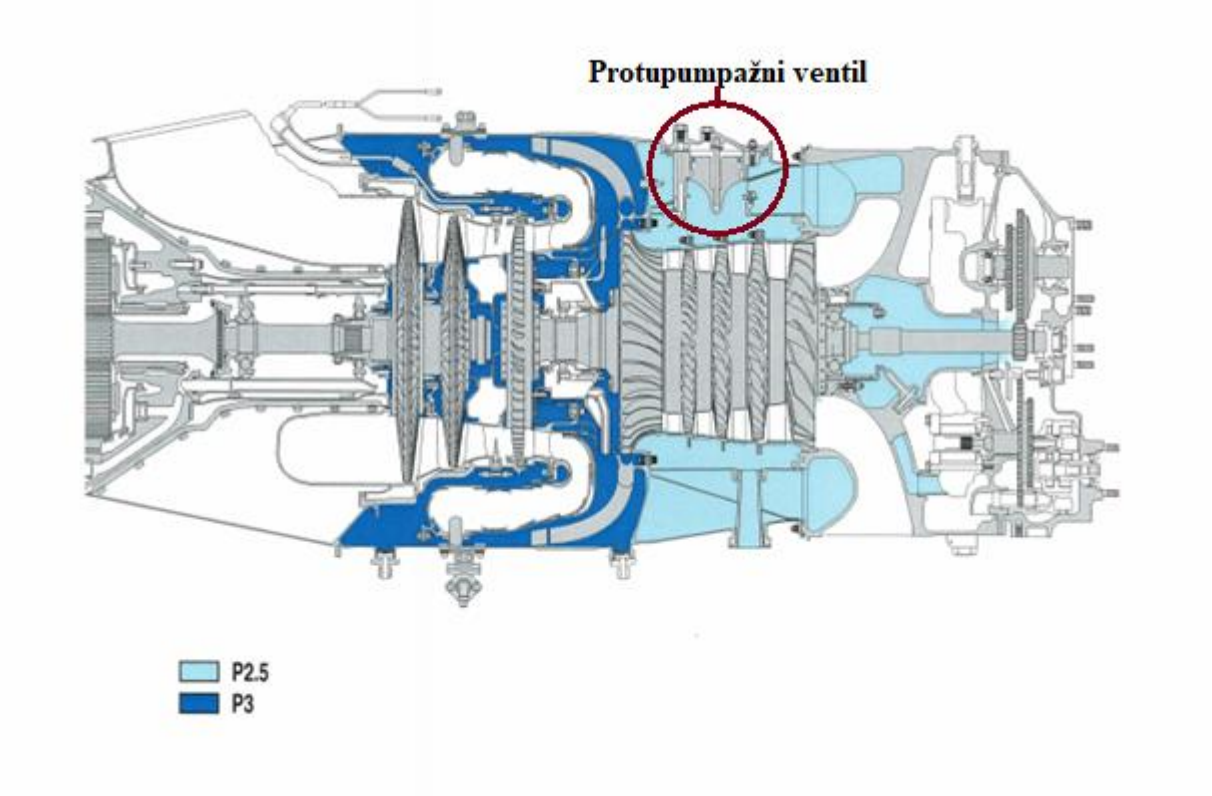
Izvor: [2]

Pilot u kabini uključivanjem prekidača *Starter* dovodi napon na uređaj *Starter-generator* koji se nalazi u kućištu pogonskih agregata, incijalno se pokreće turbina kompresora koja je vezana za sami kompresor i kućište pogonskih agregata. Kompresor započinje usisavati

zrak koji kroz uvodnik ulazi u motor, zatim u kompresor. Zrak se dovodi u zračnu sekciju, te se kroz tri aksijalna stupnja kompresije neprekidno ubrzava preko rotorskih lopatica zatim se preko statorskih lopatica usporava i usmjerava prema zadnjem radijalnom stupnju kompresije. Kroz svaki stupanj kompresije se povećanjem broja lopatica i smanjenjem presjeka dodatno usporava i povećava tlak zraka, smanjuje se kinetička a povećava potencijalna energija fluida. Dovođenjem zraka pred radijalni stupanj kompresije ponovo dolazi do povećanja brzine te slijedi zakretanje zraka za 90° kroz difuzorske cijevi pri čemu zrak gubi na brzini, a dodatno se povećava tlak i temperatura. Nakon radijalnog stupnja kompresije zrak s velikom temperaturom dolazi u komoru izgaranja gdje se miješa s gorivom koje se raspršuje kroz četrnaest brizgaljki. Povećanjem okretaja turbine kompresora i punjenjem komore izgaranja pilot u kabini uključuje prekidač *Ignition* kojim preko dviju svjećica daje iskru i zapaljuje smjesu goriva i zraka, nakon zapaljenja sustav postaje samoodrživ te za daljnji rad svjećica nije nužna za održavanja izgaranja, pilot isključuje prekidač *Ignition*. Plinovi izgaranja napuštaju komoru te dolaze na statorske lopatice turbine kompresora, statorske lopatice ubrzavaju vrući plin te pri najpovoljnijem kutu opstrujavaju lopatice rotora. Ekspanzijom vrućih plinova na rotoru se stvara mehanička energija za pogon kompresora i kućišta agregata, broj okretaja kompresora se podiže do maksimalnih 39 000 o/min, nakon podizanja i stabilizacije okretaja kompresora pilot isključuje prekidač *Starter*, zrak nastavlja ulaziti u kompresor, ciklus je samoodrživ i nema potrebe za radom *Starter-generatora*. U isto vrijeme plin izgaranja nastavlja dalje i pokreće dva stupnja turbine snage koja se rotira u suprotnom smjeru od turbine kompresora. Zbog vršenja rada na turbini kompresora učinak ekspanzije vrućih plinova na turbini snage je manji, te se turbina snage vrti na 30 000 o/min. Elisa zrakoplova je vratilom povezana na turbinu snage, preko sustava redukcije okretaji se spuštaju s 30 000 o/min na 2000 o/min kompatibilnih za elisu [2].

U motoru postoje tri odvojena zračna sustava, prvi služi kao brtva za ležišta, drugi služi za hlađenje te treći za odzračivanje kompresora. Zrak koji se nalazi u zračnoj sekciji zovemo P2.5, koristi se za osiguravanje razlike zraka u cijelom kompresoru te služi za hlađenje vanjskih obloga kompresora. U vrućoj sekciji se nalazi hladan zrak kojeg zovemo P3 koji služi za hlađenje vanjskih obloga turbine snage i komore izgaranja čime onemogućava plamenu unutar komore da dodiruje stijenke, također hladi plinove koji izlaze iz komore izgaranja na temperaturu prihvatljivu materijalu turbine kompresora. Na kućištu kompresora se nalazi Protupumpažni ventil koji služi za odzračivanje viška zraka iz kompresora kako bi se izbjeglo prepumpavanje i odvajanje strujnica zraka s lopatica rotora koje dovodi do neispravnog rada

motora. Ventil radi na način da se u cilindar dovodi zrak P3 koji pritišće klip i zatvara ventil, dok s druge strane klipa unutar kompresora se nalazi zrak P2.5 koji pritišće klip u suprotnom smjeru i otvara ventil. Stoga kada dođe do povećanja tlaka u kompresoru zrak P2.5 potiskuje klip u gornji položaj nadvladavajući tlak P3 zraka, klip otvara protok te višak zraka izlazi van motora, tlak se vraća u normalne vrijednosti i klip se zatvara. Ventil konstantno odrađuje svoju zadaću i na taj način osigurava pravilan rad motora. P2.5 i P3 zrak u motoru su prikazani na slici 4 [3].



Slika 4. Zrak u motoru

Izvor: [3]

3.2. Elisa

Četverokraka elisa promjenjiva koraka pogonjena turbinom snage preko dva stupnja reduktora, proizvođača *Hartzell* oznake HC-D4N-2D, u kojoj alfanumerički znakovi imaju sljedeće značenje:

- HC – proizvođač (*Hartzell*), upravljivost krakovima (engl. *Controllable*)
- D – osnovni model (engl. *Basic design*)
- 4 – broj krakova
- N – raspored vijaka na prirubnici (engl. *Mounting bolt arrangement*)
- 2 – elisa s funkcijom jedrenja (engl. *Feathering type*)
- D – modifikacija u odnosu na osnovni model

Krak elise je izrađen od aluminijske legure a nosi alfanumeričku oznaku D-95-12A kojoj znakovi imaju sljedeće značenje:

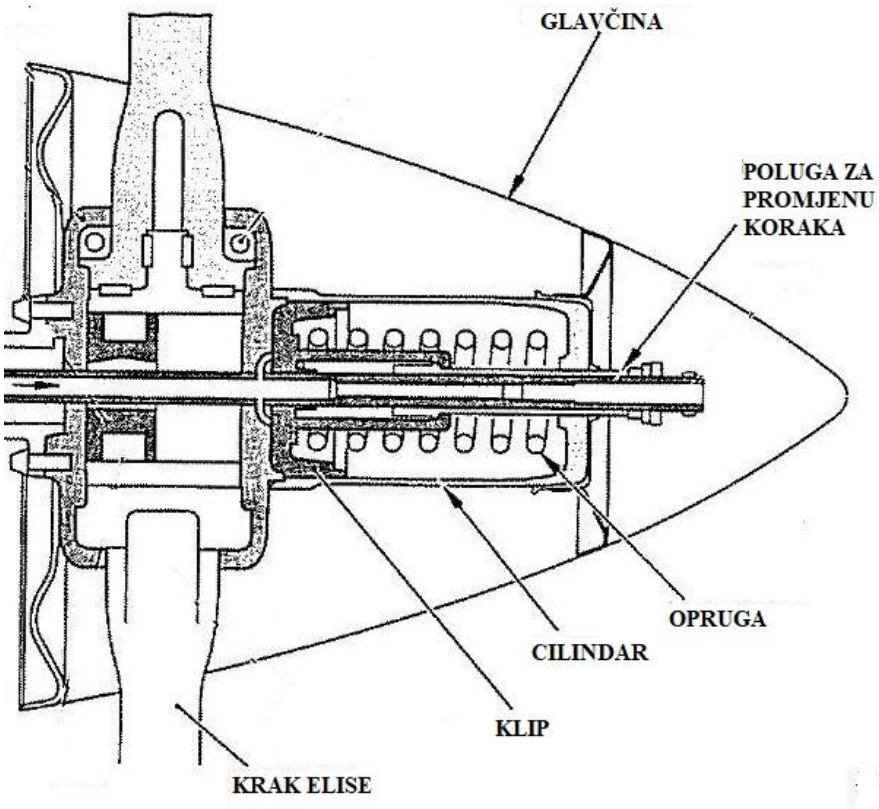
- D – osnovni model
- 95 – osnovni promjer elise (engl. *Propeller diameter*)
- 12A – konfiguracija korijena kraka (engl. *Shank configuration*)

Promjenjivi korak elise, mjeren na točki 30 in od korijena krila je u rasponu od malog koraka (engl. *Fine pitch*) 14° do jedrenja (engl. *Feather*) 86°. Korakom elise tijekom normalne eksploatacije zrakoplova upravlja regulator elise (engl. *Propeller governor*) ugrađen na reduktoru motora. Regulator elise povećanjem ili smanjenjem napadnog kuta elise održava broj okretaja na konstantnih 2000 ± 40 o/min. Kao pomoćni uređaj za zaštitu na reduktor je ugrađen mehanički reguliran ograničivač brzine vrtnje (engl. *Propeller overspeed governor*) koji štiti motor i elisu od oštećenja uslijed probijanja maksimalnog dopuštenog broja okretaja [2].

3.2.1. Mehanizam za promjenu koraka elise

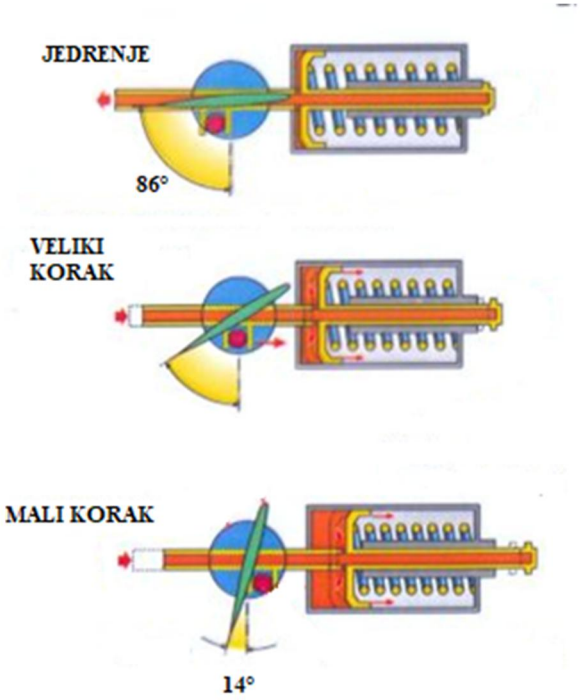
Mehanizam za promjenu koraka elise prikazan na slici 5 (engl. *Pitch change mechanism*) ugrađen je u glavčini. Sastoji se od nepomičnog cilindra s pomičnim kliznim klipom, poluge za promjenu koraka, sklop vilice i oprugu. Sklop kliznog klipa i vilice je

ugrađen na polugu za promjenu koraka na način da svaki pomak klipa naprijed ili nazad se prenosi izravno na sklop vilice koja djeluje na krak elise, pomak klipa će rezultirati rotacijsko gibanje svakog kraka oko svoje uzdužne osi. Ulje iz motornog uljnog sustava se dodatno natlačuje crpkom regulatora elise (engl. *Propeller governor pump*) te po ulasku u cilindar nadvladava opružnu silu koja ima tendenciju vraćanja krakova elise na veliki korak odnosno u položaj jedrenja. Tlak ulja pomiče klip unaprijed, čime se napadni kut krakova mijenja preko sklopa poluge za promjenu koraka i vilice. Sklop vilice svojim svojim aksijalnim pomakom unaprijed zakreće krakove elise prema malom koraku, odvođenjem ulja iz cilindra opruga vraća klip u početni položaj i elisu u postavku velikog koraka. Ciklus promjene koraka prikazan je na slici 6 [2].



Slika 5. Mehanizam za promjenu koraka elise

Izvor: [2]



Slika 6. Promjena koraka

Izvor: [2]

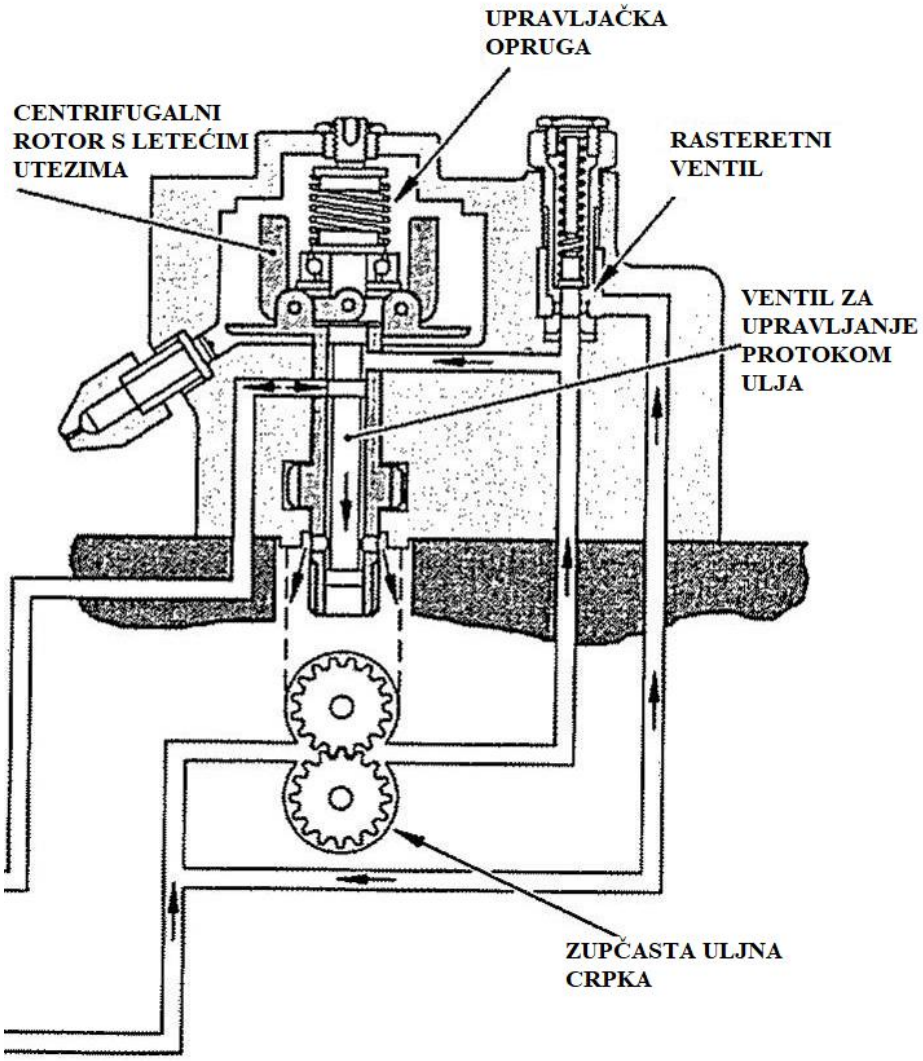
3.2.2. Regulator elise

Regulator elise prikazan na slici 7 je ugrađen na vrhu reduktora motora, sadrži integralni centrifugalni rotor s letećim utezima, upravljačku oprugu i zupčastu crpku ulja. Rotor i uljna crpka pogonjeni su zupčastim prijenosom s vratila elise. Centrifugalna sila rotirajućih utega izravno je proporcionalna brzini elise te se suprotstavlja sili upravljačke opruge. Klip ventila za upravljanje protoka ulja pomiče se na temelju sume sila centrifugalnog regulatora i tlaka opruge te upravlja protokom ulja. Zupčasta uljna crpka podiže tlak ulja potreban za rad mehanizma za promjenu koraka elise, a povrat ulja na ulaz crpke omogućuje rasteretni ventil. Klip tijekom rada može zauzeti tri karakteristična položaja, donji, gornji i srednji [2].

Donji položaj je položaj malog koraka, ventil otvara put ulju s izlaza uljne crpke prema cilindru elise i dovodi ulje u stražnju stranu klipa za promjenu koraka. Klip u cilindru se giba prema naprijed i korak se smanjuje [2].

Gornji položaj ventila je položaj velikog koraka, ventil omogućuje povrat ulja iz elise u reduktor motora kroz šupljinu pogonskog vratila. Tlak se smanjuje, a opruga vraća krakove u područje velikog koraka [2].

Srednji položaj ventila je položaj hidraulične blokade, zatvara put ulju koje je ostalo zarobljeno u cilindru, pa je mehanizam za promjenu koraka hidraulički blokiran. Rasteretni ventil propušta ulje pod tlakom natrag na ulaz zupčaste crpke regulatora [2].



Slika 7. Regulator elise

Izvor: [2]

Ventil za upravljanje protokom ulja pozicionira se temeljem interakcije sila opruge i centrifugalne sile rotirajućih utega. Opruga se nalazi iznad regulacijskog ventila te ga potiskuje prema dolje, a centrifugalni leteći utezi proizvode silu koja djeluje prema gore. Pri brzini vrtnje elise od 2000 o/min sile su izjednačene, a leteći utezi su uspravni i ventil se nalazi u srednjem položaju u kojem je ulje blokirano u hidrauličnom cilindru elise. Kada brzina elise poraste iznad

2000 o/min centrifugalna sila nadvladava silu opruge i podiže ventil prema gore, dolazi do propuštanja ulja iz cilindra i povećanja koraka što rezultira padom okretaja elise. Kada je brzina vrtnje elise manja od 2000 o/min, smanjuje se djelovanje centrifugalne sile na leteće utege pa opruga potiskuje ventil prema dolje, ulje ulazi u cilindar elise i potiskuje klip prema naprijed smanjujući korak elise što rezultira povećanjem okretaja elise prema 2000 o/min [2].

3.2.3. Ograničivač brzine vrtnje elise

U normalnom radu, regulator elise ograničava brzinu vrtnje na iznos 2000 o/min. U slučaju kvara regulatora elise, ulogu osiguranja elise preuzima Ograničivač brzine vrtnje koji je po samoj konstrukciji vrlo sličan Regulatoru elise. Ograničivač brzine vrtnje sadrži magnetni senzor koji proizvodi električni signal proporcionalan brzini vrtnje elise. Ako brzina elise nastoji premašiti 106% odnosno 2120 o/min dolazi do porasta centrifugalne sile koja djeluje na leteće utege rotora te dolazi do otvaranja uljnog ventila i povrata ulja iz cilindra što rezultira povećanja koraka i smanjenjem okretaja. Na uređaju se nalazi Solenoid jedrenja (engl. *Overspeed governor feathering solenoid*) koji omogućuje povrat ulja iz elise u vodove za povrat ulja u reduktor. Kada solenoid nije pod naponom, ventil se otvara omogućujući povrat ulja sa zadnje strane klipa za promjenu koraka elise te ga kroz regulator vraća u reduktor motora. Opruga jedrenja sada potiskuje klip u stražnji položaj te elisa prelazi u položaj jedrenja, također pri otkazu motora ili gašenju rada motora ručica snage (engl. *Power control lever* – PCL) se postavlja u krajnji položaj *OFF*, postavljanjem ručice snage na položaj *OFF* poluga ugrađena sa stražnje strane uključuje dva mikroprekidača koji šalju signal na Solenoid jedrenja koji otvara ventil i omogućuje odvod ulja te se krakovi elise postavljaju u poziciju “na nož” kako bi prilikom jedrenja stvarali što manji otpor i što prije se zaustavila rotacija elise, pozicija “na nož” prikazana je na slici 8 [2].



Slika 8. Postavka krakova elise "na nož"

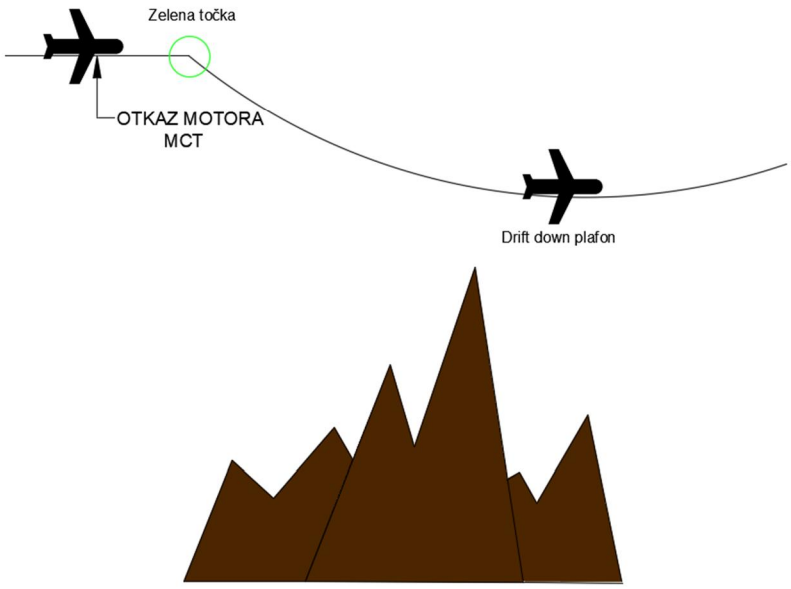
Izvor: [2]

4. Otkaz motora kod višemotornih i jednomotornih zrakoplova

Kroz niz godina razvoja zrakoplovstva velik broj nesreća uzrokovan otkazom motora i raznim sustavima doprinio je usavršavanju suvremenih aviona na kojima je mogućnost otkaza svedena na minimum. Proizvođači nikada neće moći u potpunosti ukloniti opasnost otkaza, stoga je bitna što bolja obučenost pilota koji je sposoban prepoznati izvanrednu situaciju i pravodobno reagirati na istu, također sama konstrukcija rute i pilotska priprema će uveliko pomoći pri snalaženju u izvanrednoj situaciji. Za razliku od helikoptera pri otkazu motora na zrakoplovu ne dolazi do trenutnog gubitka visine, konstrukcija zrakoplova će omogućiti nastavak jedrenja te s obzirom na konstrukciju ćemo primijeniti potrebnu proceduru spuštanja ovisno radi li se o višemotornom ili jednomotornom zrakoplovu.

4.1. Procedura spuštanja kod višemotornih zrakoplova

Kod višemotornih zrakoplova pri otkazu jednog motora primjenjuje se *Drift Down* procedura prikazana na slici 9, procedura nalaže da je potrebno postaviti zrakoplov na optimalnu visinu koja će pružiti maksimalan dolet zrakoplova s obzirom na uvjete u kojima se zrakoplov nalazi. Kapetan zrakoplova postavlja operativne motore na postavku snage za maksimalnu kontinuiranu snagu (engl. *Maximum Continuous Thrust* – MCT) zatim zrakoplov usporava do brzine koja pruža najbolji dolet, tu brzinu pilot vidi na primarnom prikazniku leta (engl. *Primary Flight Display* – PFD) u obliku zelene točke (engl. *Green dot*). Zrakoplov pri *Green dot* brzini kreće u spuštanje, odnosno penjanje ukoliko se nalazi ispod potrebne visine koju zovemo *Drift Down* plafon leta [4].



Slika 9. Drift down procedura

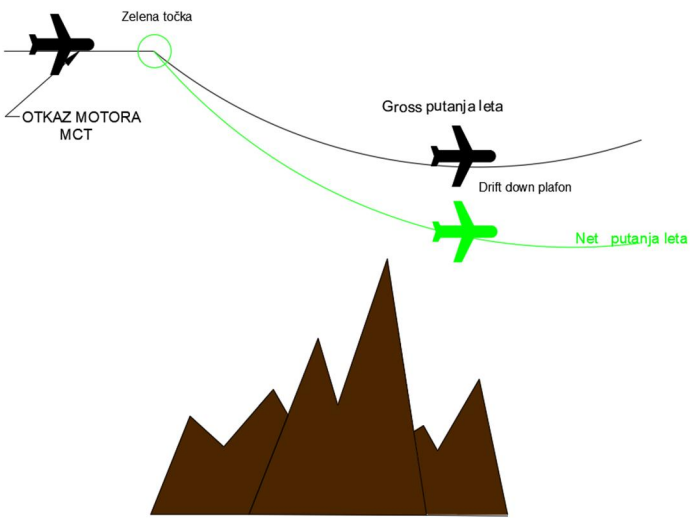
Izvor: [5]

Za *Drift Down* proceduru razlikujemo dvije putanje leta. Bruto (engl. *Gross*) putanja leta i Neto (engl. *Net*) putanja leta prikazane na slici 10. "*Gross Drift Down* putanja leta je stvarna putanja kojom zrakoplov leti nakon otkaza motora. Propisi zahtijevaju da operater prilikom planiranja rute mora odrediti stvarnu putanju leta u slučaju otkaza motora, te uzeti u obzir masu zrakoplova i okolnu temperaturu zraka, te uračunati promjenu mase duž putanje leta zbog povećane potrošnje goriva. Također je potrebno u izračun pretpostaviti da je centar težišta zrakoplova u najnepovoljnijem položaju, te je kritični motor otkazao. *Net Drift Down* putanja leta je stvarna putanja leta kojom zrakoplov leti nakon otkaza motora umanjena za obavezne redukcije pri otkazu motora. *Net* putanja s otkazom jednog motora sadrži stvarne performanse umanjene za sljedeći gradijent :

- 1,1% za dvomotorne zrakoplove,
- 1,6% za četveromotorne zrakoplove.

Zrakoplov kojem su otkazala dva motora. *Net* putanja leta mora sadržavati stvarne perfomanse penjanja umanjene za sljedeći gradijent:

- 0,5% za četveromotorne zrakoplove" [5, str. 19-20].

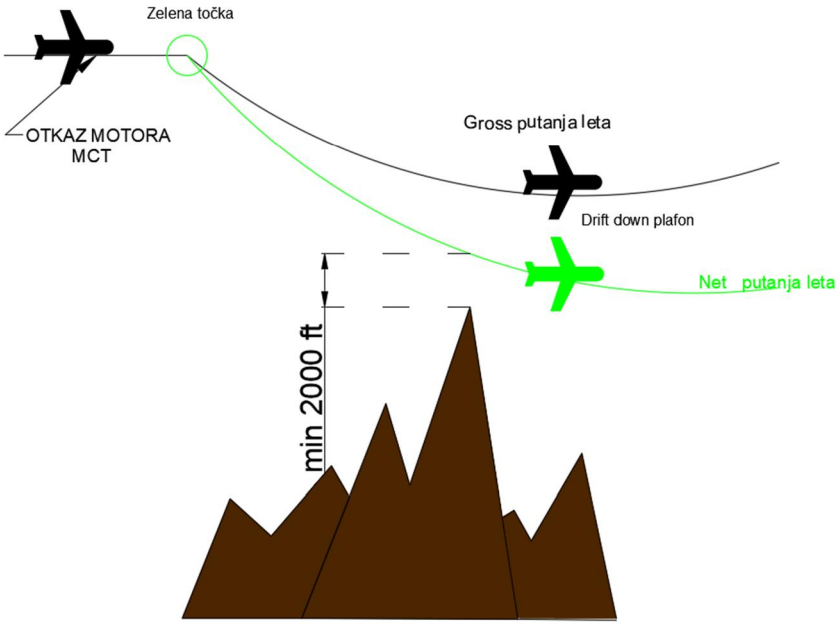


Slika 10. Gross i Net drift down putanja leta

Izvor: [5]

4.1.1. Nadvišavanje prepreka

U planiranju rute, u slučaju otkaza motora operator mora osigurati sigurno nadvišavanje prepreka u horizontalnoj i vertikalnoj ravnini. Vertikalna udaljenost od prepreka se gleda od najviše prepreke na zemlji do *Net* putanje leta, te se moraju zadovoljiti dva uvjeta nadvišavanja, prvi uvjet zahtijeva da zrakoplov mora imati pozitivan gradijent na 1000 ft iznad terena duž rute, ukoliko nije moguće zadovoljiti prvi uvjet, drugi uvjet nalaže nadvišavanje prepreka marginom od 2000 ft te da *Net* putanja mora biti u mogućnosti nastaviti let zrakoplova do alternativnog aerodroma na koji je moguće sletjeti, te u letu do alternativnog aerodroma mora nadvisiti sav teren i građevinske konstrukcije marginom od 2000 ft. Propisi nalažu da *Net* putanja leta mora biti osigurana od prepreka u horizontalnoj ravnini unutar 5 nautičkih milja (NM) sa svake strane putanje, ukoliko navigacijska preciznost nije zadovoljena tijekom 95% leta, širina pojasa se mora povećati na 10 NM sa svake strane putanje. Nadvišavanje prepreka marginom od 2000 ft prikazano je na slici 11 [4].



Slika 11. Nadvišavanje prepreka za 2000 ft

Izvor: [5]

4.1.2. Izbjegavanje prepreka

Operator prilikom planiranja mora osigurati izbjegavanje prepreka tijekom spuštanja marginom od 2000 ft. Ovisno o situaciji postoje tri procedure za izbjegavanje prepreka vidljive na slici 12: *Turn back* (povratak na aerodrom polijetanja), *Divert* (slijetanje na alternativni aerodrom) i *Continue* (nastavak do planiranog aerodroma slijetanja) procedura. Procedura se određuje s obzirom na kritičnu točku u kojoj je se događa otkaz motora i u kojoj započinje *drift down* procedura. S obzirom o poziciji otkaza motora razlikujemo:

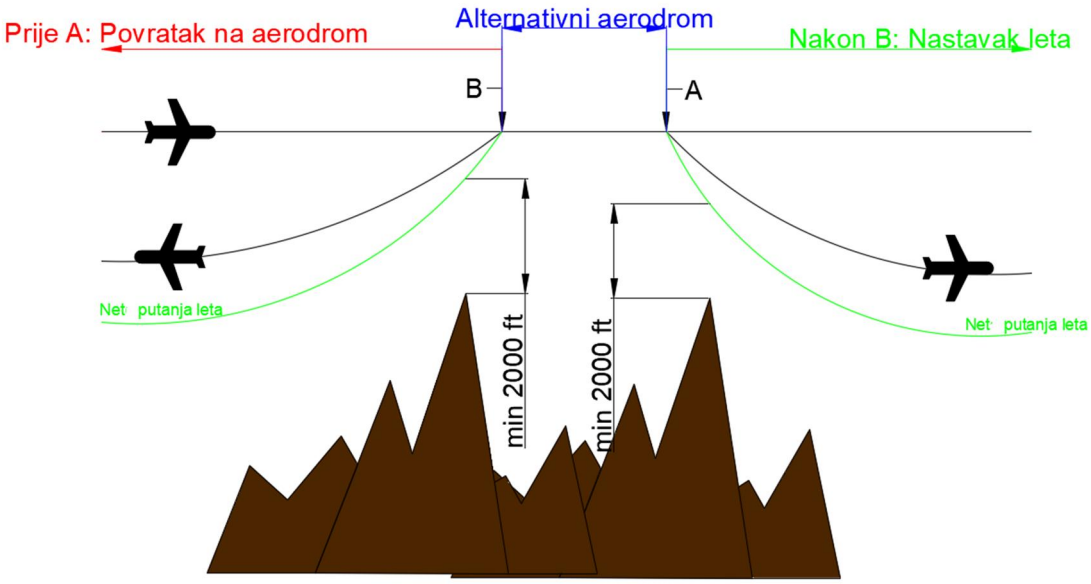
- *No-return point* (A) – točka iz koje nije moguće vraćanje na početni aerodrom
- *Continuing point* (B) – točka iz koje je moguć nastavak leta po ruti.

Ukoliko se točka A nalazi iza točke B, ovisno o poziciji otkaza motora slijedi:

- Otkaz prije točke A – zrakoplov se vraća na aerodrom polijetanja
- Otkaz poslije točke B – zrakoplov nastavlja let do planiranog aerodroma
- Otkaz između točaka A i B – pilot donosi odluku o povratku ili nastavku.

Ukoliko se točka A nalazi ispred točke B, ovisno o poziciji otkaza motora slijedi:

- Otkaz prije točke A – zrakoplov se vraća na aerodrom polijetanja
- Otkaz poslije točke B – zrakoplov nastavlja let do planiranog aerodroma
- Otkaz između točaka A i B – zrakoplov slijeće na alternativni aerodrom zadovoljavajući uvjete za nadvišavanje prepreka [4].



Slika 12. Slučaj kada je točka A ispred točke B

Izvor: [5]

4.2. Procedure spuštanja kod jednomotornih zrakoplova

Za razliku od višemotornih zrakoplova, kod jednomotornih zrakoplova pri otkazu jedinog operativnog motora zrakoplov više nema potisnu silu koja bi omogućila penjanje na optimalnu visinu. Svaki zrakoplov ima sposobnost jedrenja, tako će ovisno o aerodinamičkim karakteristikama zrakoplova biti određen kut i brzina za najbolji dolet. Pilot mora ostati smiren i fokusirati se na upravljanje zrakoplovom, slijedi postavljanje brzine i kuta spuštanja kako bi ostvario najveći dolet s obzirom na visinu te trimanje kako bi rasteretio silu na upravljačkoj palici. Trimanjem pilot smanjuje silu na palici, a samim time smanjuje obim posla oko upravljanja i sami psihofizički napor, također je u mogućnosti posvetiti više koncentracije na daljnje postupke. Nakon što je pilot stabilizirao režim jedrenja slijedi odluka o prinudnom slijetanju ili povratku na aerodrom polijetanja ukoliko je aerodrom u radijusu doleta, pilot je obučen da s obzirom na visinu i podatke o doletu može zaključiti može li s trenutnom visinom dosegnuti i sletjeti na uzletno-sletnu stazu (USS) što će biti primarna solucija. Ako se USS nalazi izvan radijusa doleta pilot mora tražiti alternativno mjesto za slijetanje. Pilot procjenjuje pogodno mjesto za slijetanje s obzirom na dimenzije i konstrukciju zrakoplova, te će u obzir uzeti veličinu, oblik, vrstu podloge, nagib i okolinu površine. Nakon što je određena površina, osigurana visina i dolet do terena slijetanja pilot je osigurao preživljavanje te se može posvetiti ponovnom pokretanju motora. Ishod ponovnog pokretanja će ovisiti o uzroku kvara na što pilot ne može utjecati, ako ponovno pokretanje ne bude uspješno pilot svu koncentraciju usmjerava na sigurno slijetanje na alternativnu površinu te šalje poruku hitnosti (engl. *Emergency message*) prema kontroli zračne plovidbe. Poruka započinje tri puta izgovorenom riječju *Mayday* koja je međunarodni signal za poziv u pomoć, odnosno znak za nevolju (engl. *Distress signal*). Pilot nakon što je pokrenuo izvanredni postupak, izvještava u što kraćim točkama situaciju i namjeru uz konstantno upravljanjem zrakoplova, kontrola zračne plovidbe se stavlja na raspolaganje pilotu te primljenu poruku preusmjerava dalje dežurnim tijelima aktivirajući službe spašavanja. Kada se osiguralo slijetanje potrebno je još ukoliko okolnosti dozvoljavaju isključiti motor i zaustaviti dovod goriva prema motoru kako ne bi došlo do iznenadnog pokretanja motora ili zapaljenja pri udaru u zemlju. Poželjno je osigurati dovod električne struje što je duže moguće kako bi se mogla nastaviti komunikacija te kako bi i dalje bili operativni uređaji na električni pogon, tek prije samog slijetanja isključiti izvore električne struje kako bi se preveniralo zapaljenje istih, zrakoplov je spreman za slijetanje, te po slijetanju čekati pomoć na zemlji [6].

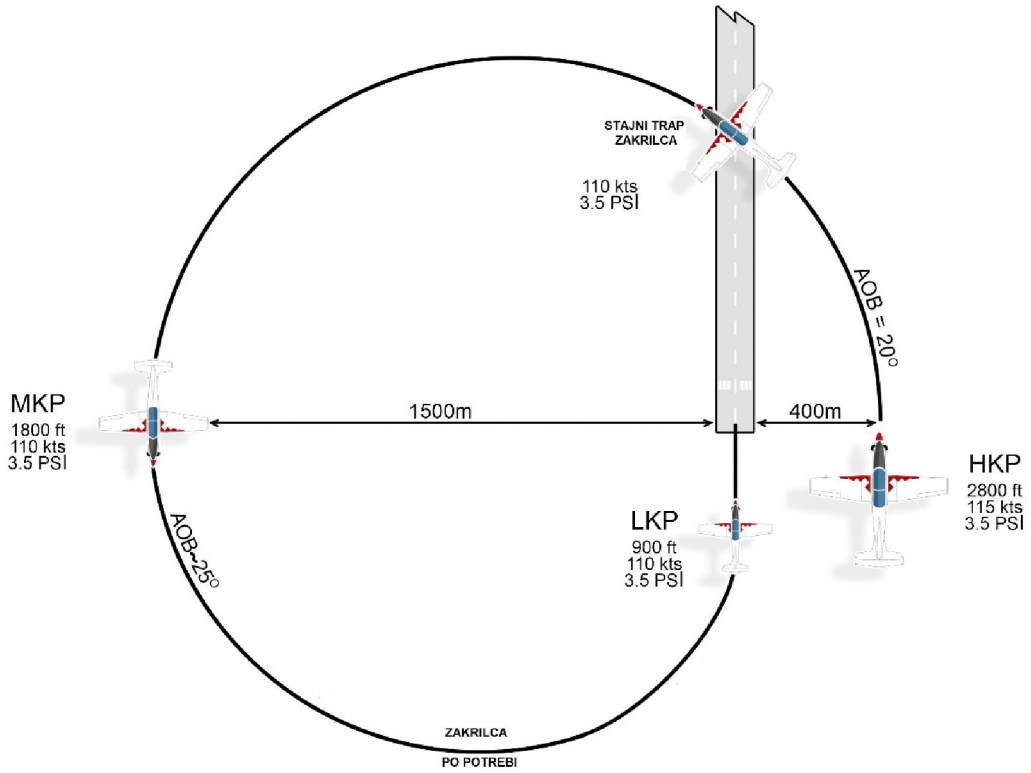
5. Procedura spuštanja pri otkazu motora na zrakoplovu Pilatus PC-9M

Učenici letači Hrvatskog ratnog zrakoplovstva koji započinju naprednu letačku obuku na zrakoplovu *Pilatus* PC-9M po završetku Tehničke učionice kreću s prvim letačkim razdjelom. Temeljno i akrobatsko letenje kao prvi razdjel osposobljava učenika letača osnovnim letačkim sposobnostima te zahtijeva od učenika poznavanje karakteristika i mogućnosti zrakoplova. U temeljno letenje se uključuje i poznavanje izvanrednih postupaka. Učenici se od samih početaka postepeno nadopunjavaju i šire znanje o prepoznavanju izvanrednih situacija te podižu spremnost reakcije na samu situaciju. Učenik je dužan na zemlji poznavati cijeli spektar izvanrednih postupaka koji se nalazi u listi za izvanredne postupke (engl. *Emergency procedures checklist*) kako bi u zraku mogao refleksno odreagirati bez gubitka dragocjenog vremena. Simulacija izvanrednih situacija podiže razinu sposobnosti učenika pri odrađivanju izvanrednih postupaka, stoga instruktori nerijetko tijekom izvršavanja trenažnih letova u zonama učenika postavljaju u simuliranu situaciju kako bi ispitali njihovu razinu osposobljenosti. Nakon svake odrađene letačke zadaće u zoni, učenici se po povratku na matični aerodrom postavljaju u uvjete otkaza motora odnosno na manevar prinudnog slijetanja kako bi bili upoznati s postupkom slijetanja i sposobni prilagoditi situaciju u slučaju stvarnog otkaza motora.

5.1. Manevar prinudnog slijetanja

Manevar prinudnog slijetanja je manevar aviona iznad USS ili druge alternativne površine u cilju sigurnog dovođenja aviona na slijetanje u uvjetima eventualnog otkaza motora ili nekog drugog otkaza koji može ugroziti sigurnost letenja. Manevar se sastoji od tri karakteristične točke: Gornja ključna točka (engl. *High key point* – HKP), Srednja ključna točka (engl. *Middle key point* – MKP) i Donja ključna točka (engl. *Low key point* – LKP). Karakteristične točke navode pilota u spiralnu putanju koja završava u pragu USS ili nekoj drugoj alternativnoj površini slijetanja, pilot se pomoću karakterističnih točaka prilagođava u prostoru, te prati elemente manevra kako bi se doveo na pravilnu udaljenost i visinu u pravac slijetanja. Manevar prinudnog slijetanja na USS u školskim uvjetima izvodi se kao na slici 13. gdje pilot postavlja postavku snage na 3.5 PSI. Snaga od 3.5 PSI je postavljena iz razloga što takva postavka snage motora odgovara finesi zrakoplova u slučaju jedrenja tj. simulira otkaz motora te su krakovi elise postavljeni najbliže poziciji "na nož", u stvarnoj situaciji otkaza motora manevar se izvodi identično po normama s razlikom što nema 3.5 PSI snage. Stvarna situacije vrlo vjerojatno neće dozvoliti idealne uvjete, stoga je bitno da je pilot sposoban dovesti avion u poznate uvjete odnosno jednu od karakterističnih točaka HKP, MKP ili LKP sa zadanim

normama nakon čega slijedi školski manevar. Važno je naglasiti kako je manevar podložan improvizaciji i prilagođavanju s obzirom na postojeće uvjete, pilot može pretakati energiju iz brzine u visinu te kompenzirati manju visinu sa smanjenom bočnom udaljenosti od USS i slično [7].



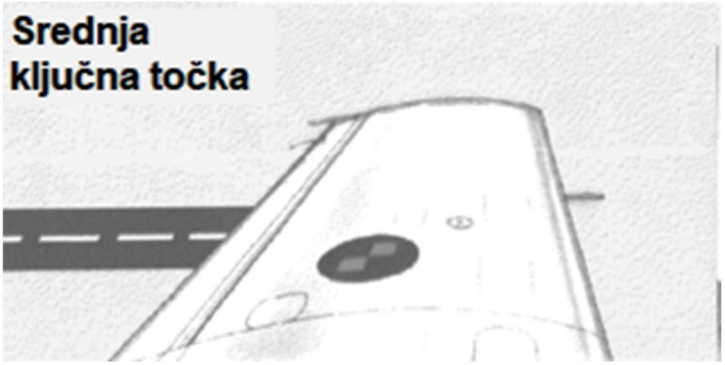
Slika 13. Manevar prinudnog slijetanja

Izvor [7]

5.1.1. Karakteristike manevra i tehnika pilotiranja

Pri izvršavanju školskih zadaća prinudnog slijetanja, pilot se pravovremeno podešava u pravac HKP, snaga se postavlja na 3.5 PSI te se čeka pad brzine do brzine za najbolji dolet. Za *Pilatus* brzina za najbolji dolet iznosi 115 kt, održavanjem visine brzina pada s brzine krstarenja koja iznosi 210 kt na brzinu jedrenja 115 kt. Postizanjem željene brzine postavlja se kut spuštanja od 2° za održavanje brzine, pritom se održava brzina spuštanja 1200 ft/min. Pilot s obzirom na podatke radi proračun te cijeni dolazak na HKP pri visini 2800 ft QNH (2500 ft AGL) i brzini 115 kt na poziciju 400 m bočno od praga USS. Dolaskom na HKP pilot započinje manevar postavljajući nagib 20° uz održavanje brzine 115 kt kutem spuštanja, prolaskom iznad

USS spušta se stajni trap i zakrilca se postavljaju na poziciju polijetanja uz konstantno motrenje poziciju u odnosu na USS. Zaključavanjem stajnog trapa dolazi do povećanja otpora i pada brzine, pilot povećava kut spuštanja održavajući brzinu 110 kt. Održavajući pravilan nagib i brzinu zrakoplov radi zaokret za 180° te vizualno cijeni izlazak u poziciju MKP na bočnoj udaljenosti od USS 1500 m i visini 1800 ft QNH (1500 ft AGL), kao kontrolu pozicije pilot provjerava kako davač napadnog kuta "klizi" po USS kao što je prikazano na slici 14. Pozicija MKP je zadnja točka do koje zrakoplov mora imati spušten i zaključan stajni trap. Pilot javlja poziciju MKP kontroli zračne plovidbe te nastavlja dalje kroz manevar povećavajući nagib na 25° (maksimalno 40°). Kroz drugu polovicu manevra pilot pogled prebacuje na prag USS te projicira putanju zrakoplova prema pragu, izlazi se u pravac USS na visini 900 ft QNH, nos zrakoplova se postavlja u sam prag USS te se po školskom prilazu nastavlja na slijetanje. Zakrilca u položaj slijetanja se postavljaju po potrebi, odnosno kada dođe do povećanja brzine od 110 kt prema 115 kt uz uvjet da je zrakoplov usmjeren u prag USS, u pravilu se ta točka nalazi na tjemenu drugog zaokreta [7].



Slika 14. Pozicija srednje ključne točke

Izvor [7]

5.1.2. Korekcija visine

Stvarna situacija vrlo vjerojatno neće dozvoliti prinudno slijetanje po školskim uvjetima, stoga je zadaća pilota da bude sposoban dovesti se u poznate školske uvjete. Kako je već opisano, kada su okolnosti takve da zrakoplov nema dovoljnu visinu za podesiti se na HKP pilot se postavlja na MKP ili LKP te od te točke nastavlja kroz školski manevar na slijetanje. Kada je situacija takva da se pilot doveo na točku HKP ali na većoj visini, potrebno je izgubiti višak visine iznad USS kako bi osigurao poziciju iznad praga. Procedura gubitka visine će ovisiti o razlici pozicije u odnosu na HKP, uzimajući u obzir kako zrakoplov nema pogonsku

silu svako odstupanje od normi će rezultirati većim gubitkom visine od predviđenog, stoga pilot može kombinirati ranije spuštanja stajnog trapa i zakrilaca. Također ovisno o iskustvu pilota moguće je uvesti u manevar manjim nagibom kako bi povećao radijus manevra, samim time povećao put zrakoplova i omogućio veći pad visine, iskusan pilot može projicirati modificiranu putanju aviona s obzirom na manji nagib te procijeniti točan gubitak visine kako bi se mogao s obzirom na veću bočnu udaljenost od USS vratiti u poziciju LKP. Opisane procedure će se koristiti u slučaju razlike visine do 1000 ft, kada je razlika visine iznosi 1000 ft i više radi se zaokret za gubitak visine. Istraživački, a i praktično u Eskadrili aviona je dokazano da će gubitak visine za zaokret od 360° biti sljedeći:

Za zaokret pri 30° nagiba, gubitak visine iznosi 2000 ft

Za zaokret pri 45° nagiba, gubitak visine iznosi 1500 ft

Za zaokret pri 60° nagiba, gubitak visine iznosi 1000 ft.

Pilot po dolasku iznad HKP provjerava višak visine, te ovisno o iznosu razlike će uvesti u zaokret odgovarajućim nagibom održavajući brzinu 115 kt spuštajući do visine HKP zatim se podesiti u školske uvjete i nastaviti na slijetanje [7].

5.1.3. Pariranje vjetra kroz manevar

Opisan manevar prinudnog slijetanja na slici 13 se odnosi na idealne uvjete, odnosno na uvjete bez vjetra što u stvarnoj situaciji je gotovo nemoguće. Vjetar je sveprisutan te kako utječe na let zrakoplova u svakoj fazi leta tako utječe i na manevar prinudnog slijetanja. Ovisno o smjeru vjetra dolazit će do translacije cijelog manevra, tako će bočni vjetar u odnosu na smjer puhanja nanositi zrakoplov bočno od praga, odnosno leđni ili čeoni vjetar će nanositi zrakoplov prema pragu ili od praga. Pilot parira vjetar povećavajući odnosno smanjujući nagib kroz cijeli manevar, zadani nagib iznosi 20° kada se radi manevar u stranu bočnog vjetra, vjetar nanosi zrakoplov prema pisti i time smanjuje radijus manevra što će rezultirati dolaskom prevelikom visinom na poziciju LKP. Potrebno je smanjiti nagib onoliko koliko je potrebno kako bi proširili radijus manevra i doveli se u poznate uvjete na poziciju MKP, ako ostavimo manji nagib u drugoj polovici manevra ponovo širimo radijus, vjetar dodatno povećava putanju zrakoplova što će rezultirati *overshoot* praga piste. Potrebno je u drugoj polovici manevra povećati nagib preko 25° odnosno koliko je potrebno kako bi smanjili radijus i postavili se u poziciju LKP, vjetar smanjeni radijus povećava i nanosi zrakoplov na poziciju LKP. Kada se radi manevar u suprotnu stranu bočnog vjetra metodologija će biti ista samo obrnuta, prvo je potrebno održavati

veći nagib kako bi smanjili radijus i pomoću vjetra se doveli u poziciju MKP, te prema poziciji LKP smanjiti nagib kako bi proširili putanju koju vjetar sužava i doveli se na poziciju LKP. Kada je prisutan čeoni ili leđni vjetar, pilot mora znati kako on djeluje na putanju zrakoplova u prilazu na slijetanje, leđni vjetar će sprječavati spuštanje zrakoplova i nanositi ga prema pisti što ide u korist pilotu u uvjetima otkaza motora. Čeoni vjetar stvara veći problem iz razloga što u prilazu na slijetanje dodatno usporava zrakoplov i pomaže spuštanju visine, što utječe na pilotsku projekciju putanje prema slijetanju, stoga je sigurnije u uvjetima čeonog vjetra pomaknuti poziciju LKP bliže pragu piste kako bi osigurali dolet do piste [7].

5.2. Otkaz motora po školskom krugu

Učenici letači koriste školski krug za uvježbavanje polijetanja, prilaza za slijetanje, slijetanja kao i režima horizontalnog leta te zaokreta. Školski krug se izvodi u odnosu na matičnu USS te je standardno izvršenje lijevih krugova. Visina školskog kruga za *Pilatus* je 1500 ft i brzina 140 kt, što je izrazito mala visina te u slučaju izvanrednog događaja pilot nema previše vremena za donošenje odluke koja je procedura ispravna, stoga je krug podijeljen na zone koje određuju postupak i time olakšavaju odluku pilota. Učenik je na zemlji obučen da može u zraku prepoznati svaku zonu i pravodobno odreagirati u što kraćem vremenskom roku te spasiti sebe i posadu odnosno zrakoplov. Ovisno o pravcu polijetanja, zone su određene u oba smjera [7].

5.2.1. Zone otkaza po školskom krugu za pravac polijetanja 13

Zone su označene slovima od A do G vidljive na slici 15 prate pružanje školskog kruga, također je bitno za poznavati karakteristične točke i oznake spojnica na pisti koje su označene slovima s lijeva na desno: A, B, C, D, E i F. Zone imaju sljedeće značenje:



Slika 15. Zone otkaza po školskom krugu, pravac 13

Izvor [8]

- ZONA A:

Zona A se proteže od točke otpuštanja kočnica (spojnica A), nakon uzleta do maksimalne visine 500 ft QNH odnosno najdalje do spojnica D. Ako se otkaz dogodi u zoni A, pilot ima zadaću što prije prevesti u kut spuštanja te sletjeti u pravcu polijetanja, procedura zahtijeva izvući stajni trap po izvanrednoj proceduri i postaviti zakrilca u najveći otklon (za slijetanje) kako bi povećao otpor zrakoplova i stigao usporiti, prilaz izvesti većom brzinom kako bi što prije dodirnuo površinu zatim intenzivno kočiti.

- ZONA B:

Zona B se proteže od spojnice D do maksimalne visine 700 ft QNH. Ukoliko dođe do otkaza u toj zoni, pilot usmjerava avion desno prema USS broj 2 koja se koristi za komercijalno letenje i vidljiva je na slici . Zrakoplov se postavlja u režim jedrenja prema pragu piste, te pilot po procjeni spušta stajni trap po izvanrednoj proceduri, a zakrilca postavlja u poziciju za slijetanje kada je procijenio da će sigurno dosegnuti pistu.

- ZONA C:

Zona C se proteže od minimalne visine 700 ft QNH do točke poprijeko (engl. *Abeam*) spojnice E te se dijeli u dva dijela. Ukoliko se otkaz dogodi u području visina od 700 ft do 1000 ft pilot lijevim zaokretom usmjerava avion prema pisti u suprotni pravac polijetanja, kutom spuštanja održava brzinu 110 kt, zatim spušta stajni trap i postavlja zakrilca u položaj polijetanja te kada je siguran da će dosegnuti prag postavlja zakrilca na položaj slijetanja i nastavlja na slijetanje.

- ZONA D:

Zona D se proteže od točke *abeam* spojnice E do točke ulaska zrakoplova u drugi zaokret. Ukoliko dođe do otkaza u zoni D, pilot odmah uvodi u lijevi zaokret i postavlja nagib od 20° te usmjerava zrakoplov prema pisti u pravac polijetanja 13, paralelno spušta stajni trap te postavlja zakrilca na poziciju slijetanja kako bi povećao otpor i stigao prilagodio visinu za prilaz te slijeće u pravac polijetanja.

- ZONA E:

Zona E se odnosi na sami ulazak u drugi zaokret, zrakoplov je na toj poziciji već sa spuštenim stajnim trapom i zakrilca su postavljena na poziciju slijetanja. Ukoliko se na ulazu u drugi zaokret dogodi otkaz, pilot uvodi u lijevi zaokret, usmjerava u pravac polijetanja 13 i postavlja nos zrakoplova u prag USS, podiže zakrilca na poziciju polijetanja, održava brzinu 110 kt, te kada je siguran da će dosegnuti prag postavlja zakrilca u poziciju slijetanja zatim slijeće.

- ZONA F:

Zona F se odnosi na tjeme drugog zaokreta u kojem je zrakoplov na visini 1200 ft što je nedovoljno za dosegnuti prag USS. Ukoliko na tjemenu drugog zaokreta dođe do otkaza, pilot usmjerava zrakoplov u nenaseljeno područje, javlja kontroli zračnog prometa namjeru izbacivanja, izvršava proceduralnih radnji koliko mu okolnosti dozvoljavaju te se izbacuje na sigurnoj visini.

- ZONA G:

Zona G obuhvaća područje od završetka tjemena zaokreta do praga USS. Ukoliko dođe do otkaza u zoni G, pilot provjerava visinu i odmah usmjerava zrakoplov u prag USS, podiže zakrilca s pozicije slijetanja na poziciju polijetanja kako bi smanjio otpor i osigurao dolet, održava brzinu 110 kt, te kada je siguran da će dosegnuti pistu postavlja zakrilca u poziciju slijetanja te slijeće [8].

5.2.2. Zone otkaza po školskom krugu za pravac polijetanja 31

Za pravac polijetanja 31 zone su određene duž pružanja lijevog školskog kruga prikazane na slici 16, zone se minimalno razlikuju dok su pojedine zone identične u odnosu na pravac polijetanja 13 što pilotima olakšava pripremu, također nose oznake slovima A, B, C, D, E i F, značenje zona je sljedeće:



Slika 16. Zone otkaza po školskom krugu, pravac 31

Izvor [8]

- ZONA A:

Zona A se proteže od točke puštanja kočnica na polijetanju (spojnica F) najdalje do spojnice C i maksimalne visine 500 ft QNH. Pilot nakon otkaza odmah postavlja kut spuštanja, povlači ručicu stajnog trapa po izvanrednoj proceduri i postavlja zakrilca u poziciju slijetanja. Nakon slijetanja slijedi intenzivno kočenje i zaustavljanje.

- ZONA B:

Zona B je područje od spojnice C odnosno 500 ft QNH do spojnice A odnosno 700 ft QNH. Ukoliko na toj visini dođe do otkaza, pilot nema dovoljnu visinu za zaokret prema USS niti alternativnu površinu za sletjeti, stoga pilot usmjerava zrakoplov u nenaseljeno područje i priprema se za proceduru iskakanja.

- ZONA C:

Zona C je područje od spojnice A do točke *abeam* spojnice B, te se proteže od visine 700 ft QNH do 1500 ft QNH. Zona se dijeli u dva dijela, prvi se odnosi na otkaz na visini od 700 ft do 1000 ft u tom slučaju pilot odmah uvodi u lijevi zaokret prema suprotnom smjeru polijetanja, postavlja kut spuštanja za održavanje brzine 110 kt, spušta stajni trap i postavlja zakrilca na poziciju polijetanja te kada je siguran da će dosegnuti prag piste postavlja zakrilca u poziciju slijetanja i slijeće. Drugi dio zone se odnosi na područje iznad visine 1000 ft duž kruga do točke *abeam* spojnice B, po otkazu u tom području pilot odmah uvodi u lijevi zaokret prema pragu piste suprotnom od polijetanja te paralelno spušta stajni trap i zakrilca na poziciju slijetanja kako bi prilagodio veliku visinu za prilaz na slijetanje.

- ZONA D:

Zona D se pruža na visini 1500 ft od točke *abeam* spojnice B do točke uvođenja u drugi zaokret. Po otkazu u zoni D pilot postavlja lijevi nagib 20° te usmjerava zrakoplov prema USS, odmah spušta stajni trap i postavlja zakrilca na poziciju slijetanja, kutem održava brzinu 110 kt prema pragu i slijeće.

- ZONA E:

Zona E se odnosi na samu točku uvođenja u drugi zaokret. Zrakoplov se na ovoj poziciji nalazi na visini 1500 ft sa spuštenim i zaključanim stajnim trapom i zakrilca postavljena na poziciju slijetanja. Po otkazu u toj točki pilot odmah uvodi u lijevi zaokret usmjeravajući zrakoplov prema pragu pistu, zbog velike udaljenosti potrebno je postaviti zakrilca na poziciju polijetanja te kutem održavati brzinu 110 kt, zakrilca se postavljaju na poziciju slijetanja kada je siguran da će dosegnuti prag USS.

- ZONA F:

Zona F ima iste karakteristike kao i kod pravca polijetanja 13, odnosi se na tjeme drugog zaokreta u kojem je zrakoplov na visini 1200 ft. Ukoliko na tjemenu drugog zaokreta dođe do otkaza, pilot usmjerava zrakoplov u nenaseljeno područje, javlja kontroli zračnog prometa namjeru izbacivanja, te se izbacuje na sigurnoj visini.

- ZONA G:

Zona G obuhvaća područje od završetka tjemena zaokreta do praga USS. Ukoliko dođe do otkaza u zoni G, pilot provjerava visinu i odmah usmjerava zrakoplov u prag USS, podiže zakrilca s pozicije slijetanja na poziciju polijetanja, održava brzinu 110 kt, te kada je siguran da će dosegnuti pistu postavlja zakrilca u poziciju slijetanja te slijeće [8].

6. Mjerenje procedura spuštanja

Kako je već opisano za zrakoplov *Pilatus* pri otkazu motora potrebno je održavati instrumentalnu brzinu 115 kt, brzina pri kojoj će najvjerojatnije doći do otkaza je brzina krstarenja koja iznosi 210 kt. S obzirom na veliki pad brzine s 210 kt na 115 kt pitanje je koja će procedura usporenja do brzine 115 kt ostvariti najveći dolet, odnosno kako za *Pilatus* ostvarenje visini pri otkazu motora utječe na dolet. Za provjere ovih procedura odobren je jedan let autoru rada na avionu *Pilatus,* vršit će se eksperimentalna mjerenja kojim će se ispitivati procedure pri simulaciji otkaza motora. Ispitivanja će sadržavati procedure spuštanja različitim načinima usporenja do brzine jedrenja kako bi ustanovili najefikasniju proceduru za određenu situaciju. U zrakoplov je postavljena GoPro kamera koja u sebi ima GPS koji prati sve parametre leta te će ti parametri biti obrađeni za svaku proceduru posebno i kasnije prikazani u radu.

6.1. Priprema leta

Idealno ispitivanje bi zahtijevalo da svaka procedura započinje u istoj točki i na istoj visini te se avion spušta skroz do praga piste ili započinje manevar prinudnog slijetanja, slijeće i nastavlja ponovno na polijetanje te radi sljedeće ispitivanje. Zbog ograničenosti jednim letom i vremenom od 50 minuta ova mjerenja su napravljena u zoni Dugi otok (visina zone je od 5000 ft do 16 000 ft) gdje se točka na zemlji uzima kao orijentir, odnosno zamjenjuje prag USS te će služiti kao usmjerenje zrakoplovu, simulacija otkaza će se vršiti na visini 8000 ft te će ovisno o proceduri zrakoplov jedriti određeno vrijeme te se nakon odrađene procedure vratiti na početnu točku i započeti sljedeću proceduru kako bi maksimalno iskoristili vrijeme. Na letu je odrađeno 8 procedura, procedure ćemo podijeliti u dvije skupine. Prva skupina se odnosi na imitaciju otkaza motora iz pravca odnosno kada je zrakoplov usmjeren prema pragu USS, te je ispitan dolet s obzirom na prirast visine pri različitim kutevima penjanja. Druga skupina se odnosi na imitaciju otkaza motora sa zaokretom odnosno kada je zrakoplov zaokrenut za 180° od praga USS, te je ispitan dolet s obzirom na različite zaokrete prema pragu i prirast visine pri različitim kutevima penjanja. Na slici 17 se vidi zona Dugi otok, bijela točka na zemlji koja predstavlja prag USS i žuta linija predstavlja usmjerenje plana rada.

U dogovoru s nadležnim instruktorom koji se nalazio u stražnjoj kabini za vrijeme leta samo kao osigurač isplanirano je sljedeće: polijetanje, nakon polijetanja na 1500 ft desni zaokret prema zoni Dugi otok, u pravcu prema zoni penjanje do 8000 ft, po dolasku u zonu ubrzavanje do 210 kt, vizualno postavljanje na točku početka rada u pravac 315° prema orijentiru na zemlji,

početak ispitivanja. Kako je već opisano ispitivanje je provedeno u dvije vrste imitacija, za imitaciju otkaza motora iz pravca u kojoj je zrakoplov okrenut prema pisti napravljena su ispitivanja za 4 procedure usporenja koja su sljedeća:

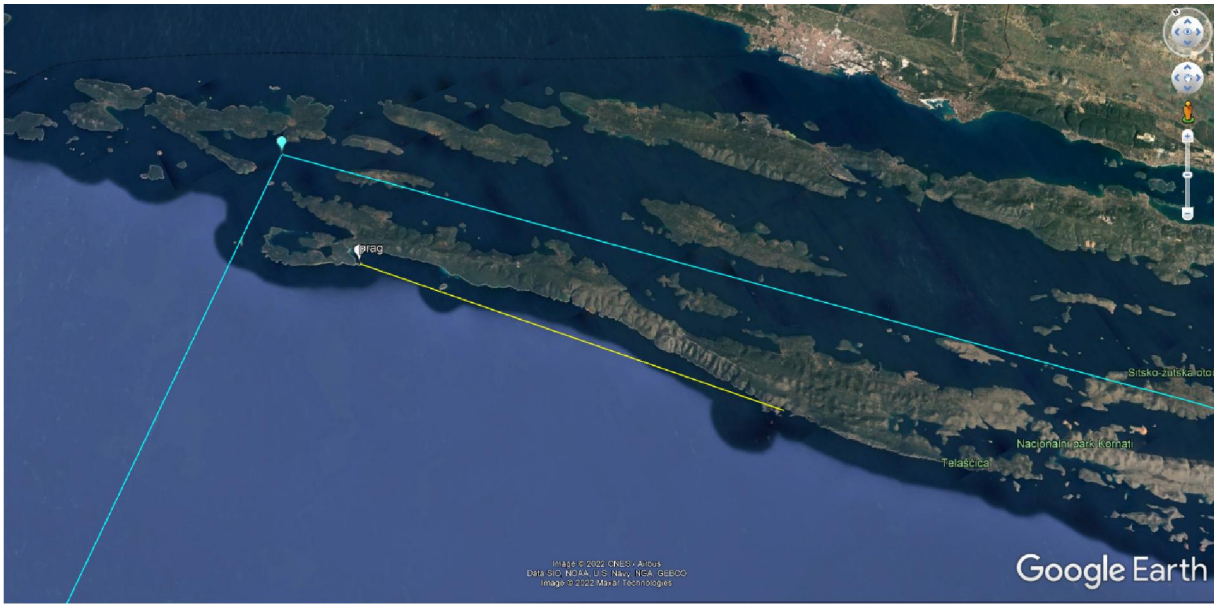
- Usporenje do brzine 115 kt zadržavajući zadanu visinu (8000 ft)
- Usporenje do brzine 115 kt penjanjem s kutem 5°
- Usporenje do brzine 115 kt penjanjem s kutem 10°
- Usporenje do brzine 115 kt penjanjem s kutem 20°.

Za imitaciju otkaza motora sa zaokretom također su napravljena ispitivanja za 4 različite procedure, zrakoplov smo zaokrenuli za 180° i usmjerili u pravac 135°. Početna visina je 8000 ft i brzina 210 kt, po oduzimanju snage na 3.5 PSI procedure su bile sljedeće:

- Usporenje do 115 kt blagim zaokretom prema orijentiru na zemlji nagiba 30°, zadržavajući zadanu visinu (8000 ft)
- Usporenje do 115 kt oštrim zaokretom prema orijentiru na zemlji nagiba 60°, zadržavajuči zadanu visinu (8000 ft)
- Usporenje do 115 kt oštrim zaokretom uz postavljanje kuta penjanja 10°
- Usporenje do 115 kt oštrim zaokretom uz postavljanje kuta penjanja 20°.

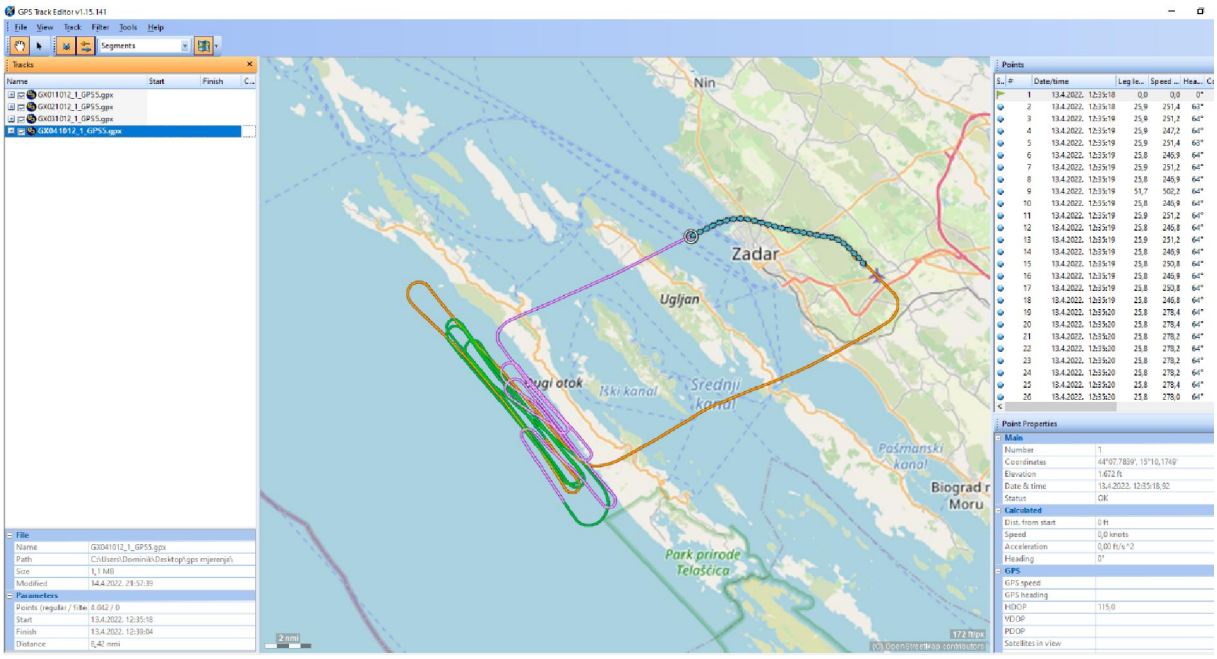
Nakon usporenja do 115 kt, kut penjanja se smanjuje kako bi se održavala brzina 115 kt i započinje režim jedrenja, planirano je za svaku proceduru jedriti 120 sekundi u pravcu prema orijentiru na zemlji kako bi se lakše mogla usporediti udaljenost svakog doleta, zbog problema s vremenom usred leta je odlučeno da se skrati vrijeme jedrenja, tako da kod imitacija sa zaokretom režim jedrenja traje 90 sekundi ali s obzirom da će se jedrenje ispitivati s obzirom na brzinu spuštanja po minuti skraćena procedura neće predstavljati problem za ispitivanje.

Po isteku vremena jedrenja svake procedure dolazi do dodavanja snage, ubrzavanja i prevođenja u penjanje prema visini 8000 ft, postavljanja u početnu točku s početnim uvjetima i nastavak provođenja ispitivanja. Na slici 18 je prikazan cijeli let od polijetanja do slijetanja, slijetanje je bilo točno u 50. minuti.



Slika 17. Zona Dugi otok

Izvor [9]

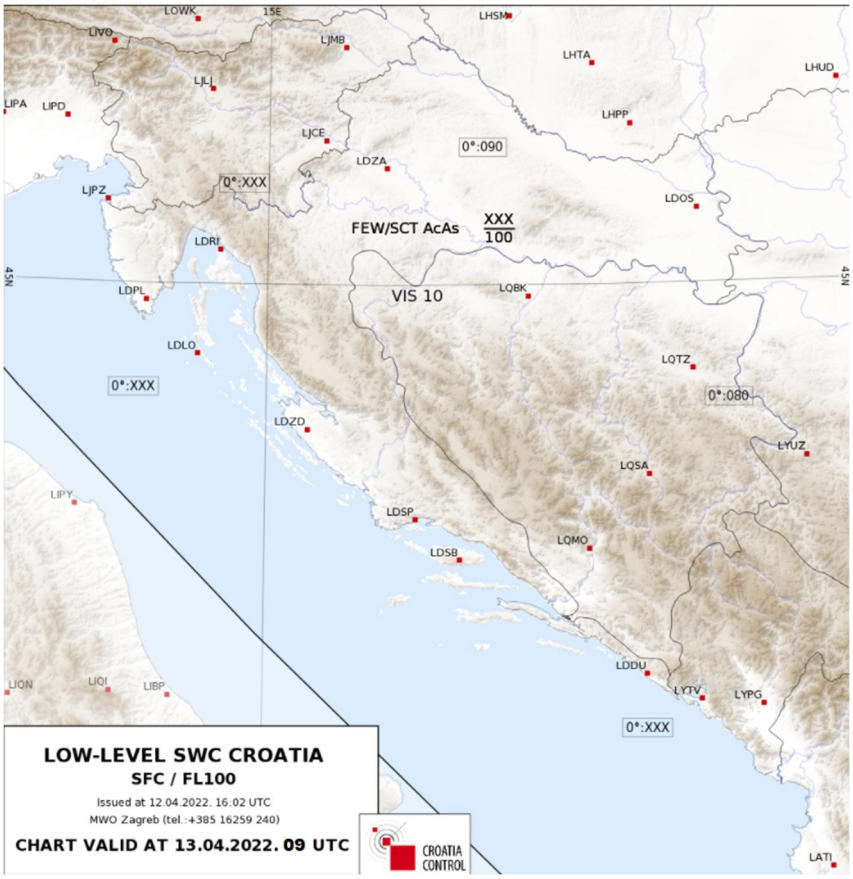


Slika 18. Putanja cijelog leta

Izvor [10]

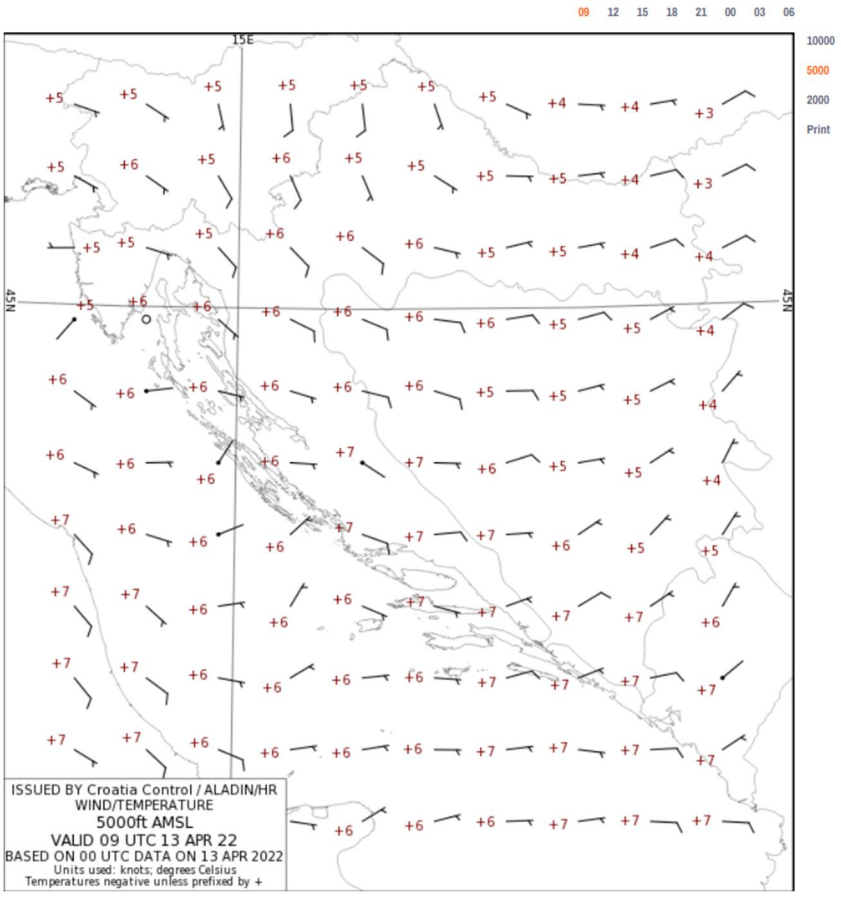
6.2. Meteorološki uvjeti

Mjerenje je izvršeno 13.4.2022. s polijetanjem u 11:50. Na slici 19 prikazana je SWL karta koja prikazuje kako na našem području letenja nema naoblake koja utječe na letenje, s obzirom na to da su postojani oblaci *Altocumulus* i *Altostratus* s bazom na 10 000 ft na više, horizontalna vidljivost je preko 10 km te 0 °C iznad 10 000 ft. Na karti vjetrova na slici 20 vidi se da na visini 5000 ft u 11:00 po lokalnom vremenu vjetar će biti iz sjeveroistoka do 5 kt što se može smatrati zanemarivim. Naša mjerenja se provode na visinama od 8000 ft do 5000 ft stoga je meteorološka situacija na dan mjerenja jako povoljna.



Slika 19. SWL karta na dan mjerenja

Izvor [11]



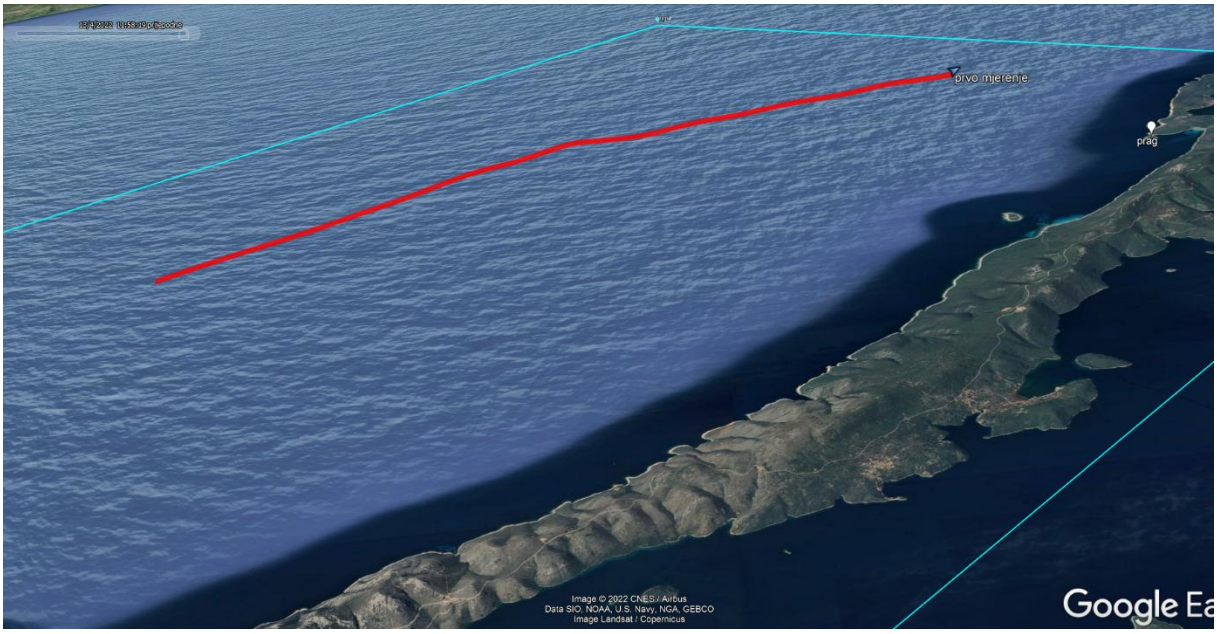
Slika 20. Karta vjetrova na 5000 ft na dan mjerenja

Izvor [12]

6.3. Imitacija otkaza motora iz pravca

6.3.1. Imitacija iz pravca sa zadržavanjem visine

Za prvu proceduru imitacije iz pravca određeno je zadržavanje zadane visine 8000 ft do instrumentalne brzine 115 kt. Nakon postavljanja na točku početka rada i usmjeravanja u pravac rada prema orijentiru na zemlji snaga se smanjuje na 3.5 PSI, kako zrakoplov usporava potrebno je potiskivati lijevu nožnu pedalu kako bi se pariralo klizanje i zadržao pravac, daljnjim usporavanjem trima se kormilo visine, povećava se kut penjanja i održava zadana visina. Postizanjem brzine 115 kt popušta se palica i dozvoljava pad kuta penjanja kako bi se zadržala zadana brzina te se jedri u pravcu 120 sekundi. Nakon "rezanja" prve procedure, snimka je ubačena u *Google Earth* te samu proceduru u prostoru vidimo na slici 21. Na slikama 22 i 23 vidimo podatke početne i završne točke procedure iz programa *GPS Track Editor.*



Slika 21. Imitacija iz pravca sa zadržavanjem visine

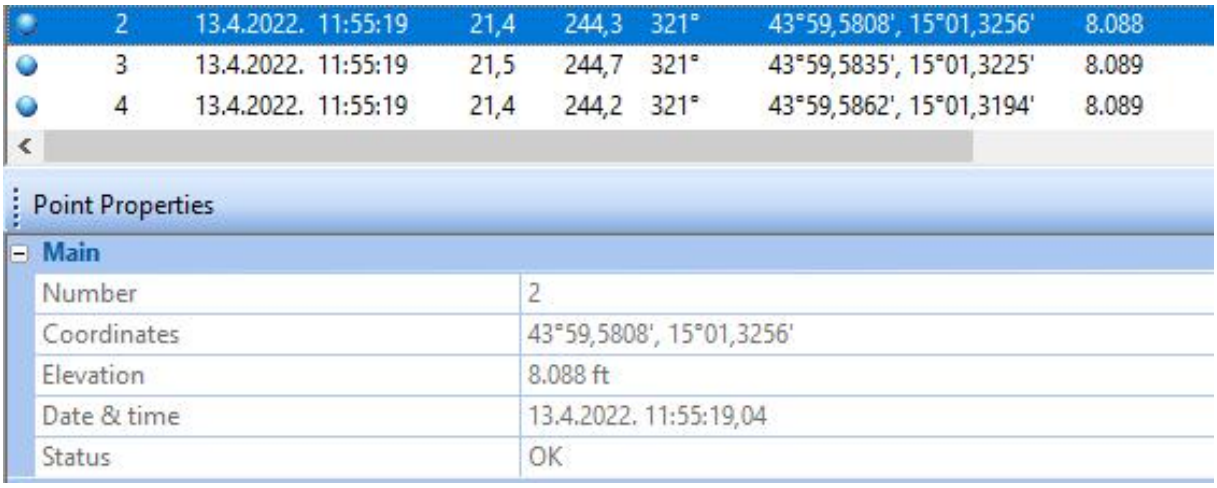
Analizom procedure ustanovljena su sljedeća zapažanja:

- Procedura je započeta oduzimanjem snage na visini 8088 ft u lokalno vrijeme 11:55:19
- Instrumentalna brzina 115 kt dolazi u vrijeme 11:56:19, zrakoplov je prošao horizontalnu udaljenost u tom vremenu u iznosu od 2.93 NM od početne točke te započinje režim jedrenja

- Režim jedrenja traje 120 sekundi, zadnja točka procedure dolazi u vrijeme 11:58:19, u tom periodu zrakoplov spušta do 5668 ft i prolazi horizontalnu udaljenost u iznosu od 7.28 NM od početne točke.

S obzirom na zapažanja, rezultat procedure je sljedeći:

- Zrakoplov je zadržavajući istu visinu pri simulaciji otkaza motora usporio do brzine jedrenja u vremenu od 60 sekundi, u tom vremenu je prošao horizontalnu udaljenost od 2.93 NM
- Održavajući brzinu jedrenja 120 sekundi gubitak visine iznosi 2420 ft, u tom režimu prolazi 4.35 NM horizontalne udaljenosti
- Od početne točke do završne točke zrakoplov je horizontalno prešao 7.28 NM i spustio 2420 ft u vremenskom trajanju od 180 sekundi.

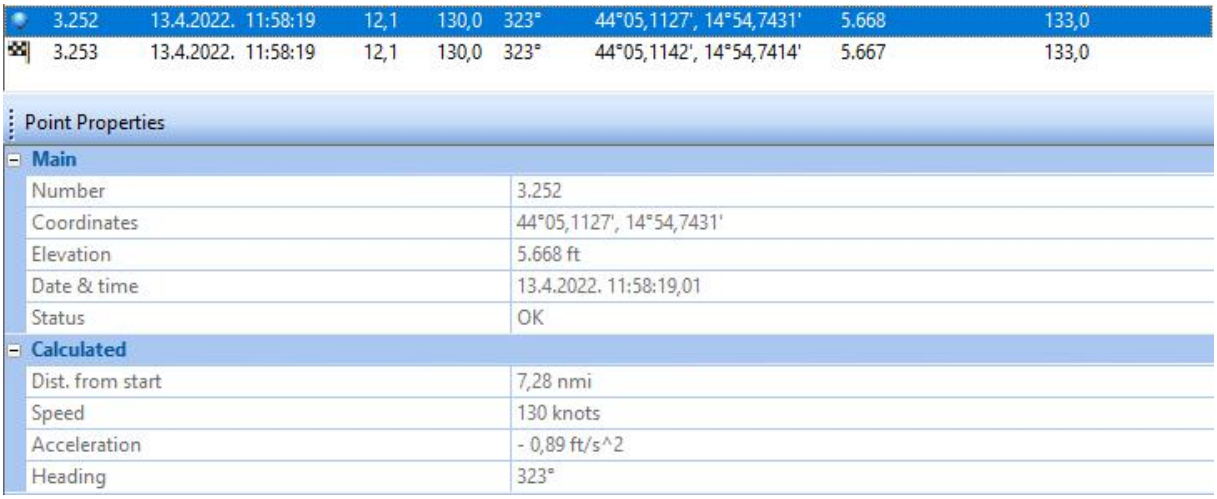


2	13.4.2022. 11:55:19	21,4	244,3	321°	43°59,5808', 15°01,3256'	8.088
3	13.4.2022. 11:55:19	21,5	244,7	321°	43°59,5835', 15°01,3225'	8.089
4	13.4.2022. 11:55:19	21,4	244,2	321°	43°59,5862', 15°01,3194'	8.089

Point Properties

Main	
Number	2
Coordinates	43°59,5808', 15°01,3256'
Elevation	8.088 ft
Date & time	13.4.2022. 11:55:19,04
Status	OK

Slika 22. Podaci početne točke, imitacija iz pravca sa zadržavanjem visine



3.252	13.4.2022. 11:58:19	12,1	130,0	323°	44°05,1127', 14°54,7431'	5.668	133,0
3.253	13.4.2022. 11:58:19	12,1	130,0	323°	44°05,1142', 14°54,7414'	5.667	133,0

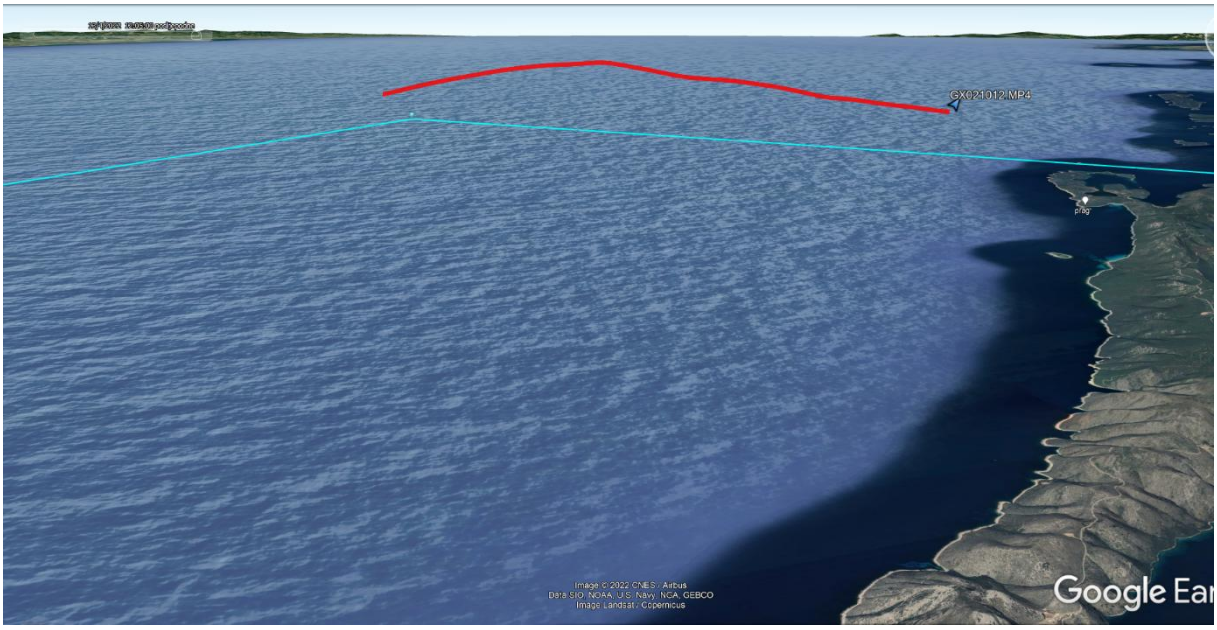
Point Properties

Main	
Number	3.252
Coordinates	44°05,1127', 14°54,7431'
Elevation	5.668 ft
Date & time	13.4.2022. 11:58:19,01
Status	OK
Calculated	
Dist. from start	7,28 nmi
Speed	130 knots
Acceleration	- 0,89 ft/s^2
Heading	323°

Slika 23. Podaci završne točke, imitacija iz pravca sa zadržavanjem visine

6.3.2. Imitacija iz pravca s kutem penjanja 5°

Za drugu proceduru imitacije iz pravca s kutem penjanja 5° zrakoplov je ponovo postavljen u početne uvjete na visinu 8000 ft i održava instrumentalnu brzinu 210 kt usmjeren prema orijentiru na zemlji. Ispitivanje započinje oduzimanjem snage na 3.5 PSI, te po oduzimanju snage postavlja se kut penjanja 5°. Kut penjanja se održava kroz cijelo usporenje, kako brzina pada zrakoplov ima tendenciju spuštanja kuta penjanja, trimanjem kormila visine se održava kut penjanja te se nožnim pedalama parira klizanje kako bi ostali u pravcu orijentira. Usporenjem do instrumentalne brzine 115 kt popušta se kut kako bi se održala brzina, štopericom se mjeri održavanje režima jedrenja 120 sekundi. Izolirana procedura u prostoru se vidi na 24 slici. Na slikama 25 i 26 se vide podaci početne i završne točke.



Slika 24. Imitacija iz pravca s kutem penjanja 5°

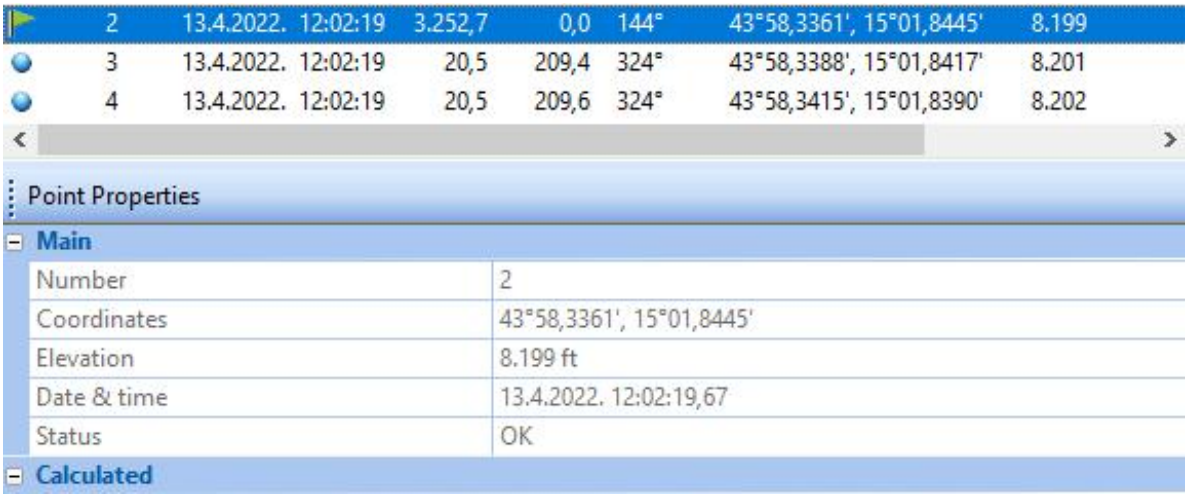
Analizom procedure ustanovljena su sljedeća zapažanja:

- Procedura je započela na visini 8199 ft u 12:02:19 po lokalnom vremenu, te je odmah postavljen kut penjanja 5°
- Instrumentalna brzina 115 kt dolazi po lokalnom vremenu u 12:02:47, ostvarena je visina od 8611 ft, te je u tom penjanju pređena horizontalna udaljenost od 1.89 NM

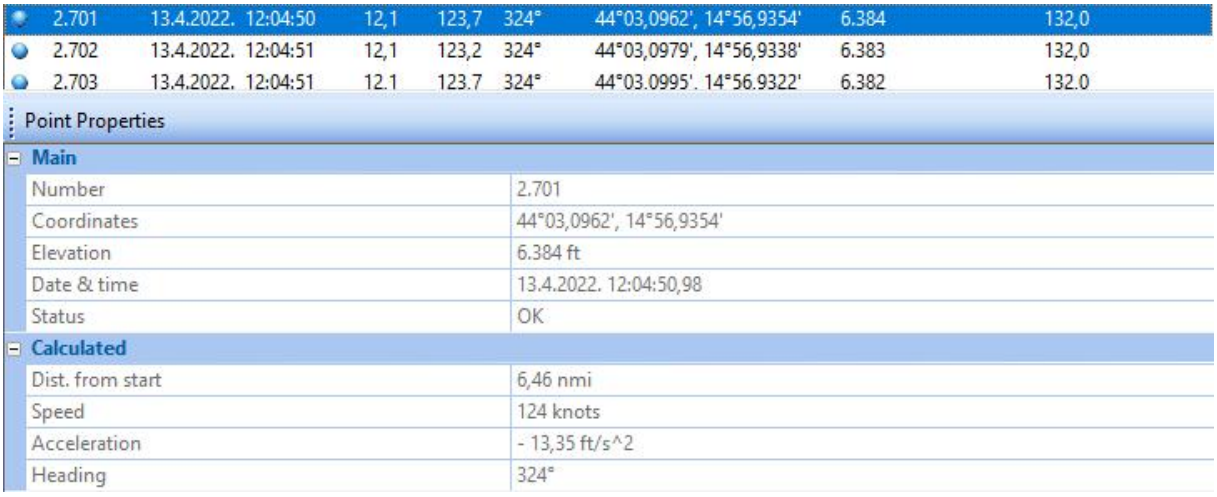
- Prevodi se u režim jedrenja u trajanju od 120 sekundi, zbog potrebnog vremena za smanjivanje kuta penjanja i pokretanja štoperice, jedrenje će trajati do 12:04:50 po lokalnom vremenu. U tom vremenu pređena je horizontalna udaljenost u iznosu od 6.46 NM od početne točke, te je visina zadnje točke 6384 ft.

S obzirom na zapažanja, rezultat procedure je sljedeći:

- Zrakoplov je održavajući kut penjanja 5° usporavajući do instrumentalne brzine 115 kt ostvario prirast visine u iznosu od 412 ft, usporavanje je trajalo 28 sekundi te je u tom vremenu pređena horizontalna udaljenost od 1.89 NM
- Režim jedrenja je trajao 120 sekundi te gubitak visine iznosi 2227 ft, tijekom tog gubitka visine pređena je horizontalna udaljenost u iznosu od 4.57 NM
- Od početne do završne točke procedure spuštanja ostvaren je prirast visine od 412 ft zatim gubitak visine u iznosu od 2227 ft, pređena je horizontalna udaljenost u iznosu od 6.46 NM, te je cijela procedura vremenski trajala 151 sekundu.



Slika 25. Podaci početne točke, imitacija iz pravca s kutem penjanja 5°



2.701	13.4.2022.	12:04:50	12,1	123,7	324°	44°03,0962', 14°56,9354'	6.384	132,0
2.702	13.4.2022.	12:04:51	12,1	123,2	324°	44°03,0979', 14°56,9338'	6.383	132,0
2.703	13.4.2022.	12:04:51	12.1	123.7	324°	44°03.0995', 14°56.9322'	6.382	132.0

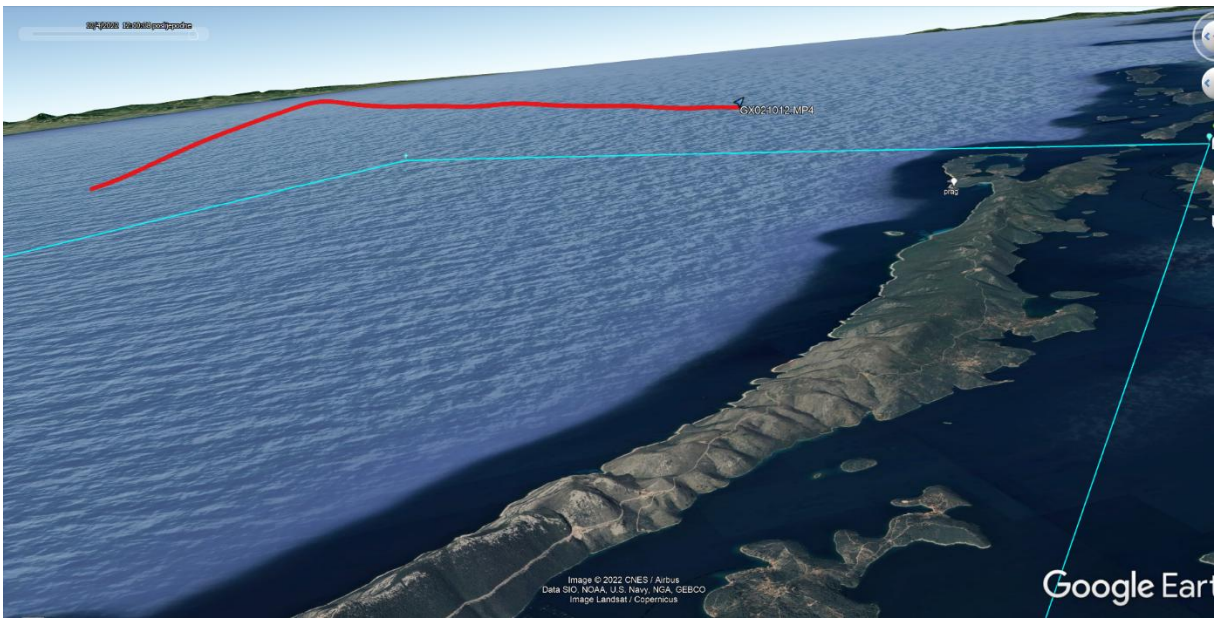
Point Properties

Main	
Number	2.701
Coordinates	44°03,0962', 14°56,9354'
Elevation	6.384 ft
Date & time	13.4.2022. 12:04:50,98
Status	OK
Calculated	
Dist. from start	6,46 nmi
Speed	124 knots
Acceleration	- 13,35 ft/s^2
Heading	324°

Slika 26. Podaci završne točke, imitacija iz pravca s kutem penjanja 5°

6.3.3. Imitacija iz pravca s kutem penjanja 10°

Za treću proceduru imitacije iz pravca s kutem penjanja 10° zrakoplov je ponovo postavljen u početne uvjete, visina 8000 ft, brzina 210 kt, usmjerenje prema orijentiru na zemlji. Nakon oduzimanja snage na 3.5 PSI postavlja se kut penjanja 10°, kut se održava do pada brzine 115 kt. Nakon usporenja, spušta se kut te se štopericom mjeri vrijeme 120 sekundi režim jedrenja. Ispitivanje započinje oduzimanjem snage koje prethodi postavljanju kuta penjanja, putanja procedure u prostoru se vidi na slici 27, a podaci početne i završne točke na slikama 28 i 29.



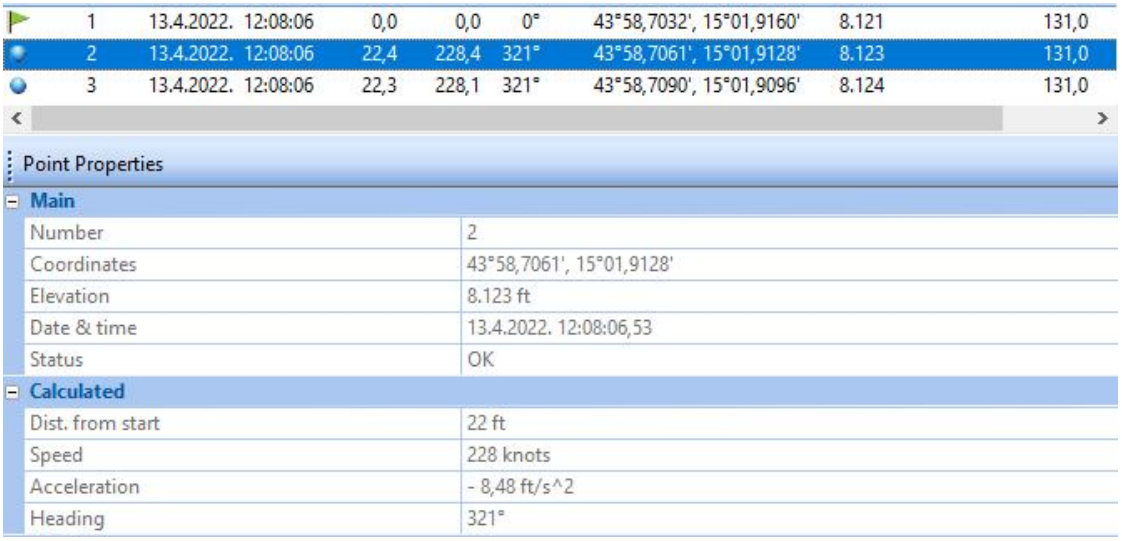
Slika 27. Imitacija iz pravca s kutem penjanja 10°

Analizom procedure ustanovljena su sljedeća zapažanja:

- Procedura započinje u 12:08:06 po lokalnom vremenu oduzimanjem snage na 3.5 PSI na visini 8121 ft, zatim se postavlja kut penjanja 10°
- Brzina 115 kt dolazi u 12:08:32, te je zrakoplov dosegnuo visinu od 9079 ft, nakon čega slijedi režim jedrenja, u penjanju zrakoplov je prošao 1.35 NM horizontalne udaljenosti
- Režim jedrenja traje 120 sekundi te će se zbog prevođenja režima gledati do vremena 12:10:38, u tom vremenskom periodu jedrenjem je zrakoplov spustio do visine 6742 ft te je prešao horizontalnu udaljenost od 4.6 NM

S obzirom na zapažanja, rezultat procedure je sljedeći:

- Zrakoplov je održavajući kut penjanja 10° usporio do brzine 115 kt u vremenu od 26 sekundi, te je u tom periodu ostvario prirast visine u iznosu od 958 ft i prešao horizontalnu udaljenost od 1.35 NM
- S te visine je u režimu jedrenja gubitak visine 2337 ft i pređena horizontalna udaljenost od 4.6 NM
- Od početne do završne točke procedure spuštanja zrakoplov je ostvario prirast visine od 958 ft, zatim izgubio visinu u režimu jedrenja 2337 ft, te je kroz cijelu proceduru prešao 5.95 NM horizontalne udaljenosti. Cijela procedura trajala je 152 sekunde.

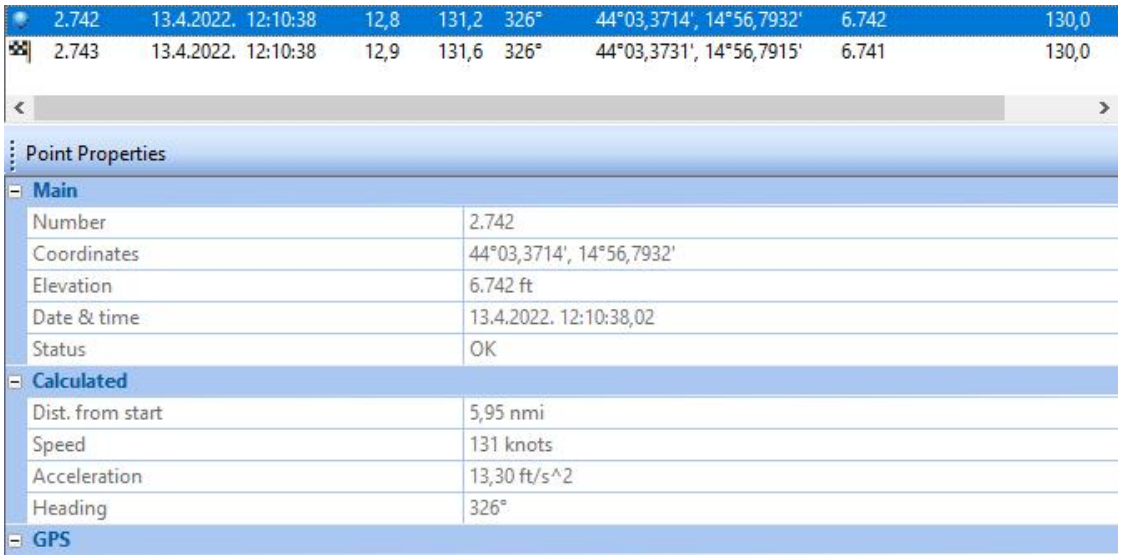


1	13.4.2022. 12:08:06	0,0	0,0	0°	43°58,7032', 15°01,9160'	8.121	131,0
2	13.4.2022. 12:08:06	22,4	228,4	321°	43°58,7061', 15°01,9128'	8.123	131,0
3	13.4.2022. 12:08:06	22,3	228,1	321°	43°58,7090', 15°01,9096'	8.124	131,0

Point Properties

Main	
Number	2
Coordinates	43°58,7061', 15°01,9128'
Elevation	8.123 ft
Date & time	13.4.2022. 12:08:06,53
Status	OK
Calculated	
Dist. from start	22 ft
Speed	228 knots
Acceleration	- 8,48 ft/s^2
Heading	321°

Slika 28. Početna točka, imitacija iz pravca s kutem penjanja 10°



2.742	13.4.2022. 12:10:38	12,8	131,2	326°	44°03,3714', 14°56,7932'	6.742	130,0
2.743	13.4.2022. 12:10:38	12,9	131,6	326°	44°03,3731', 14°56,7915'	6.741	130,0

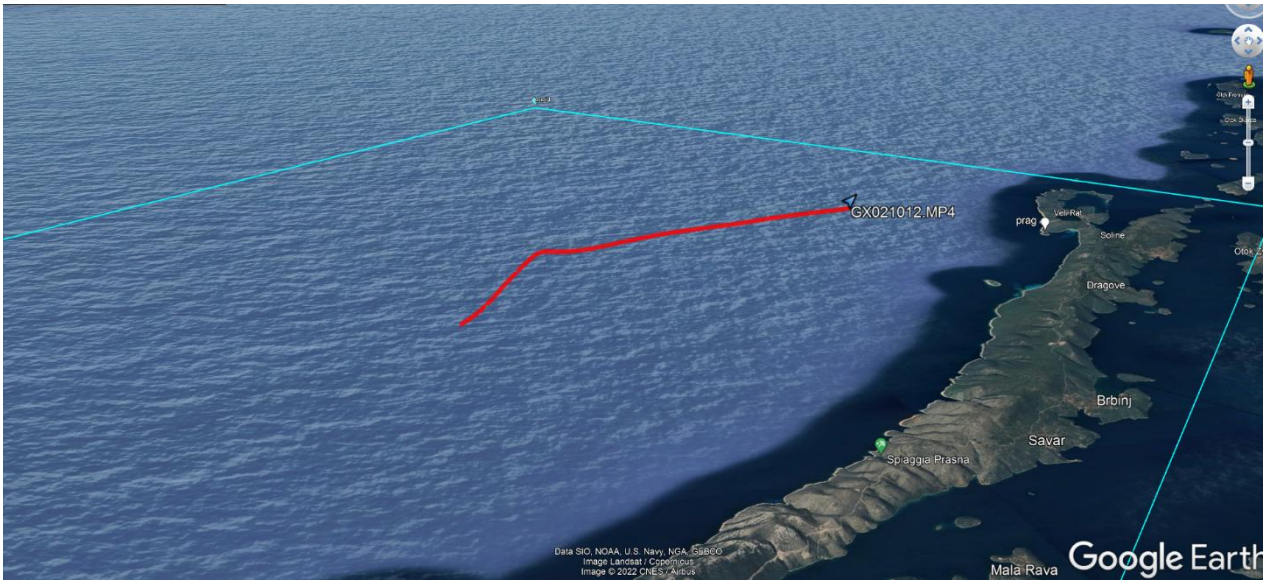
Point Properties

Main	
Number	2.742
Coordinates	44°03,3714', 14°56,7932'
Elevation	6.742 ft
Date & time	13.4.2022. 12:10:38,02
Status	OK
Calculated	
Dist. from start	5,95 nmi
Speed	131 knots
Acceleration	13,30 ft/s^2
Heading	326°
GPS	

Slika 29. Završna točka, imitacija iz pravca s kutem penjanja 10°

6.3.4. Imitacija iz pravca s kutem penjanja 20°

Za četvrtu proceduru imitacije iz pravca s kutem penjanja 20° zrakoplov je ponovo postavljen u početne uvjete i usmjeren prema orijentiru. Nakon oduzimanja snage na 3.5 PSI kut penjanja se podiže na 20° do pada brzine za režim jedrenja, te slijedi ponovo jedrenje 120 sekundi. Zbog velikog kuta penjanja brzo će doći do pada brzine te će zbog toga biti potrebno intezivnije pariranje klizanja i zatezanja palice odnosno trimanja kako ne bi dozvolili pad kuta. Na slici 30 se vidi procedura spuštanja u prostoru, te su na slikama 31 i 32 prikazani podaci početne i završne točke procedure.



Slika 30. Imitacija iz pravca s kutem penjanja 20°

Analizom procedure ustanovljena su sljedeća zapažanja:

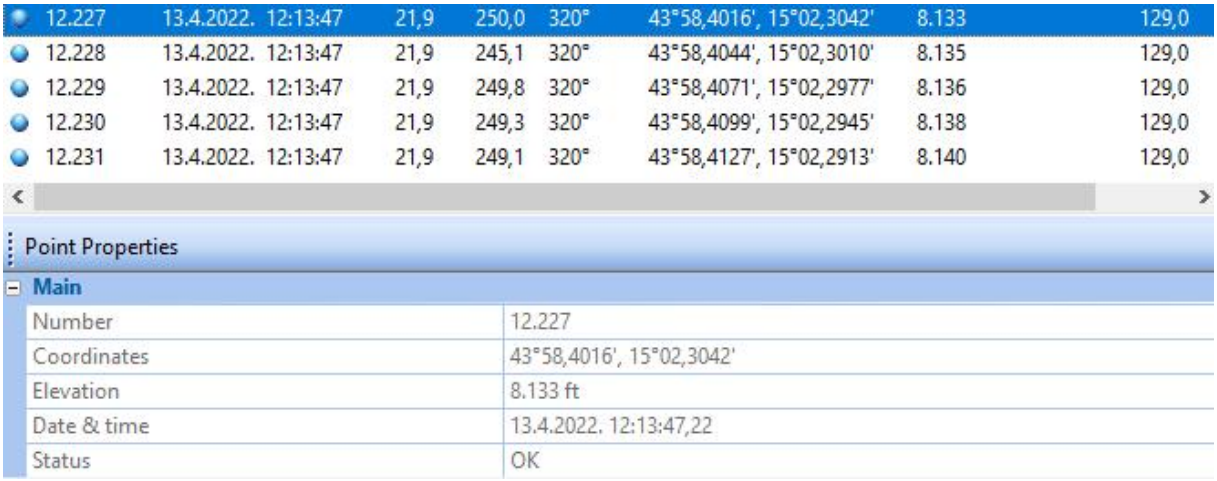
- Procedura započinje na visini 8133 ft u 12:13:47 po lokalnom vremenu oduzimanjem snage na 3.5 PSI te slijedi podizanje kuta penjanja na 20°
- Instrumentalna brzina 115 kt dolazi u 12:14:04, u tom periodu zrakoplov je popeo do visine 9372 ft i prešao 0.82 NM horizontalne udaljenosti, te se zrakoplov prevodi u režim jedrenja
- Režim jedrenja traje do 12:16:06, zrakoplov je spustio do 6898 ft, te u tom spuštanju prešao 4.52 NM horizontalne udaljenosti.

S obzirom na zapažanja, rezultat procedure je sljedeći:

- Zrakoplov je održavajući kut penjanja od 20° usporio do brzine 115 kt za 17 sekundi, te je u tom periodu ostvario prirast visine od 1232 ft i prešao 0.82 NM horizontalne udaljenosti

- S te visine u režimu jedrenja gubitak visine je 2474 ft i pređena horizontalna udaljenost od 4.52 NM

- Od početne do završne točke procedure zrakoplov je ostvario prirast visine 1232 ft zatim u jedrenju spustio visinu 2474 ft te u tom periodu prošao 5.34 NM horizontalne udaljenosti. Cijela procedura je trajala 139 sekundi.

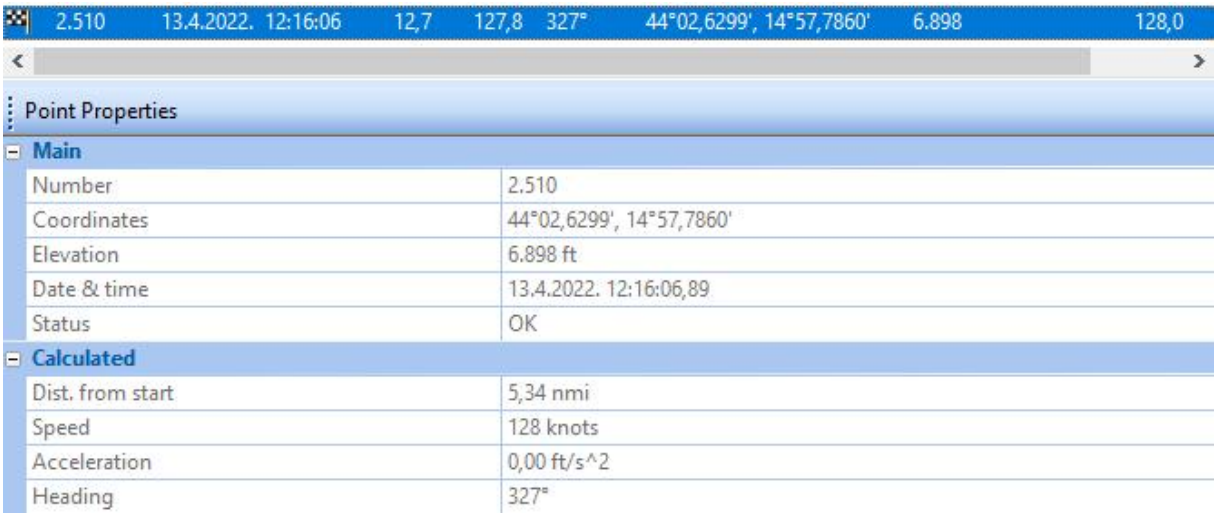


12.227	13.4.2022. 12:13:47	21,9	250,0	320°	43°58,4016', 15°02,3042'	8.133	129,0
12.228	13.4.2022. 12:13:47	21,9	245,1	320°	43°58,4044', 15°02,3010'	8.135	129,0
12.229	13.4.2022. 12:13:47	21,9	249,8	320°	43°58,4071', 15°02,2977'	8.136	129,0
12.230	13.4.2022. 12:13:47	21,9	249,3	320°	43°58,4099', 15°02,2945'	8.138	129,0
12.231	13.4.2022. 12:13:47	21,9	249,1	320°	43°58,4127', 15°02,2913'	8.140	129,0

Point Properties

Main	
Number	12.227
Coordinates	43°58,4016', 15°02,3042'
Elevation	8.133 ft
Date & time	13.4.2022. 12:13:47,22
Status	OK

Slika 31. Podaci početne točke, imitacija iz pravca s kutem penjanja 20°



2.510	13.4.2022. 12:16:06	12,7	127,8	327°	44°02,6299', 14°57,7860'	6.898	128,0

Point Properties

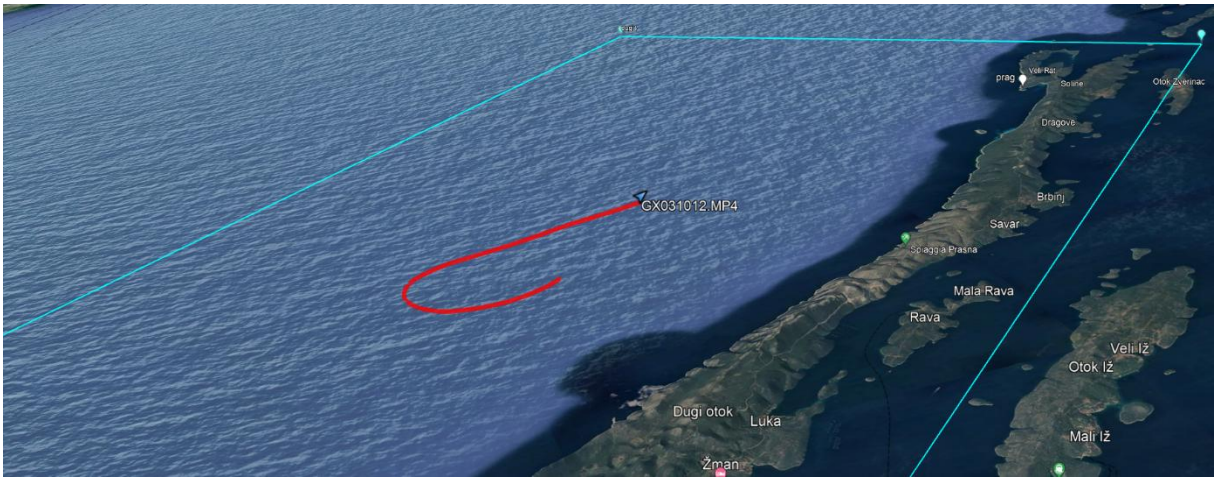
Main	
Number	2.510
Coordinates	44°02,6299', 14°57,7860'
Elevation	6.898 ft
Date & time	13.4.2022. 12:16:06,89
Status	OK
Calculated	
Dist. from start	5,34 nmi
Speed	128 knots
Acceleration	0,00 ft/s^2
Heading	327°

Slika 32. Podaci završne točke, imitacija iz pravca s kutem penjanja 20°

6.4. Imitacija otkaza motora sa zaokretom

6.4.1. Imitacija sa zaokretom nagiba 30° i zadržavanjem visine

Kako je već opisano u poglavlju 6.1. za prvu proceduru imitacije sa zaokretom zrakoplov ćemo zaokrenuti za 180° i usmjeriti u pravac 135°. Postavljeni su isti uvjeti kao kod imitacije iz pravca, visina je 8000 ft, početna instrumentalna brzina 210 kt, osim suprotnog usmjerenja. Procedura započinje oduzimanjem snage na 3.5 PSI te uvođenja zrakoplova u desni zaokret nagiba 30° prema orijentiru na zemlji zadržavajući zadanu visinu do pada brzine na 115 kt instrumentalno, nakon pada brzine ponovo se prevodi u režim jedrenja 90 sekundi, te po isteku vremena dodaje se snaga i zrakoplov se ponovo postavlja u početne uvjete za sljedeću proceduru. Da bi zaokret nagiba 30° zadržavao visinu potrebno je održavati konstantnih 1.15g, kako zrakoplov usporava bit će potrebno zatezati palicu da se održi zadana visina, dolaskom u pravac orijentira vadi se iz nagiba i u pravcu nastavlja održavajući visinu. Na slici 33 je prikazana procedura, a na slikama 34 i 35 podaci početne i završne točke.



Slika 33. Imitacija sa zaokretom nagiba 30° i zadržavanjem visine

Analizom procedure ustanovljena su sljedeća zapažanja:

- Procedura započinje oduzimanjem snagu na 3.5 PSI na visini 8108 ft u 12:18:34 po lokalnom vremenu. Nakon oduzimanjem snage odmah se uvodi u desni zaokret nagiba 30° i kutnog skretanja 180° prema orijentiru na zemlji
- Kroz zaokret se zadržava visina, dolazi do blagog pada visine zbog tehnike pilotiranja, nakon zaokreta za 180° zrakoplov se vadi iz zaokreta i u horizontalnom letu nastavlja prema orijentiru. U 12:19:39 dolazi do pada

brzine na 115 kt te započinje režim jedrenja, do te točke zrakoplov je prošao kroz zaokret 3.29 NM horizontalne udaljenosti

- Režim jedrenja traje do 12:21:09, te je zrakoplov u 90 sekundi spustio do visine 6122 ft, te je prošao 3.32 NM horizontalne udaljenost.

S obzirom na zapažanja, rezultat procedure je sljedeći:

- Po otkazu motora zaokret pri 30° zadržavajući zadanu visinu, brzina pada na 115 kt za 65 sekundi, u tom periodu je zrakoplov prolazi 3.29 NM
- U režimu jedrenja u 90 sekundi pad visine iznosi 1986 ft
- Od početne do završne točke zrakoplov je u 155 sekundi napravio zaokret za 180° i jedrio prema orijentiru, cijeli prijeđeni put iznosi 6.61 NM, a prijeđeni put nakon zaokreta iznosi 3.72 NM.

1	13.4.2022. 12:18:33	0,0	0,0	0°	43°56,6916', 15°04,7989'	8.108
2	13.4.2022. 12:18:34	22,6	252,5	143°	43°56,6886', 15°04,8020'	8.108
3	13.4.2022. 12:18:34	22,6	243,4	143°	43°56,6857', 15°04,8052'	8.107
4	13.4.2022. 12:18:34	22,6	243,1	143°	43°56,6827', 15°04,8083'	8.107
5	13.4.2022. 12:18:34	22,6	242,9	143°	43°56,6798', 15°04,8114'	8.107

Point Properties

Main	
Number	2
Coordinates	43°56,6886', 15°04,8020'
Elevation	8.108 ft
Date & time	13.4.2022. 12:18:34,02
Status	OK

Slika 34. Podaci početne točke, imitacija sa zaokretom nagiba 30° i zadržavanjem visine

2.790	13.4.2022. 12:21:09	11,9	113,6	328°	43°58,2821', 15°00,4312'	6.122

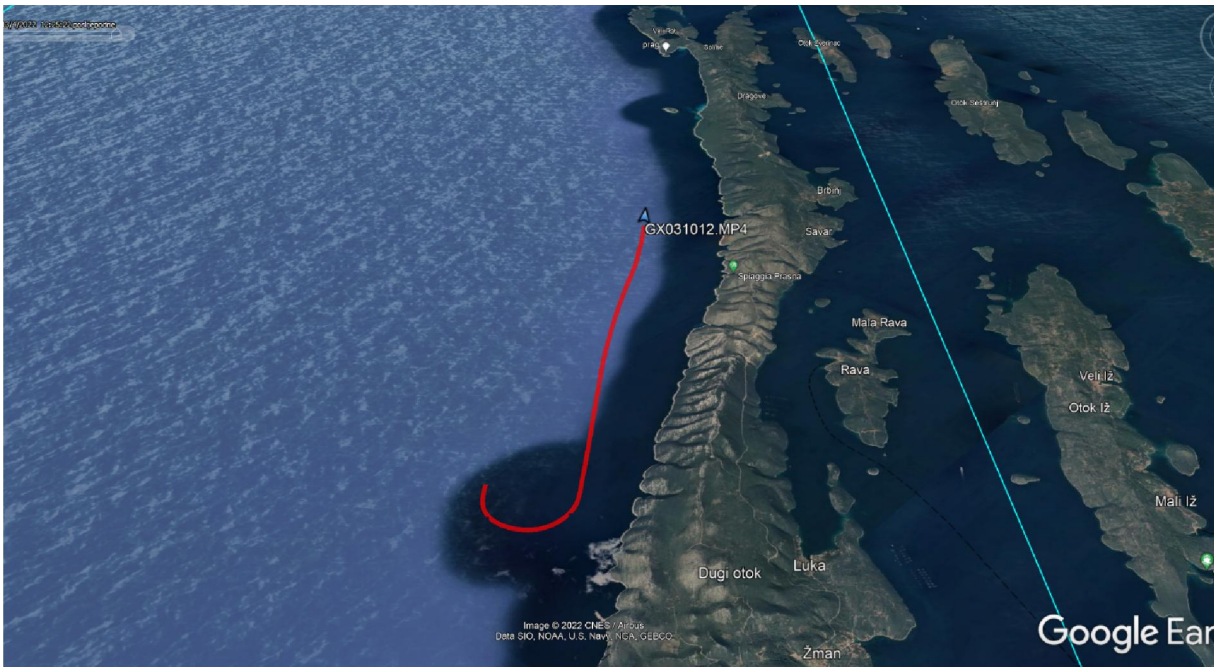
Point Properties

Main	
Number	2.790
Coordinates	43°58,2821', 15°00,4312'
Elevation	6.122 ft
Date & time	13.4.2022. 12:21:09,98
Status	OK
Calculated	
Dist. from start	6,61 nmi
Speed	114 knots
Acceleration	0,00 ft/s^2
Heading	328°

Slika 35. Podaci završne točke, imitacija sa zaokretom nagiba 30° i zadržavanjem visine

6.4.2. Imitacija sa zaokretom nagiba 60° i zadržavanjem visine

Za drugu proceduru imitacije sa zaokretom zrakoplov se postavlja u početne uvjete, po oduzimanju snage na 3.5 PSI uvodi se u lijevi oštri zaokret nagiba 60° koji zahtjeva održavanje opterećenja 2g. Kroz zaokret se održava zadana visina, te po vađenju iz nagiba u pravac orijentira zadržava se visina do pada brzine. Nakon pada brzine, režim jedrenja se održava 90 sekundi u pravcu orijentira. Na slici 36 je prikazana procedura, a na slikama 37 i 38 su prikazani podaci početne i završne točke.



Slika 36. Imitacija sa zaokretom nagiba 60° i zadržavanjem visine

Analizom procedure ustanovljena su sljedeća zapažanja:

- Procedura započinje oduzimanjem snage na 3.5 PSI na visini 8061 ft u 12:22:57 po lokalnom vremenu. Nakon oduzimanja snage odmah se uvodi u lijevi oštri zakret kutnog skretanja 180° održavajući 2g opterećenje i konstantnu visinu
- Kroz zaokret se zadržava visina, te nakon zaokreta za 180° zrakoplov se usmjerava u orijentir na zemlji, do pada brzine na 115 kt dolazi u 12:24:02, te zrakoplov započinje režim jedrenja. Do početka režima jedrenja zrakoplov je prošao 2.99 NM horizontalne udaljenosti

- Režim jedrenja traje do 12:25:22, visina zadnje točke iznosi 6067 ft, pređena horizontalna udaljenost iznosi 2.95 NM.

S obzirom na zapažanja, rezultat procedure je sljedeći:

- Po oduzimanju snage na 3.5 PSI, uvodi se u oštri zaokret kutnog skretanja 180° zadržavajući zadanu visinu. Brzina pada na 115 kt za 65 sekundi, u tom vremenu je pređena udaljenost od 2.99 NM

- U režimu jedrenja gubitak visine iznosi 1994 ft, pređena udaljenost kroz cijelu proceduru iznosi 5.94 NM, nakon izlaska iz zaokreta pređena je udaljenost u iznosu od 4.87 NM.

1	13.4.2022.	12:22:57	0,0	0,0	0°	43°55,9165', 15°04,8122'	8.061
2	13.4.2022.	12:22:57	21,8	234,3	140°	43°55,9137', 15°04,8154'	8.061
3	13.4.2022.	12:22:58	21,8	234,7	140°	43°55,9110', 15°04,8186'	8.060
4	13.4.2022.	12:22:58	21,7	233,9	140°	43°55,9082', 15°04,8218'	8.060

Point Properties

Main	
Number	1
Coordinates	43°55,9165', 15°04,8122'
Elevation	8.061 ft
Date & time	13.4.2022. 12:22:57,91
Status	OK

Slika 37. Podaci početne točke, imitacija sa zaokretom nagiba 60° i zadržavanjem visine

2.578	13.4.2022.	12:25:22	12,2	131,9	321°	44°00,0904', 15°01,3476'	6.067

Point Properties

Main	
Number	2.578
Coordinates	44°00,0904', 15°01,3476'
Elevation	6.067 ft
Date & time	13.4.2022. 12:25:22,50
Status	OK
Calculated	
Dist. from start	5,94 nmi
Speed	132 knots
Acceleration	0,00 ft/s^2
Heading	321°

Slika 38. Podaci završne točke, imitacija sa zaokretom nagiba 60° i zadržavanjem visine

6.4.3. Imitacija sa zaokretom nagiba 60° i kutem penjanja 10°

Za treću proceduru imitacije sa zaokretom zrakoplov se postavlja u početne uvjete, te po oduzimanju snage na 3.5 PSI odmah se uvodi u lijevi oštri zaokret kutnog skretanja 180° i paralelno se kroz zaokret postavlja kut penjanja 10°, kroz zaokret se održava nagib 60° i kut penjanja do izlaska u pravac orijentira, nakon izlaska u pravac zrakoplov se vadi iz nagiba a kut penjanja ostaje zadan do dolaska brzine jedrenja. Režim jedrenja traje 90 sekundi te se zrakoplov postavlja u početne uvjete za zadnju proceduru. Na slici 39 prikazana je procedura, a na slikama 40 i 41 prikazani su podaci početne i završne točke.



Slika 39. Imitacija sa zaokretom nagiba 60° i kutem penjanja 10°

Analizom procedure ustanovljena su sljedeća zapažanja:

- Procedura započinje u 12:27:14 na visini 8110 ft, po oduzimanju snage postavlja se nagib 60° opterećenjem se podiže kut penjanja kroz zaokret na 10°, nakon izlaska u pravac održava se kut penjanja
- Brzina jedrenja dolazi u 12:27:39, zrakoplov je popeo do 8854 ft, te u tom periodu prešao 1.25 NM
- Režim jedrenja traje do 12:29:11, zrakoplov spušta u tom periodu do 6819 ft.

S obzirom na zapažanja, rezultat procedure je sljedeći:

- Održavajući oštri zaokret i kut penjanja 10°, zrakoplov usporava do brzine jedrenja za 25 sekundi, te u tom periodu ostvari prirast visine od 744 ft i prešao udaljenost od 1.25 NM
- Režim jedrenja traje 90 sekundi te je gubitak visine 2035 ft
- Od početne do završne točke procedure ostvaren je prirast visine 744 ft zatim pad od 2035 ft, tokom procedure uz zaokret zrakoplov je prešao 4.63 NM, nakon izlaska u pravac pređena udaljenost iznosi 3.57 NM.

1	13.4.2022. 12:27:14	0,0	0,0	0°	43°58,0372', 15°03,3127'	8.110
2	13.4.2022. 12:27:14	22,5	242,8	142°	43°58,0343', 15°03,3159'	8.111
3	13.4.2022. 12:27:14	22,5	242,6	142°	43°58,0313', 15°03,3190'	8.111
4	13.4.2022. 12:27:14	22,5	242,4	142°	43°58,0284', 15°03,3222'	8.111

Point Properties

Main	
Number	1
Coordinates	43°58,0372', 15°03,3127'
Elevation	8.110 ft
Date & time	13.4.2022. 12:27:14,26
Status	OK

Slika 40. Podaci početne točke, imitacija sa zaokretom nagiba 60° i kutem penjanja 10°

2.098	13.4.2022. 12:29:11	12,6	136,2	321°	44°00,9847', 15°00,8520'	6.819

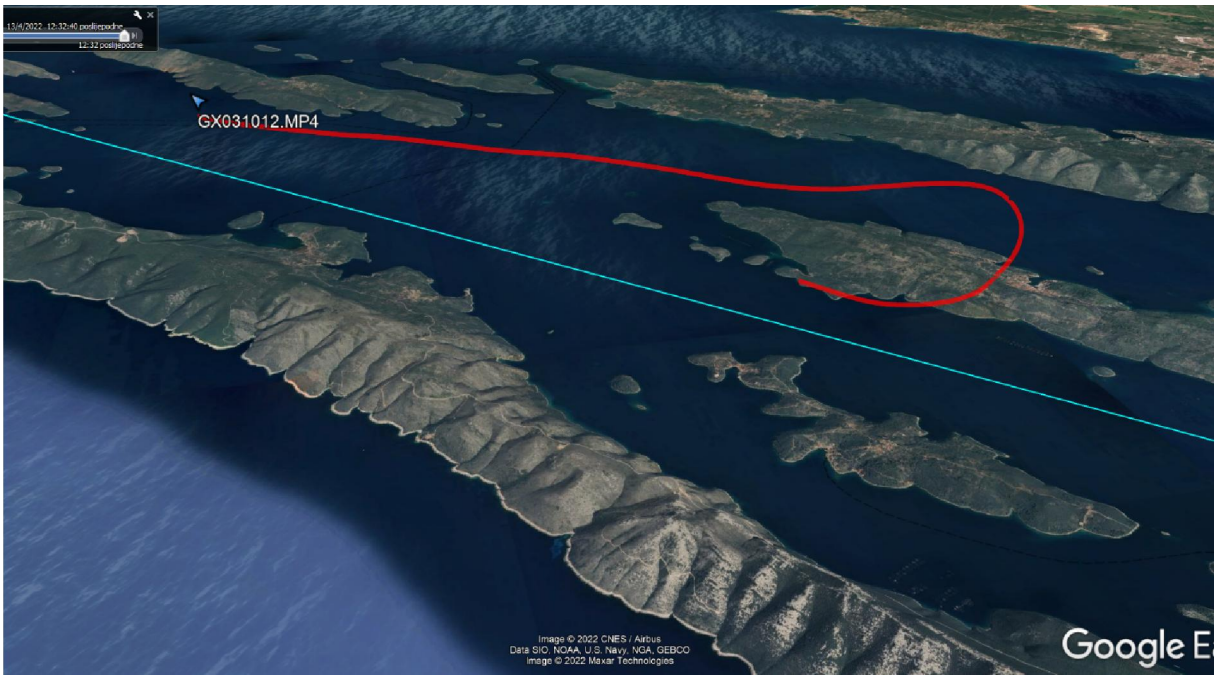
Point Properties

Main	
Number	2.098
Coordinates	44°00,9847', 15°00,8520'
Elevation	6.819 ft
Date & time	13.4.2022. 12:29:11,25
Status	OK
Calculated	
Dist. from start	4,63 nmi
Speed	136 knots
Acceleration	0,00 ft/s^2
Heading	321°

Slika 41. Podaci završne točke, imitacija sa zaokretom nagiba 60° i kutem penjanja 10°

6.4.4. Imitacija sa zaokretom nagiba 60° i kutem penjanja 20°

Za četvrtu proceduru imitacije sa zaokretom, zrakoplov se iz početnih uvjeta nakon oduzimanja snage uvodi u lijevi oštri zaokret te kroz zaokret se postavlja kut penjanja 20°, nakon kutnog skretanja 180° zrakoplov se vadi iz zaokreta i održava kut penjanja do brzine jedrenja, te slijedi režim jedrenja 90 sekundi. Na slici 42 je prikazana procedura, na slikama 43 i 44 prikazani su podaci početne i završne točke.



Slika 42. Imitacija sa zaokretom nagiba 60° i kutem penjanja 20°

Analizom procedure ustanovljena su sljedeća zapažanja:

- Procedura započinje u 12:30:48 na visini 8141 ft, po oduzimanju snage postavlja se nagib 60° opterećenjem se podiže kut penjanja kroz zaokret na 20°, nakon izlaska u pravac održava se kut penjanja
- Brzina jedrenja se postiže u 12:31:05, zrakoplov je popeo do 8960 ft, te u tom periodu prešao 0.88 NM
- Režim jedrenja traje do 12:32:40, zrakoplov spušta u tom periodu do 7180 ft.

S obzirom na zapažanja, rezultat procedure je sljedeći:

- Održavajući oštri zaokret i kut penjanja 20°, zrakoplov usporava do brzine jedrenja za 17 sekundi, te u tom periodu ostvaruje prirast visine od 819 ft i prešao udaljenost od 0.88 NM
- Režim jedrenja traje 90 sekundi te je gubitak visine 1780 ft
- Od početne do završne točke procedure ostvaren je prirast visine 819 ft zatim pad od 1780 ft, tokom procedure uz zaokret zrakoplov je prešao 4.43 NM, nakon izlaska u pravac pređena udaljenost iznosi 3.46 NM.

1	13.4.2022. 12:30:48	0,0	0,0	0°	43°59,2809', 15°02,0001'	8.141
2	13.4.2022. 12:30:48	21,9	236,2	143°	43°59,2780', 15°02,0031'	8.141
3	13.4.2022. 12:30:48	21,9	236,2	143°	43°59,2752', 15°02,0061'	8.141
4	13.4.2022. 12:30:48	21.9	236.1	143°	43°59.2723'. 15°02.0092'	8.141

Point Properties

Main	
Number	1
Coordinates	43°59,2809', 15°02,0001'
Elevation	8.141 ft
Date & time	13.4.2022. 12:30:48,16
Status	OK

Slika 43. Podaci početne točke, imitacija sa zaokretom nagiba 60° i kutem penjanja 20°

1.994	13.4.2022. 12:32:40	12,5	135,1	324°	44°02,0368', 14°59,5687'	7.180

Point Properties

Main	
Number	1.994
Coordinates	44°02,0368', 14°59,5687'
Elevation	7.180 ft
Date & time	13.4.2022. 12:32:40,96
Status	OK
Calculated	
Dist. from start	4,43 nmi
Speed	135 knots
Acceleration	0,00 ft/s^2
Heading	324°

Slika 44. Podaci završne točke, imitacija sa zaokretom nagiba 60° i kutem penjanja 20°

7. Analiza i usporedba GPS mjerenja

Analiziranje procedura će se vršiti posebno za obe vrste imitacija, te će se za svaku vrstu imitacije usporediti sve procedure kako bi za određenu situaciju imali jasno određenu potrebnu proceduru. S obzirom na podatke iz priručnika zrakoplova koji kaže da zrakoplov pri postavki snage na 3.5 PSI i brzini 115 kt spušta 1200 ft/min i u tom vremenu prolazi horizontalnu udaljenost 2.4 NM, odnosno za spuštenih 1000 ft zrakoplov prođe 2 NM horizontalne udaljenosti usporediti ćemo podatke GPS mjerenja. Važno je naglasiti kako se vjetar zanemarivao kroz ispitivanja, GPS podaci su pokazali kako se razlikuju instrumentalna i stvarna brzina što je pokazatelj postojanog vjetra na visini.

7.1. Analiza imitacija iz pravca

Kako bi se analizirali svi podaci GPS mjerenja, napravljene su četiri tablice s najbitnijim podacima leta koji mogu biti iskorišteni u mnoge svrhe i proračune. Podaci o usporenju do brzine jedrenja s obzirom na kut penjanja su sigurno najzanimljiviji iz razloga što takva mjerenja još nisu rađena u Hrvatskom ratnom zrakoplovstvu, na temelju ovih podataka može doći do novih zaključaka i unaprjeđenja obuke na zrakoplovu. Tema ovog rada je dolet, stoga će samo to biti prokomentirano, s obzirom na kut penjanja vidljivo je iz tablice 3 da ukoliko usporavamo zadržavajući visinu ostvarit ćemo daleko najveći dolet, iz tablice 1 se vidi da prva procedura vremenski traje najduže, te iz tablice 2 se vidi da je najveća razlika početne i završne visine. Kada je potrebno ostvariti najveći dolet, najefikasnije će biti koristiti proceduru sa zadržavanjem visine. Nađemo li se u situaciju u kojoj npr. imamo malu visinu i prioritet nam nije ostvariti najveći dolet nego ostvariti prirast visine kako bi se namjestili u uvjete za manevar prinudnog slijetanja, procedura s kutem penjanja 10° bi omogućila najefektivniji prirast visine s obzirom na dolet.

U tablici 4 su prikazani podaci o proračunatoj brzini spuštanja te su uspoređeni s podacima spuštanja na našem letu, uočava se da su razlike minimalne koje se mogu pripisati nepravilnoj tehnici pilotiranja, da se zaključiti da se teorijske vrijednosti podudaraju onima u praksi.

Tablica 1. Podaci o vremenu kroz sve procedure, imitacija iz pravca

PROCEDURA (KUT PENJANJA °)	UKUPNO VRIJEME (SEKUNDE)	VRIJEME USPORENJA DO BRZINE JEDRENJA (SEKUNDE)	VRIJEME JEDRENJA (SEKUNDE)
PRVA (0°)	180	60	120
DRUGA (5°)	151	28	120
TREĆA (10°)	152	26	120
ČETVRTA (20°)	139	17	120

Tablica 2. Podaci o visini kroz sve procedure, imitacija iz pravca

PROCEDURA (KUT PENJANJA °)	POČETNA VISINA (STOPE)	PRIRAST VISINE (STOPE)	MAKSIMALNA VISINA (STOPE)	PAD VISINE (STOPE)	ZAVRŠNA VISINA/ RAZLIKA POČETNE I ZAVRŠNE VISINE (STOPE)/(STOPE)
PRVA (0°)	8088	-	-	2420	5668/ 2420
DRUGA (5°)	8199	412	8611	2227	6384/ 1815
TREĆA (10°)	8121	958	9079	2337	6742/ 1379
ČETVRTA (20°)	8133	1232	9372	2474	6898/ 1235

Tablica 3. Podaci o doletu kroz sve procedure, imitacija iz pravca

PROCEDURA (KUT PENJANJA °)	HORIZONTALNA UDALJENOST DO BRZINE JEDRENJA (NAUTIČKE MILJE)	HORIZONTALNA UDALJENOST KROZ JEDRENJE (NAUTIČKE MILJE)	UKUPNO PREĐENA UDALJENOST (NAUTIČKE MILJE)
PRVA (0°)	2.93	4.35	7.28
DRUGA (5°)	1.89	4.57	6.46
TREĆA (10°)	1.35	4.60	5.95
ČETVRTA (20°)	0.82	4.52	5.34

Tablica 4. Usporedba GPS mjerenja i proračuna, imitacija iz pravca

PROCEDURA (KUT PENJANJA °)	PAD VISINE (STOPE)	HORIZONTALNA UDALJENOST KROZ JEDRENJE (NAUTIČKE MILJE)	PRORAČUNATI PAD VISINE/PRIJEĐENA UDALJENOST U 120 SEKUNDI (STOPE/ NAUTIČKE MILJE)	RAZLIKA VISINA/ PRIJEĐENE UDALJENOSTI (STOPE/ NAUTIČKE MILJE)
PRVA (0°)	2392	4.35	2400/4.8	8/0.35
DRUGA (5°)	2227	4.57	2400/4.8	173/0.20
TREĆA (10°)	2337	4.60	2400/4.8	63/0.20
ČETVRTA (20°)	2474	4.52	2400/4.8	74/0.28

7.2. Analiza imitacija sa zaokretom

Za analizu imitacija sa zaokretom također je napravljeno četiri tablice s najbitnijim podacima leta, kao kod imitacija iz pravca podaci o usporenju s obzirom na nagib i kut penjanja iz tablica 5 i 6 su najzanimljiviji s obzirom da ovakva testiranja nikad nisu provedena i do sad se nisu posjedovale ove informacije, također jako bitna tablica je tablica 7 koja prikazuje dolet zrakoplova s obzirom na proceduru, iz tablice se vidi kako prva procedura ostvaruje najveći ukupni dolet, ali s obzirom da je bitniji dolet prema orijentiru na zemlji odnosno pragu USS druga procedura pokazuje da unatoč ukupnom manjem doletu ima veći dolet u pravcu orijentira, te se smatra najefikasnijom procedurom za uvjete u kojima je zrakoplov okrenut od praga piste i potrebno je ostvariti maksimalan dolet. Za uvjete u kojima je prioritet ostvariti prirast visine, zaokret nagiba 60° i kut penjanja 20° će pružiti najveći prirast visine unatoč najmanjem doletu što je vidljivo u tablicama 6 i 7. Zbog male razlike u doletu u odnosu na npr. treću proceduru ali većim prirastom visine autor ovog rada smatra četvrtu proceduru najefikasniju u tim uvjetima.

U tablici 8 su prikazani podaci o proračunatoj brzini spuštanja te su uspoređeni s podacima spuštanja na našem letu, uočava se da su razlike veće nego kod imitacija iz pravca, ove razlike će se pripisati utjecaju vjetra i nepravilnoj tehnici pilotiranja, unatoč tome zaključit će se da se teorijske vrijednosti podudaraju onima u praksi.

Tablica 5. Podaci u vremenu kroz sve procedure, imitacija sa zaokretom

PROCEDURA (NAGIB °/KUT PENJANJA °)	UKUPNO VRIJEME (SEKUNDE)	VRIJEME USPORENJA DO BRZINE JEDRENJA (SEKUNDE)	VRIJEME JEDRENJA (SEKUNDE)
PRVA (30°/ 0°)	155	65	90
DRUGA (60°/ 0°)	145	65	90
TREĆA (60°/ 10°)	117	25	90
ČETVRTA (60°/20°)	112	17	90

Tablica 6. Podaci o visini kroz sve procedure, imitacija sa zaokretom

PROCEDURA (NAGIB °/KUT PENJANJA °)	POČETNA VISINA (STOPE)	PRIRAST VISINE (STOPE)	MAKSIMALNA VISINA (STOPE)	PAD VISINE (STOPE)	ZAVRŠNA VISINA/ RAZLIKA POČETNE I ZAVRŠNE VISINE (STOPE)/(STOPE)
PRVA (30°/ 0°)	8108	-	-	1986	6122/ 1986
DRUGA (60°/ 0°)	8061	-	-	1994	6067/ 1994
TREĆA (60°/ 10°)	8110	744	8854	2035	6819/ 1291
ČETVRTA (60°/20°)	8141	819	8960	1780	7180/ 961

Tablica 7. Podaci o doletu, imitacija sa zaokretom

PROCEDURA (NAGIB °/KUT PENJANJA °)	HORIZONTALNA UDALJENOST DO BRZINE JEDRENJA (NAUTIČKE MILJE)	UKUPNO PREĐENA UDALJENOST (NAUTIČKE MILJE)	HORIZONTALNA UDALJENOST NAKON IZLASKA U PRAVAC (NAUTIČKE MILJE)
PRVA (30°/ 0°)	3.29	6.61	3.72
DRUGA (60°/ 0°)	2.99	5.94	4.87
TREĆA (60°/ 10°)	1.25	4.63	3.57
ČETVRTA (60°/20°)	0.88	4.43	3.46

Tablica 8. Usporedba GPS mjerenja i proračuna, imitacija sa zaokretom

PROCEDURA (NAGIB °/KUT PENJANJA °)	PAD VISINE (STOPE)	HORIZONTALNA UDALJENOST KROZ JEDRENJE (NAUTIČKE MILJE)	PRORAČUNATI PAD VISINE/PRIJEĐENA UDALJENOST U 90 SEKUNDI (STOPE/ NAUTIČKE MILJE)	RAZLIKA VISINA/ PRIJEĐENE UDALJENOSTI (STOPE/ NAUTIČKE MILJE)
PRVA (30°/ 0°)	1986	3.32	1800/3.6	186/0.28
DRUGA (60°/ 0°)	1994	2.95	1800/3.6	194/0.65
TREĆA (60°/ 10°)	2035	3.38	1800/3.6	235/0.22
ČETVRTA (60°/20°)	1780	3.55	1800/3	20/0.05

8. Zaključak

Zadaća pilota pri uvjetima otkaza motora je prvo ostati smiren i pribran kako bi mogao fokus usmjeriti na rješavanje problema, potrebno je prisjetiti se obuke i odrađivati postupke po proceduri za otkaz. Pilot će nakon provjere udaljenosti i visine na kojoj se nalazi odrediti prioritet, hoće li to biti ostvarivanje maksimalnog doleta kako bi dosegnuo prag USS ili ostvarivanja prirasta visine ovisit će o danim uvjetima. S obzirom na proceduru koju je odabrao potrebno je znati karakteristike iste, u poglavlju 7. dane su tablice koje opisuju različite procedure spuštanja.

Provedena su ispitivanja na 4 različite procedure imitacija iz pravca kao i za imitacije sa zaokretom, ukupno 8 različitih procedura. Iz podataka GPS mjerenja zaključak je sljedeći:

Za uvjete kada se zrakoplov nalazi na velikoj visini usmjeren prema pragu USS, najveći dolet ostvaren je održavajući zadanu visinu dok brzina pada prema brzini jedrenja, po ostvarenju brzine jedrenja nastavlja se održavati brzina jedrenja do naše odredišne točke.

Usporenjem do brzine jedrenja ovom procedurom zrakoplov je prešao 2.93 NM u vremenu od 60 sekundi, što je vrlo bitan podatak kako bi pilot mogao unaprijed proračunati mogućnost ostvarenog doleta.

Za uvjete kada se zrakoplov nalazi na velikoj visini ali zaokrenut za 180° od praga USS, iako je najveći dolet ostvaren procedurom zadržavanja visine i zaokretom nagiba 30°, procedura zadržavanja visine i zaokretom nagiba 60° daje najveće vrijednosti doleta u pravcu prema pragu. Zadržavajući visinu brzina pada prema brzini jedrenja te se nastavlja prema odredištu održavajući brzinu jedrenja.

Ovom procedurom usporenje je trajalo 65 sekundi te je pređena udaljenost 2.99 NM.

U tablicama 4 i 8 prikazani su podaci s leta uspoređeni s teorijskim proračunom spuštanja, vidljivo je da su razlike minimalne te se teorijski proračun smatra ispravnim za korištenje.

Zaključeno je da s obzirom na uvjete otkaza motora pilot pomoću tablica iz ovog rada može proračunati vrijeme i pređenu udaljenost kroz usporenje, nakon usporenja održavajući brzinu jedrenja 115 kt prolazit će 1000 ft/min i u tom vremenu prelaziti 2 NM, s ovim podacima pilot može točno odrediti koje opcije ima u situaciji otkaza i koja će procedura biti najefektivnija za dosegnuti i započeti manevar prinudnog slijetanja.

Podaci u usporenju kroz zaokret i penjanje su prvi izmjereni podaci na ovaj način na ovom zrakoplovu, te s obzirom na ove podatke otvaraju se vrata za daljnje analiziranje i proračune koje bi moglo dovesti do usavršavanja obuke na Pilatusu u Hrvatskom ratnom zrakoplovstvu.

LITERATURA

[1] - *Aircraft Flight Manual*, Switzerland: Pilatus Aircraft LTD, 1998.

[2] - *Priručnik za tehničku obuku za avion Pilatus PC-9M*, Hrvatsko ratno zrakoplovstvo, 2017.

[3] - *Maintenance manual, Turboprop gas turbine engine PT6A-62*, Manual Part No. 3034542, Pratt & Whitney Canada, 1984

[4] - *Getting to Grips with Aircraft Performance*, Airbus, 2002.

[5] - Katavić Dominik, *Primjena postupaka snižavanja pri otkazu jednog motora,* Zagreb, 2020.

[6] – *Plane Engine Failure: Why it Happens and What to Do,* Plane Institute [Mrežno]. Available: https://pilotinstitute.com/plane-engine-failure/. [Pokušaj pristupa 6.4.2022.]

[7] - *Students pilots's training manual PC-9M*, Switzerland: Pilatus Aircraft LTD, 1998.

[8] - *Postupci posada u slučaju izvanrednih događaja na zrakoplovu Pilatus PC-9M*, Hrvatsko ratno zrakoplovstvo, 2010.

[9] - Google, *Google Earth Pro.*

[10] - *Gps Track Editor*, [Mrežno]. Available: www.gpstrackeditor.com. [Pokušaj pristupa Travanj 2022.]

[11] - *Aeronautical meteorology service SWL chart*, Croatia control, 13 4 2022. [Mrežno]. Available: https://met.crocontrol.hr/en/web/guest/swl-chart/chart-1. [Pokušaj pristupa 13.4.2022.]

[12] - *Aeronautical meteorology service LL WT chart*, Croatia control, 13 4 2022. [Mrežno]. Available: https://met.crocontrol.hr/en/web/guest/21. [Pokušaj pristupa 13.4.2022.]

POPIS SLIKA

Slika 1. Prednja kabina 4
Slika 2. Stražnja kabina 5
Slika 3. Motor 6
Slika 4. Zrak u motoru 8
Slika 5. Mehanizam za promjenu koraka elise 10
Slika 6. Promjena koraka 11
Slika 7. Regulator elise 12
Slika 8. Postavka krakova elise "na nož" 14
Slika 9. Drift down procedura 16
Slika 10. Gross i Net drift down putanja leta 17
Slika 11. Nadvišavanje prepreka za 2000 ft 18
Slika 12. Slučaj kada je točka A ispred točke B 19
Slika 13. Manevar prinudnog slijetanja 22
Slika 14. Pozicija srednje ključne točke 23
Slika 15. Zone otkaza po školskom krugu, pravac 13 26
Slika 16. Zone otkaza po školskom krugu, pravac 31 28
Slika 17. Zona Dugi otok 32
Slika 18. Putanja cijelog leta 32
Slika 19. SWL karta na dan mjerenja 33
Slika 20. Karta vjetrova na 5000 ft na dan mjerenja 34
Slika 21. Imitacija iz pravca sa zadržavanjem visine 35
Slika 22. Podaci početne točke, imitacija iz pravca sa zadržavanjem visine 36
Slika 23. Podaci završne točke, imitacija iz pravca sa zadržavanjem visine 36
Slika 24. Imitacija iz pravca s kutem penjanja 5° 37
Slika 25. Podaci početne točke, imitacija iz pravca s kutem penjanja 5° 38
Slika 26. Podaci završne točke, imitacija iz pravca s kutem penjanja 5° 39
Slika 27. Imitacija iz pravca s kutem penjanja 10° 40
Slika 28. Početna točka, imitacija iz pravca s kutem penjanja 10° 41
Slika 29. Završna točka, imitacija iz pravca s kutem penjanja 10° 41
Slika 30. Imitacija iz pravca s kutem penjanja 20° 42
Slika 31. Podaci početne točke, imitacija iz pravca s kutem penjanja 20° 43
Slika 32. Podaci završne točke, imitacija iz pravca s kutem penjanja 20° 43

Slika 33. Imitacija sa zaokretom nagiba 30° i zadržavanjem visine 44
Slika 34. Podaci početne točke, imitacija sa zaokretom nagiba 30° i zadržavanjem visine 45
Slika 35. Podaci završne točke, imitacija sa zaokretom nagiba 30° i zadržavanjem visine..... 45
Slika 36. Imitacija sa zaokretom nagiba 60° i zadržavanjem visine 46
Slika 37. Podaci početne točke, imitacija sa zaokretom nagiba 60° i zadržavanjem visine 47
Slika 38. Podaci završne točke, imitacija sa zaokretom nagiba 60° i zadržavanjem visine..... 47
Slika 39. Imitacija sa zaokretom nagiba 60° i kutem penjanja 10°..... 48
Slika 40. Podaci početne točke, imitacija sa zaokretom nagiba 60° i kutem penjanja 10° 49
Slika 41. Podaci završne točke, imitacija sa zaokretom nagiba 60° i kutem penjanja 10° 49
Slika 42. Imitacija sa zaokretom nagiba 60° i kutem penjanja 20°..... 50
Slika 43. Podaci početne točke, imitacija sa zaokretom nagiba 60° i kutem penjanja 20° 51
Slika 44. Podaci završne točke, imitacija sa zaokretom nagiba 60° i kutem penjanja 20° 51

POPIS TABLICA

Tablica 1. Podaci o vremenu kroz sve procedure, imitacija iz pravca 53
Tablica 2. Podaci o visini kroz sve procedure, imitacija iz pravca 53
Tablica 3. Podaci o doletu kroz sve procedure, imitacija iz pravca 53
Tablica 4. Usporedba GPS mjerenja i proračuna, imitacija iz pravca..... 54
Tablica 5. Podaci u vremenu kroz sve procedure, imitacija sa zaokretom 55
Tablica 6. Podaci o visini kroz sve procedure, imitacija sa zaokretom..... 55
Tablica 7. Podaci o doletu, imitacija sa zaokretom..... 56
Tablica 8. Usporedba GPS mjerenja i proračuna, imitacija sa zaokretom..... 56

POPIS KRATICA

kt	*Knot*
Ma	*Mach*
ft	*Feet*
g	Ubrzanje zemljine sile teže
KS	Konjske Snage
IFR	*Instrument Flight Rules*
VFE	*Visual Flight Rules*
in	*inch*
o/min	okretaji po minuti
MCT	*Maximum continuous thrust*
PFD	*Primary flight display*
NM	Nautičke milje
USS	Uzletno-sletna staza
HKP	*High key point*
MKP	*Middle key point*
LKP	*Low key point*
AGL	*Above ground level*
GPS	*Global positioning system*
SWL	*Significant Weather Chart*

Sveučilište u Zagrebu

Fakultet prometnih znanosti
Vukelićeva 4, 10000 Zagreb

IZJAVA O AKADEMSKOJ ČESTITOSTI I SUGLASNOSTI

Izjavljujem i svojim potpisom potvrđujem da je _____diplomski rad_____

(*vrsta rada*)

isključivo rezultat mojega vlastitog rada koji se temelji na mojim istraživanjima i oslanja se na objavljenu literaturu, a što pokazuju upotrijebljene bilješke i bibliografija. Izjavljujem da nijedan dio rada nije napisan na nedopušten način, odnosno da je prepisan iz necitiranog rada te da nijedan dio rada ne krši bilo čija autorska prava. Izjavljujem, također, da 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 ___**Proračun parametara leta u proceduri otkaza motora na avionu Pilatus PC-9M**_____ , u Nacionalni repozitorij završnih i diplomskih radova ZIR.

Student/ica:

U Zagrebu, _21.4.2021._____ _____

(ime i prezime, *potpis*)