

Grafoanalitička metoda proračuna potrošnje goriva doleta i istrajnosti leta aviona Pilatus PC-9M

Ravlić, Matej

Master's thesis / Diplomski rad

2024

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:119:958165>

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

Download date / Datum preuzimanja: **2024-12-20**



Repository / Repozitorij:

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



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI

DIPLOMSKI RAD

**GRAFOANALITIČKA METODA PRORAČUNA POTROŠNJE
GORIVA, DOLETA I ISTRAJNOSTI LETA AVIONA PILATUS PC9-M**

**GRAPH-ANALYTICAL METHOD FOR CALCULATING FUEL
CONSUMPTION, RANGE AND FLIGHT ENDURANCE OF PILATUS
PC9-M AIRCRAFT**

Mentor: prof. dr. sc. Doris Novak

Student: Matej Ravlić
JMBAG: 0135258956

Zagreb, ožujak 2024.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI
POVJERENSTVO ZA DIPLOMSKI ISPIT

Zagreb, 22. veljače 2024.

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

DIPLOMSKI ZADATAK br. 7407

Pristupnik: **Matej Ravlić (0135258956)**
Studij: **Aeronautika**

Zadatak: **Grafoanalitička metoda proračuna potrošnje goriva doleta i istrajnosti leta aviona Pilatus PC-9M**

Opis zadatka:

Opisati proračune potrošnje goriva, doleta i istrajnosti. Opisati tehničke karakteristike aviona Pilatus PC-9M i njegovu namjenu. Definirati parametre misije uporabe aviona, izraditi plan leta i odrediti meteorološke uvjete. Odrediti potrošnju goriva, dolet i istrajnost prema dokumentaciji proizvođača. Odrediti potrošnju goriva, dolet i istrajnost u stvarnim uvjetima tijekom leta. Usporediti dobivene parametre i protumačiti razloge eventualnih odstupanja.

Mentor:

Predsjednik povjerenstva za
diplomski ispit:

prof. dr. sc. Doris Novak

GRAFOANALITIČKA METODA PRORAČUNA POTROŠNJE GORIVA, DOLETA I ISTRAJNOSTI LETA AVIONA PILATUS PC9-M

SAŽETAK

U ovom diplomskom radu bit će prikazani osnovni podatci o avionu Pilatus PC9-M koji se koristi u Hrvatskom ratnom zrakoplovstvu za potrebe školovanja kadeta-budućih pilota te za potrebe traganja i spašavanja u sklopu obalne straže. Nadalje, prikazati će se podatci o potrošnji goriva, istrajnosti leta te doletu aviona iščitani iz grafikona kojeg je osigurao proizvođač. Te vrijednosti biti će uspoređene sa stvarnim podacima dobivenih tijekom leta avionom te je provedba leta osigurana od strane HRZ-a. Dobiveni parametri bit će korišteni pri planiranju leta za zadaće traganja i spašavanja.

KLJUČNE RIJEČI: grafoanalitička metoda, potrošnja goriva, dolet, istrajnost leta, traganje i spašavanje

SUMMARY

This thesis will present basic information about the Pilatus PC9-M aircraft used in the Croatian Air Force for training of cadets-future pilots and for search and rescue purposes within the Coast Guard. Furthermore, the data on fuel consumption, flight endurance and the range of the plane read from the diagram provided by the manufacturer will be displayed. These values will be compared with the actual data obtained during the flight and the flight was insured by CAF. The obtained parameters will be used in flight planning for search and rescue tasks.

KEYWORDS: graphoanalytical method, fuel consumption, range, flight endurance, search and rescue

SADRŽAJ

1. Uvod	1
2. Općenito o avionu Pilatus PC9-M.....	2
2.1. Karakteristike i struktura	2
2.2. Pogonska grupa.....	6
2.2.1. Princip rada motora.....	8
2.2.2. Elektronička jedinica za praćenje rada motora.....	8
2.3. Gorivni sustav	8
3. Dolet i istrajnost	11
4. Planiranje leta.....	14
4.1. Plan rada	14
4.2. Meteorološka situacija.....	16
5. Određivanje parametara leta prema dokumentaciji proizvođača	18
6. Određivanje parametara leta prema stvarnim podacima dobivenim u letu	24
7. Usporedba parametara danih od proizvođača i stvarnih podataka izmjerenih tijekom leta 27	
8. Zaključak	30
Literatura.....	31
Popis kratica	33
Popis slika	34
Popis tablica	35
Popis grafikona.....	36

1. Uvod

Potrošnja goriva, dolet te istrajnost leta važne su stavke pri planiranju svakog leta a naročito kod letova gdje je potrebno što duže provoditi zadaću. Jedan od takvih letova je i let Obalne straže u Hrvatskom ratnom zrakoplovstvu gdje je osobito bitno izraditi dobar proračun goriva kako bi piloti što više vremena proveli u zoni pretraživanja ali se i sigurno vratili na aerodrom.

Nakon duge upotrebe aviona Pilatus PC9-M u sastavu 392. eskadrole aviona Hrvatskog ratnog zrakoplovstva na nekim avionima bilo je nužno obaviti veliku obnovu pogonske grupe. Kao rezultat velikog broja sati naleta, odnosno sati rada motora, te izvođenja velike obnove motora pojavljuje se razlika u potrošnji goriva između pojedinih aviona te će se u ovom radu promatrati ta razlika i usporediti s parametrima danim od proizvođača.

U prvom poglavlju ovog rada dan je uvod za bolje razumijevanje teme dok je u drugom poglavlju opisan avion Pilatus PC-9M te njegove performanse i karakteristike. U trećem poglavlju opisani su pojmovi doleta, specifičnog doleta i istrajnosti leta s pripadajućim jednadžbama za lakše i bolje razumijevanje. Nadalje, objašnjeno je iščitavanje grafova dobivenih u tehničkoj dokumentaciji proizvođača. Nakon toga, pristupit će se planiranju te izradi plana leta za misiju ispitivanja potrošnje goriva, doleta i istrajnosti leta uz podatke o meteorološkoj situaciji na dan provedbe leta. Potom će biti određeni podatci prema dokumentaciji proizvođača te će se nakon odrediti stvarni podatci prikupljeni za vrijeme leta. Kao zaključak rezultati će biti uspoređeni te će eventualna odstupanja biti protumačena.

2. Općenito o avionu Pilatus PC9-M

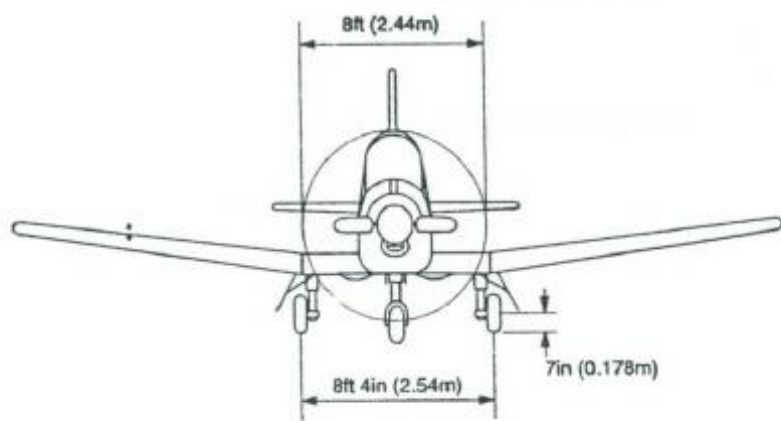
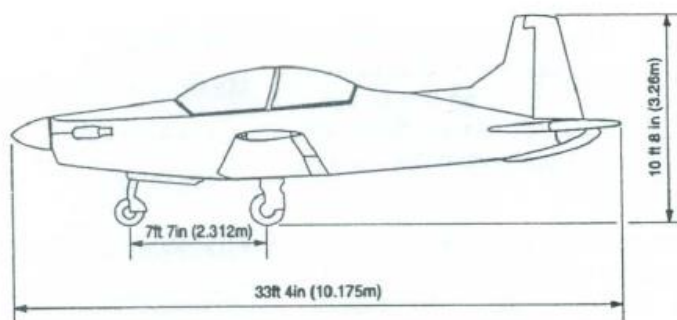
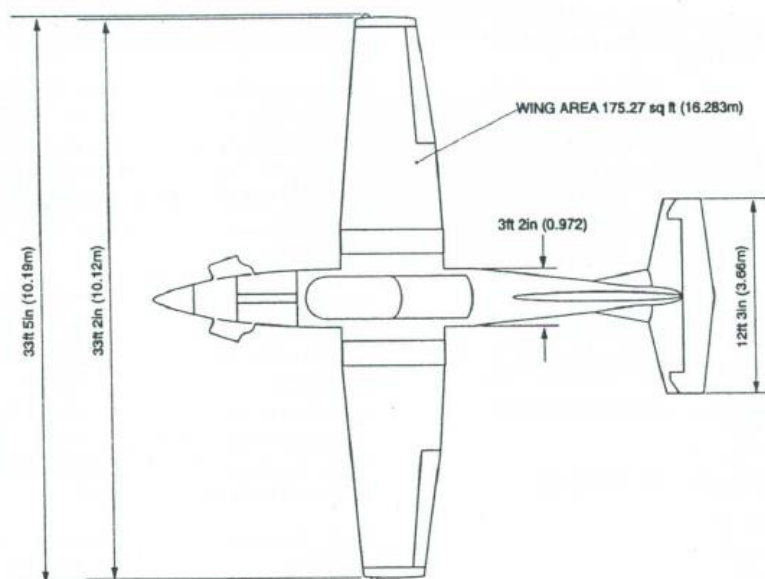
Avion Pilatus PC9-M (slika 1) je jednomotorni turboprop zrakoplov koji se koristi diljem svijeta kao odlična platforma za osnovnu i naprednu letačku obuku novih pilota te se u pojedinim zrakoplovstvima koristi i za lakša borbena djelovanja. Ističe se kao jedan od vodećih modela tog tipa u svijetu te ga odlikuju izrazito dobre aerodinamičke performanse kao i snažan motor što ga čini sigurnim i predvidim za letenje što je jako bitno pri školovanju mladih pilota. Avion Pilatus PC9-M „prašta“ greške pilotu te se lako vadi iz nepravilnih položaja. Pored aspekta sigurnosti, PC9-M krasi i ekonomičnost i jednostavnost održavanja što uvelike smanjuje troškove pri školovanju pilota. Republika Hrvatska svoje zrakoplove nabavlja 1996. godine te ih ukupno nabavlja 20 od kojih je 17 u PC9-M verziji a ostala 3 su osnovni modeli PC9. U Hrvatskom ratnom zrakoplovstvu PC9-M još se koristi i za potporu kopnenim snagama i za potrebe zadaća traganja i spašavanja a za promociju letačkog poziva nastupanjem na raznim domaćim i inozemnim aeromitinzima koristi ga i akrobatska grupa „Kрила Oluje“.



Slika 1. Avion Pilatus PC9-M na slijetanju, [1]

2.1. Karakteristike i struktura

Avion Pilatus PC9-M je niskokrilni monoplan kojemu je krilo izvedeno iz jednog dijela te nema mogućnost rastavljanja na lijevu i desnu stranu. Avion je u potpunosti metalne konstrukcije. Dimenzije aviona prikazane su na slici broj 2.



Slika 2. Dimenzije aviona Pilatus PC9-M, [2]

Izbaciva sjedišta pilota i kopilota smještena su u tandem konfiguraciji te najčešće se na prednjem sjedištu nalazi učenik letač a na stražnjem nastavnik letenja. Kod samostalnih letova pilot se nalazi na prednjem sjedištu. Sjedište zadnje kabine povišeno je u odnosu na sjedište prednje kabine radi bolje preglednosti. Pilotska kabina zaštićena je od vanjskih utjecaja kupolastim poklopcem koji je dodatno ojačan s prednje strane kako bi se spriječio lom poklopca kabine pri udaru u pticu. Poklopac kabine ne može se odbaciti u zraku te su za njen lom prilikom izbacivanja zaduženi „rogovi“ (slika 3) na izbacivim sjedištima koji lome poklopac prije nego li dođe do udarca kacige pilota s istim. Sjedišta su opremljena selektorskim ventilom koji kada je u položaju „ON“ pokreće izbacivanje oba sjedišta pri nastavnikovom povlačenju ručice za izbacivanje a dok je u položaju „OFF“ izbacivanje sjedišta odvija se pojedinačno. Sjedišta su proizvedena od strane tvrtke „Martin Baker“ oznake CH-11A te su 0-60 tip izbacivog sjedišta što govori da je moguće izbacivanje od razine zemlje uz mogućnost preživljavanja ali se avion mora progresivno kretati brzinom od minimalno 60 čvorova. U slučaju da je avion u položaju „na leđima“ minimalna sigurna visina za izbacivanje je 240 stopa iznad razine zemlje pri brzini 125 čvorova.



Slika 3. "Rogovi" za probijanje poklopca kabine, [3]

Prednja i stražnja kabina prikazane su slikama 4 i 5. Obje kabine gotovo su jednake, izuzev toga što u stražnjoj kabini ne postoji pilotski magnetni kompas, parkirna kočnica, panel osigurača baterijske i generatorske sabirnice, ručica za zaključavanje palice i nožnih komandi, ručica za izvlačenje stajnog trapa u nuždi, ručica inercijalnog separatora te još nekoliko prekidača. Prednja kabina nije opremljena indikatorom korištenja kočnica te se taj indikator nalazi samo u stražnjoj kabini kako bi nastavnik leta mogao vidjeti kako i kada učenik koristi kočnice. Također, na nožnim komandama u stražnjoj kabini postoje dodatne poluge koje služe tome da nastavnik može nadjačati učenikovo korištenje kočnica. [4]



Slika 4. Prednja kabina aviona PC9-M, [4]



Slika 5. Stražnja kabina aviona PC9-M, [4]

Krilo je metalne konstrukcije izvedeno iz jednog dijela te je pravokutnog oblika. Ovakav oblik krila na ovom avionu karakterizira odvajanje strujnica pri korijenu krila koje se širi prema vrhovima. Kod aviona ovakve namjene to je izrazito poželjno jer pilot pri smanjenju brzine bliže minimalnoj osjeti jasne predznake prevlačenja te može adekvatno reagirati kako bi spriječio daljnji gubitak brzine te gubitak uzgona koje može rezultirati katastrofom pri letenju na malim visinama. Predznaci se očituju kao podrhtavanje palice koje je uzrokovano odvajanjem turbulentnog sloja na korijenu krila i njegovog udaranja u horizontalni i vertikalni stabilizator. Krilo je dihedralno od otprilike četvrtine raspona i dihedralni kut iznosi 7°. Na krilu se nalaze krilca koja služe za upravljanje avionom oko njegove uzdužne osi te ista imaju mogućnost trimanja. Od uređaja za povećanje uzgona instalirana su razdjelna zakrilca koja se mogu postaviti u tri položaja: uvučeno-UP (0°), za polijetanje-TO (23°) i za slijetanje-LAND (50°).

Ograničenja aviona prikazana su u tablici 1.

Tablica 1. Ograničenja aviona Pilatus PC9-M [2]

Maksimalna dozvoljena brzina (V_{mo})	320 kt / 593 km/h ili 0.65 Ma
Brzina krstarenja (V_c)	210 kt / 389 km/h
Minimalna brzina s uvučenom konfiguracijom (V₀)	79 kt / 146 km/h
Minimalna brzina s konfiguracijom za slijetanje (V_{s0})	70 kt / 130 km/h
Maksimalna brzina s izvučenom konfiguracijom	150 kt / 278 km/h
Plafon leta	25 000 ft / 7620 m
Ograničenja „g“ opterećenja	+7 g / -3.5 g
Ograničenja „g“ opterećenja s izvučenom konfiguracijom	+2 g / 0 g
Maksimalna dopuštena masa aviona	5192 lb / 2360 kg
Maksimalna masa na polijetanju i slijetanju	5170 lb / 2350 kg
Masa aviona bez goriva s dva člana posade mase 170 lb svaki	4400 lb / 2000 kg

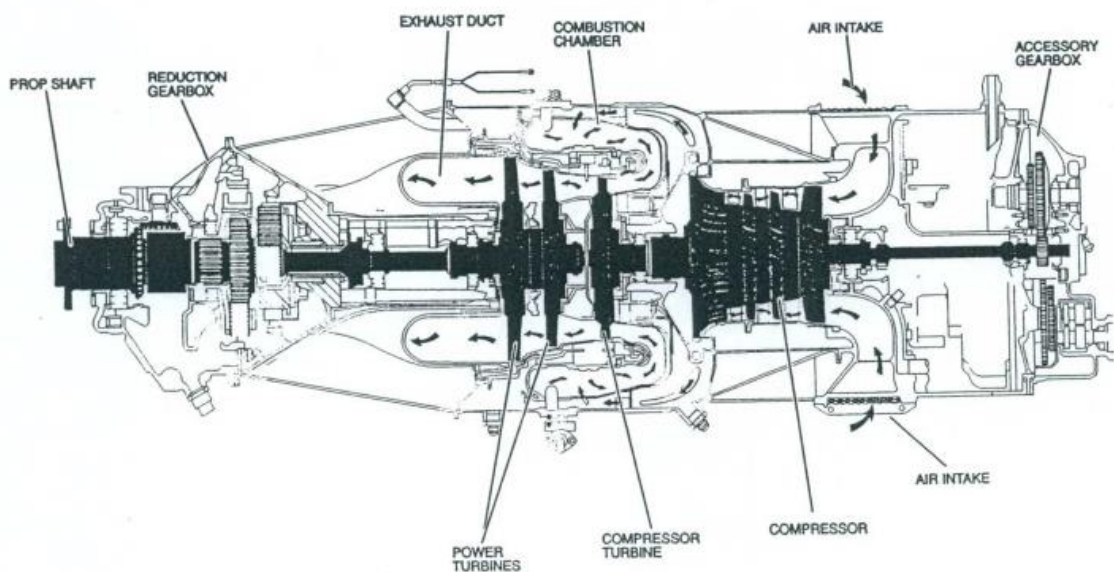
Izvor: [2]

2.2. Pogonska grupa

Pogonsku grupu aviona Pilatus PC-9M čine turboprop motor proizvođača „Pratt & Whitney“ oznake PT6A-62 maksimalne snage 950 konjskih snaga. Motor se sastoji od dvije sekcije, sekcije turbine kompresora i sekcije turbine snage. Sekcija turbine kompresora sastoji

se od kompresora, komore sagorijevanja i turbine kompresora. Također, preko turbine kompresora pogoni se motorska uljna pumpa, starter-generator i pumpa hidrauličkog ulja. Turbina snage nije mehanički povezana na sekciju turbine kompresora te se takva izvedba motora naziva motor sa slobodnom turbinom.

Turbina snage pokreće elisu preko reduktora koji je zadužen za smanjenje broja okretaja elise koji se uz pomoć sklopa za održavanje stalne brzine vrtnje (engl. Constant Speed Unit - CSU) održava na 2000 okr/min (+/- 40 okr/min). Turbine snage i turbina kompresora okreću se u različitim smjerovima ali sličnim brojem okretaja. Turbina snage pokreće vratilo koje se pruža prema prednjoj strani motora te pogoni reduktor dok turbina kompresora pokreće vratilo koje se pruža prema stražnjoj strani motora. Glavni dijelovi motora prikazani su na slici 6.



Slika 6. Glavni dijelovi motora PT6A-62, [2]

Motor je uparen s četverokrakom metalnom elisom varijabilnog koraka proizvođača „Hartzell“ koja ima mogućnost postavljanja koraka „na nož“ što uvelike smanjuje otpor te povećava dolet u slučaju prekida rada motora. Motor je postavljen na cjevastim metalnim nosačima te je njegova uzdužna os zakrenuta za 2° dolje i za 2° desno kako bi se smanjio utjecaj struje zraka propelera na ponašanje aviona. Da bi se spriječilo prekoračenje ograničavajućih parametara motora ugrađen je i sustav elektroničke jedinice za praćenje rada motora (engl. Electronic Limiter Unit - ELU) koji sprječava prekoračenje broja okretaja turbine, temperaturu između stupnjeva turbine (engl. Intermediate Turbine Temperature - ITT) i zakretnog momenta. Za doziranje goriva u motor zaslužan regulator goriva (engl. Fuel Control Unit - FCU). [2]

2.2.1. Princip rada motora

Kao što se može vidjeti na slici 6, zrak ulazi u motor kroz uvodnik zraka smješten na donjoj strani poklopca motora. U sklopu uvodnika zraka instaliran je i sustav inercijalnog separatora koji se koristi prilikom leta u uvjetima zaleđivanja. Sustav radi na principu venturijevog efekta tako što ubrzava struju zraka spuštanjem rampe u istu te sve čestice teže od zraka zbog inercije ne ulaze u motor nego nastavljaju ravno te izlaze kroz vratašca inercijalnog separatora. Aktiviranjem inercijalnog separatora upravlja pilot te se snaga motora, kada je sustav aktiviran, smanjuje za otprilike 3.3 psi.

Nakon prolaska kroz uvodnik, zrak ulazi u usisni dio motora na stražnjoj strani motora te se usmjerava prema kompresoru. Kompresor se sastoji od tri aksijalna stupnja i jednog centrifugalnog stupnja. Nakon prolaska kroz kompresor, komprimirani zrak prolazi kroz difuzorske cijevi te se zakreće za 180°, u smjer obrnut od smjera leta gdje ulazi u komoru sagorijevanja te se miješa s gorivom nakon čega dolazi do zapaljenja smjese goriva i zraka. Kod pokretanja motora plamen u komori izgaranja nije samostalno održiv pa se za zapaljenje smjese goriva i zraka koriste dvije svjećice. Produkti izgaranja opet mijenjaju smjer za 180° te prolaze do jedno-stupanjske turbine kompresora. Nakon predaje energije turbini kompresora, ispušni plinovi nastavljaju prema dvo-stupanjskoj turbini snage te predaju ostatak energije. Nakon toga, ispušni plinovi izlaze u atmosferu kroz dvije bočne ispušne cijevi.

2.2.2. Elektronička jedinica za praćenje rada motora

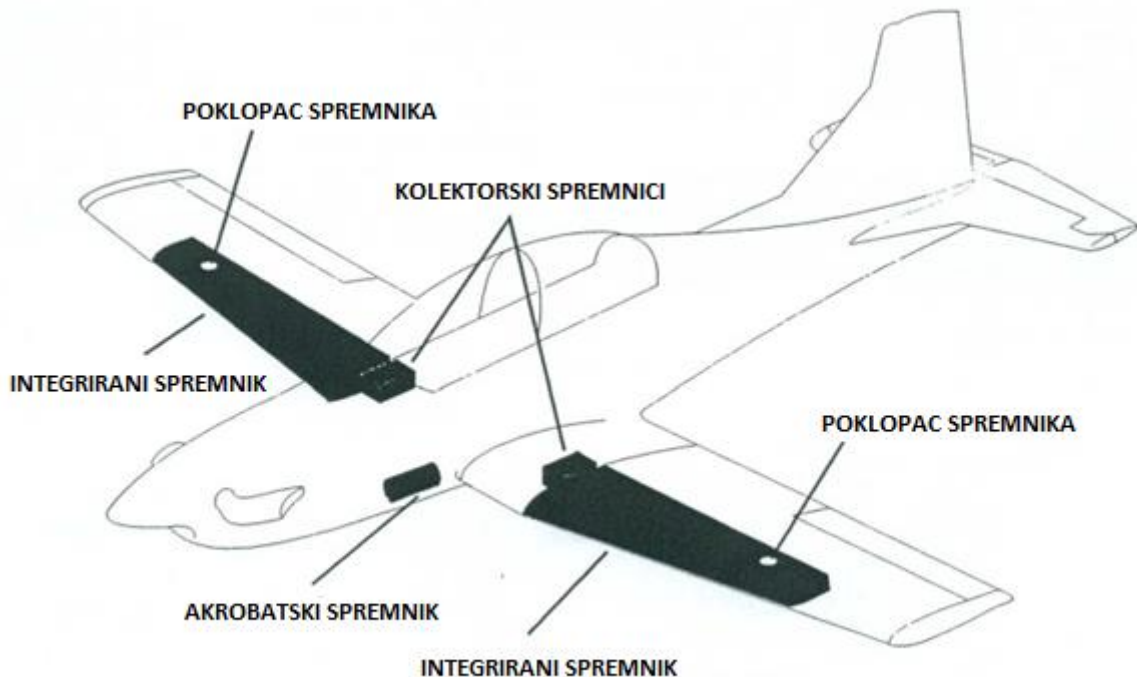
Elektronička jedinica za praćenje rada motora (ELU) konstantno nadzire rad motora te vrijednosti broja okretaja turbine, zakretnog momenta i temperature te prema tim vrijednostima ograničuje protok goriva prema motoru kontrolirajući FCU kako bi spriječio eventualno prekoračenje graničnih vrijednosti. Zahvaljujući sustavu ELU pilot može bezbrižno mijenjati snagu motora bez da prati ograničavajuće faktore. ELU također bilježi sljedeće parametre:

- Vrijeme rada motora na maksimalnoj snazi
- Ukupno vrijeme rada motora
- Broj pokretanja motora
- Broj postavljanja maksimalne snage motora
- Kodove grešaka ELU sustava

2.3. Gorivni sustav

Gorivo je smješteno u integriranim spremnicima u krilu te se do motora dovodi visokotlačnim sustavom takvim protokom da je motor opskrbljen s više goriva nego što mu je potrebno u svakom režimu rada i leta aviona. U krilima se nalaze integrirani spremnici za gorivo u kojima se nalazi ukupna količina goriva od 518 litara (922 funte). S unutrašnje strane svakog spremnika nalaze se kolektorski spremnici. Na prednjoj strani trupa s donje strane nalazi se akrobatski spremnik koji ima zapremninu od 12 litara funte (21 funte) te osigurava nesmetan

rad motora pri maksimalnoj snazi pri negativnim „g“ opterećenjima u trajanju od maksimalno jedne minute. Na slici 7 prikazane su lokacije spremnika goriva.

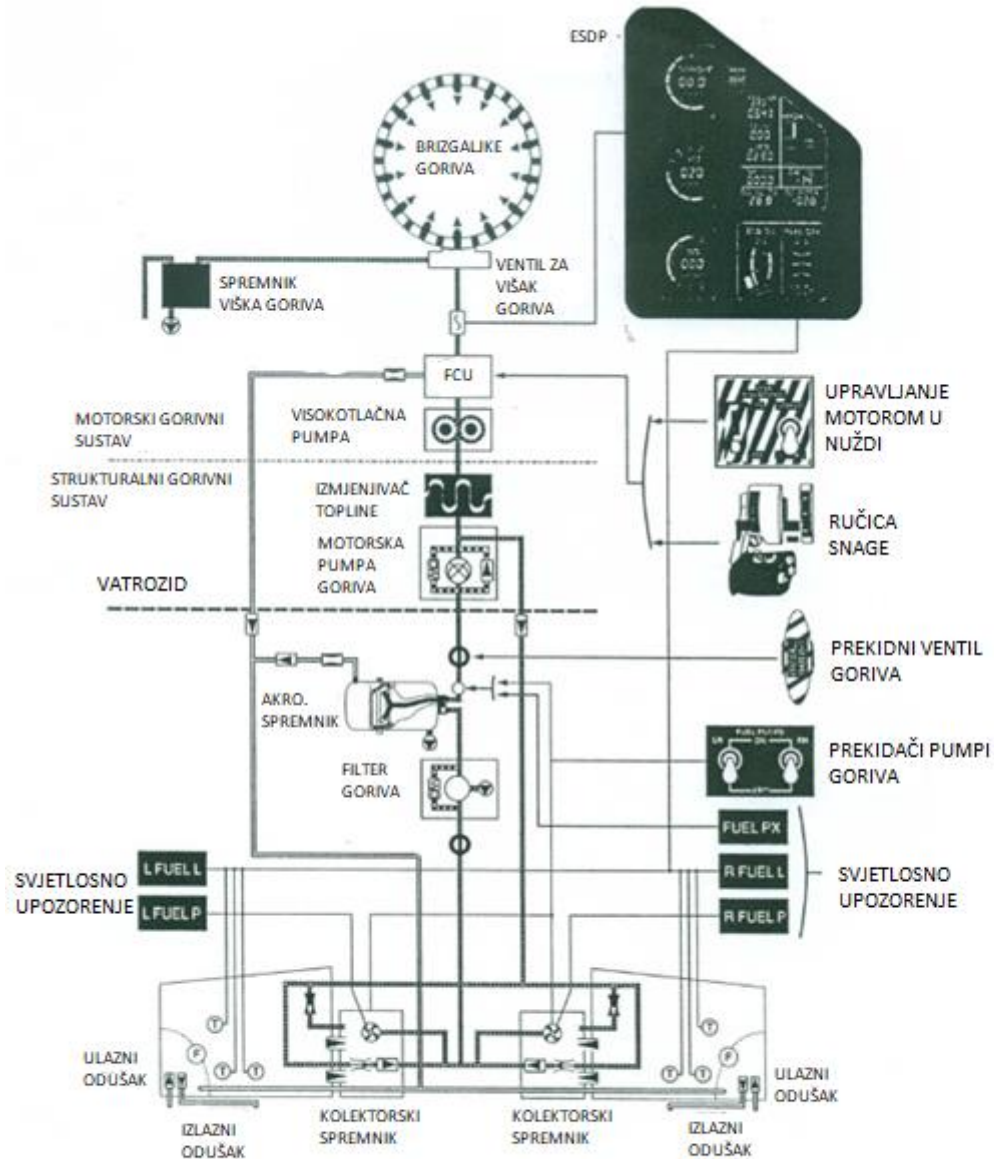


Slika 7. Lokacije spremnika goriva, [2]

Tijekom rada motora transferne „jet“ pumpe goriva prenose gorivo iz krilnih spremnika u kolektorske spremnike. Iz njih se gorivo prenosi do glavne motorske pumpe goriva uz pomoć dostavnih „jet“ pumpi. Prije motorske pumpe gorivo prolazi kroz filter te održava punim akrobatski spremnik koji je u pozitivnim „g“ opterećenjima uvijek pun. Motorska pumpa goriva instalirana je na reduktoru za pogon agregata te dobiva gorivo od obje dostavne „jet“ pumpe goriva. Motorska pumpa goriva također osigurava pobudni protok goriva potreban za rad transfernih i dostavnih „jet“ pumpi. Gorivo iz motorske pumpe prolazi kroz izmjenjivač topline između ulja i goriva gdje se gorivo zagrijava a ulje hladi te nakon izmjenjivača gorivo dolazi do pumpe visokog tlaka. Nadalje, gorivo prolazi kroz FCU se propušta u komore sagorijevanja kroz 14 *simplex* brizgaljki. Za pokretanje motora, kada motorska pumpa goriva ne može stvarati potreban tlak, koriste se električne *booster* pumpe koje se nalaze u kolektorskim spremnicima. Na slici 8 shematski je prikazan gorivni sustav.

Mjerenje količine goriva odvija se uz pomoć dva kapacitivna mjerača goriva od kojih se jedan nalazi u svakom spremniku. Izmjereni podaci daju podatak o preostaloj količini goriva u integriranim spremnicima te se prikazuju na dvostrukom *LCD* prikazivaču u obje pilotske kabine na panelu motorskih instrumenata (engl. Engine System Display Panel-ESDP) panelu. U svakom spremniku postoji i prekidač minimalne količine goriva koji uključuje narančastu indikaciju upozorenja „L FUEL L“ i „R FUEL L“ kada količina goriva padne ispod 62 funte.

Na ESDP-u također postoje digitalni prikaznici količine goriva, protoka goriva te potrošenog goriva.



Slika 8. Shematski prikaz gorivnog sustava, [2]

3. Dolet i istrajnost

Dolet (engl. Range - R) zrakoplova igra ključnu ulogu u performansama i pri konstruiranju zrakoplova, kako u civilnom tako i u vojnom sektoru. Dolet se definira kao ukupna udaljenost koju zrakoplov može preletjeti s punim spremnikom goriva bez potrebe za dopunjavanjem goriva tijekom leta. Kod civilnih zrakoplova, dolet obuhvaća faze polijetanja, penjanja, krstarenja, spuštanja i slijetanja, dok kod vojnih zrakoplova, koji obavljaju različite misije poput zračnih borbi, bombardiranja ili izviđanja, dolet dodatno uključuje razne manevre i zadaće. U stvarnosti, dolet predstavlja ostvarenu udaljenost tijekom svih faza leta, ali se za potrebe proračuna definira kao maksimalna teoretska udaljenost koju zrakoplov može preletjeti s ukupnom količinom goriva na određenoj visini u pretpostavljenom režimu ravnotežnog horizontalnog leta. Ipak, u praksi to nije izvedivo jer zrakoplov zahtijeva određenu količinu goriva za polijetanje, dosezanje željene visine, slijetanje i rezervu goriva za sigurnost. Rezervno gorivo je neophodno u slučaju da uvjeti za slijetanje na određenu ili matičnu zračnu luku nisu prikladni zbog trenutne meteorološke ili neke druge situacije, te zrakoplov mora sletjeti na najbliži alternativni aerodrom s preostalim količinom goriva. Svaki zrakoplov ima ograničene mogućnosti doleta koje ovise o brzinama i visinama leta. Dolet se razlikuje ovisno o uvjetima leta (visina, brzina), pa isti zrakoplov ostvaruje različite vrijednosti doleta pri različitim visinama i brzinama. Također, važno je napomenuti da se proračuni doleta razlikuju između mlaznih zrakoplova i zrakoplova koji vučnu silu stvaraju propelerom.

Specifični dolet (engl. Specific Range - SR) je parametar koji se definira kao udaljenost koju zrakoplov može preletjeti koja se podijeli s količinom utrošenog goriva. Drugim riječima, specifični dolet predstavlja udaljenost koju zrakoplov može prijeći po jedinici mase goriva koju potroši (NM/lb). Matematički, prema jednadžbi 1 [5], specifični dolet se može izraziti kao derivacija pređene udaljenosti (X) u odnosu na masu zrakoplova ili masu goriva. Ova vrijednost pruža korisne informacije o ekonomičnosti leta i omogućuje usporedbu učinkovitosti različitih zrakoplova te će se u ovom radu koristiti za prikaz specifičnog doleta pri različitim visinama leta.

$$SR = dX/dW \quad (1)$$

gdje je:

- SR – specifični dolet
- X – pređena udaljenost
- W – masa zrakoplova/goriva

Istrajnost leta (engl. Endurance - E) definirana je kao ukupno vrijeme koje zrakoplov može provesti u zraku s punim spremnikom goriva, bez potrebe za dopunjavanjem goriva tijekom leta. Istrajnost leta dijeli se na:

- ukupnu istrajnost leta zrakoplova (engl. Total Endurance)
- sigurnu istrajnost leta zrakoplova (engl. Safe Endurance).

Ukupna istrajnost leta je vremenski period koji zrakoplov može provesti u zraku dok ne potroši svu količinu goriva koju se nalazi u spremnicima goriva. Sigurna istrajnost leta je vremenski period u kojem zrakoplov može ostati u zraku bez korištenja obavezne rezerve goriva koja mora biti prisutna u spremnicima goriva prilikom slijetanja na određeni aerodrom. Za proračune se često koristi sigurno trajanje leta te će kod ispitivanja istrajnosti i doleta za avion Pilatus PC-9M rezervna količina goriva iznositi 300 lb. Fizičke karakteristike zrakoplova i atmosferski uvjeti u kojima leti imaju značajan utjecaj na trajanje leta. Povećanje mase zrakoplova rezultira većim otporom i potrebom za većom snagom, potiskom i protokom goriva, što smanjuje trajanje leta. Let u toplijem zraku zahtijeva povećanu snagu i protok goriva kod klipnih motora, što također smanjuje trajanje leta. Prema jednadžbama 2 i 3, istrajnost leta može se izračunati iz podataka o ukupnoj količini goriva/količini goriva koja se smije potrošiti i protoku goriva (engl. Fuel Flow).

Izrazi za istrajnost leta zrakoplova dani su u jednadžbama 2 i 3 [6]:

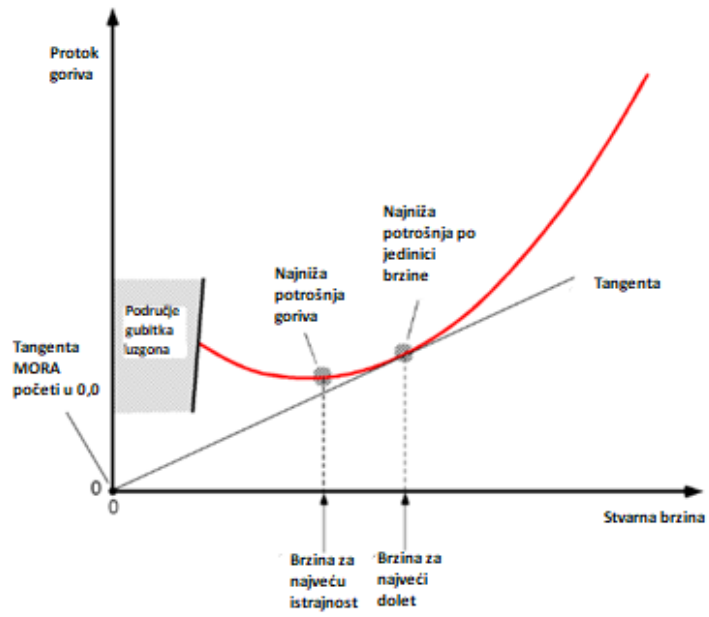
$$E[h] = \frac{V [L]}{FF \left[\frac{L}{h} \right]} \quad (2)$$

$$E[h] = \frac{m [lb]}{FF \left[\frac{lb}{h} \right]} \quad (3)$$

gdje je:

- E – istrajnost leta
- V – volumen goriva
- m – masa goriva
- FF – protok goriva

Na grafu ispod vidi se ovisnost protoka goriva i stvarne brzine zrakoplova. Najniža točka krivulje pokazuje brzinu koju treba održavati za maksimalnu istrajnost leta zrakoplova te je u toj točki vrijednost Cl/Cd maksimalna. Na mjestu gdje tangenta povučena iz ishodišta x-osi i y-osi dodiruje krivulju nalazi se brzina najvećeg doleta te je u toj točki vrijednost $Cl^{3/2}/Cd$ maksimalna. Ta točka označuje najmanji protok goriva, odnosno potrošnju goriva, po jedinici brzine.



Graf 1. Ovisnost protoka goriva i brzine leta, [7]

4. Planiranje leta

U dogovoru s eskadrilom dogovoreno je da će se za ispitivanje u letu odabrati avion na kojemu je primijećena veća potrošnja goriva u odnosu na ostale avione u sastavu eskadrile te će se samim time odrediti dolet, istrajnost leta i potrošnja „najkritičnijeg“ aviona. S obzirom na podatke dobivene nakon leta moći će se odrediti spomenuti parametri za svaki avion u eskadrili aviona.

4.1. Plan rada

Za potrebe analize parametara potrošnje goriva, doleta i istrajnosti leta aviona Pilatus PC9-M osiguran je let u zoni CTR Zadar u rasponu visina od 1000 ft do 25 000 ft. Zona CTR Zadar prikazana je na slici 9. U dogovoru siskusnim nastavnicima letenja u eskadrili isplanirano je polijetanje te penjanje u pravcu do visine od 2500 ft. Nakon toga izvodi se penjući zaokret prema središtu zone te penjanje na 5000 ft. Nakon dolaska u zonu rada popet će se na visinu od 25 000 ft u penjućem zaokretu te će se, po dolasku na visinu, izvesti mjerenja protoka goriva na brzini 210 čvorova pri kojoj će se uzeti i vrijednost brzine u odnosu na tlo. Radi eliminiranja utjecaja vjetra, postupak će se ponoviti u suprotnom pravcu leta te će se uzeti aritmetička sredina podatka brzine u odnosu na tlo. Prema tim podacima izračunati će se specifični dolet i dolet aviona. Nakon toga, brzina će se smanjiti na brzinu koja se postiže pri postavci snage od 15 psi te će se opet iščitati vrijednosti protoka goriva i brzine u odnosu na tlo. Prema tim podacima izračunat će se istrajnost leta pri toj postavci snage. Snaga od 15 psi koristi se zbog toga što ta postavka snage predstavlja donju sigurnosnu granicu za horizontalan let (definirana dokumentacijom proizvođača) te u praksi nema smisla letjeti snagom manjom od te. Prilikom leta pretraživanja i obalne straže, leti se upravo s tom postavkom snage koja u praksi odgovara brzini od 140 čvorova zbog veće istrajnosti. Nakon bilježenja parametara na 25 000 ft planirano je spuštanje na visinu od 20 000 ft te ponovno bilježenje istih parametara. Isto snimanje odvit će se za visine od 15 000, 10 000, 5000 i 1000 ft.

Povratak na matični aerodrom planiran je najkraćim putem, odnosno iz pilotažne zone direktno na ulaznu točku (engl. Entry Point) na 5000 ft nakon koje je planiran prilaz za slijetanje iz pravca. Ovaj postupak podložan je promjenama s obzirom na promet u blizini aerodroma i s obzirom na dogovor s kontrolom zračnog prometa.



Slika 9. Zona CTR Zadar, [8]

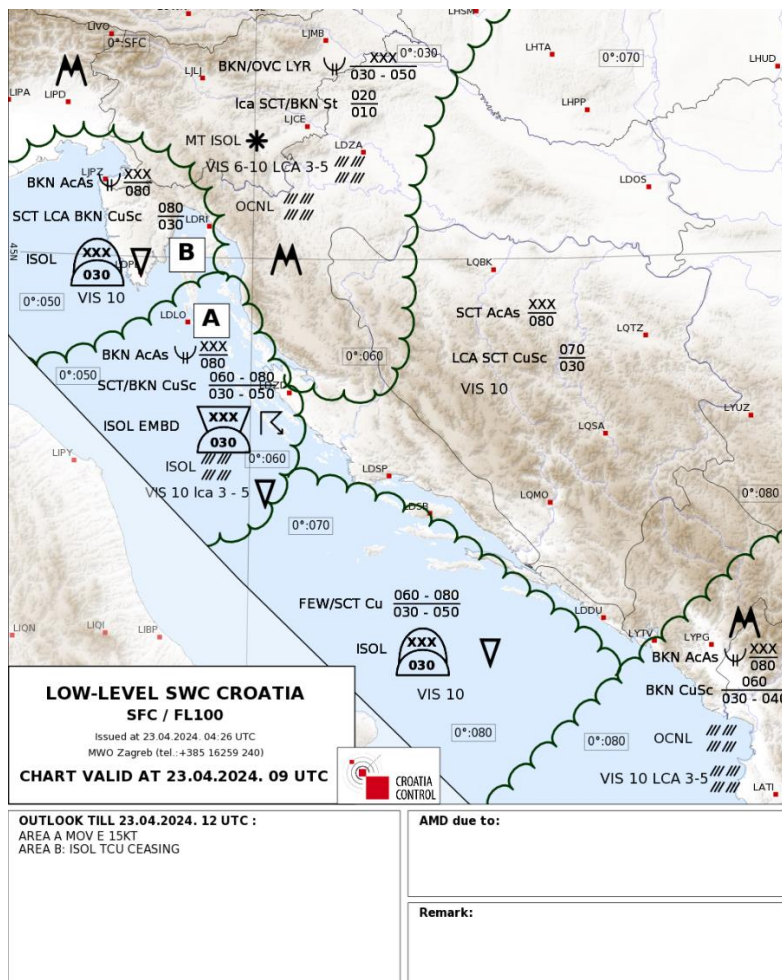
4.2. Meteorološka situacija

Let je izvršen na datum 23. 4. 2024. s polijetanjem u 11:16 te je trajao 53 minute. Kao što se vidi na slici 10, METAR izvješće govori da je vrijeme povoljno za zadaću uz vjetar iz smjera 090° jačine 7 čvorova te vjetar varira između smjera 050° i 160°. Vidljivost je preko 10 kilometara te pokrivenost naoblakom 1-2/8 na 4000 stopa i 3-4/8 na 5500 ft. Temperatura je u startno vrijeme bila 18 °C a točka rosišta na 5 °C.

METAR LDZD 230930Z 09007KT 050V160 9999 FEW040 SCT055 18/05 Q1005 NOSIG=

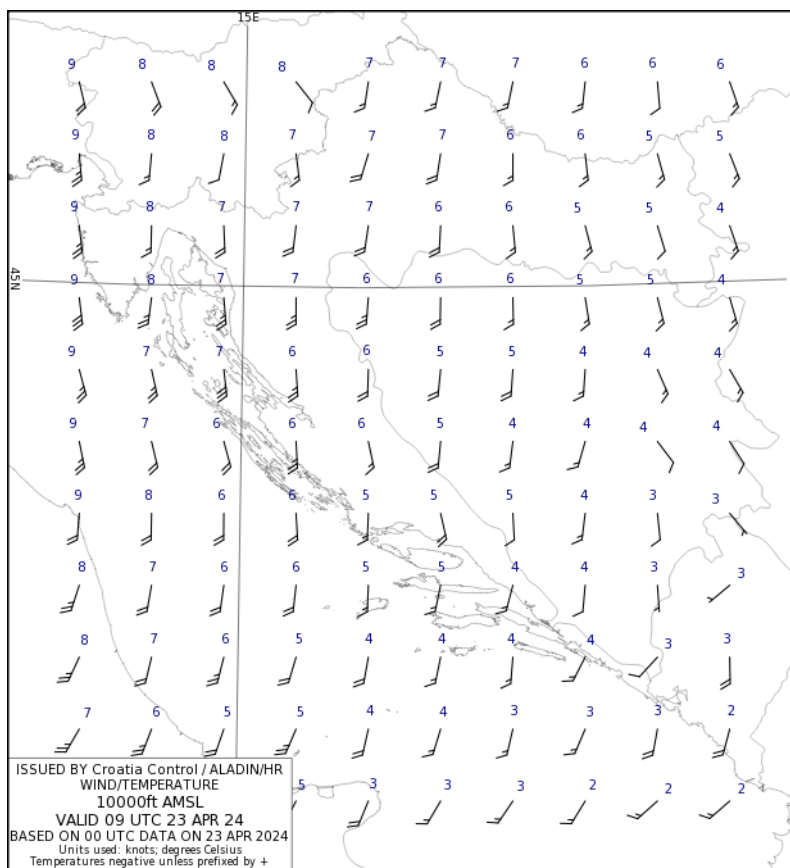
Slika 10. METAR izvješće za aerodrom LDZD u vrijeme polijetanja, [9]

Karta područne prognoze za letove na nižim visinama (engl. Significant weather low level chart – SWL chart) prikazuje kompleksnu meteorološku situaciju te (slika 11) prikazuje oblake *Altostratus* i *Altostratus* s umjerenim turbulencijama na visini iznad 8000ft. Također prikazuje oblake *Cumulus* i *Stratocumulus* od 3000 ft do 8000 ft te izolirani *Cumulonimbus* od 3000 ft uz grmljavinsko nevrijeme. U stvarnosti, uvjeti za letenje su bili puno povoljniji te su bili približni onima navedenim u METAR izvješću s tendencijom pogoršanja.



Slika 11. SWL karta u vrijeme polijetanja, [10]

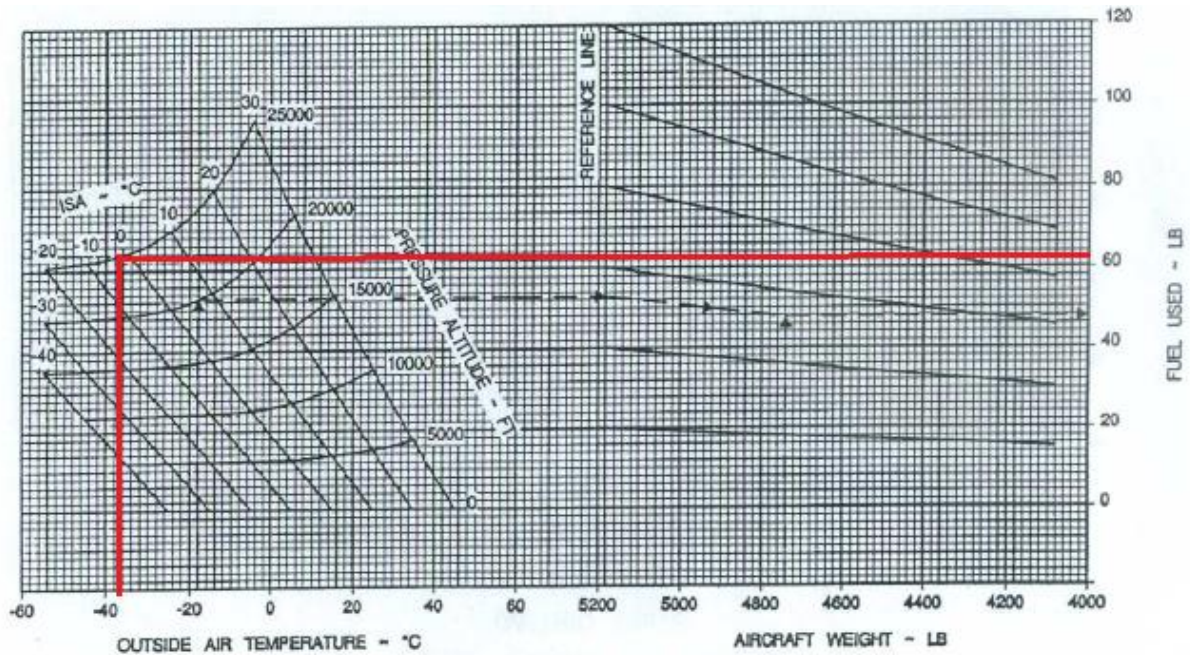
Karta vjetrova (slika 12) prikazuje vjetar iz smjera juga jačine 25 čvorova na visini od 10 000 ft. Smjer vjetra bio je približan na svim visinama na kojima su se izvodila ispitivanja uz variranje jačine vjetra.



Slika 12. Karta vjetrova na 10 000 ft na dan leta, [11]

5. Određivanje parametara leta prema dokumentaciji proizvođača

Za penjanje do visine od 25 000 ft isplanirano je koristiti maksimalnu kontinuiranu snagu motora (MCP). Analizom grafa ispod može se utvrditi da je za penjanje na visinu od 25 000 ft pri temperaturi od -37°C na toj visini i maksimalnoj masi aviona pri polijetanju potrebno 62 lb goriva. Za primjer će se uzeti količina goriva od 900 lb pri polijetanju. Prema tim podacima, na visinu od 25 000 ft avion će doći s količinom goriva od 838 lb.



Graf 2. Količina goriva potrebna za penjanje na 25 000 ft, [2]

Na grafu 3 vidljivo je da bi na visini od 25 000 ft potrošnja goriva po satu trebala iznositi 270 lb/h pri snazi motora od 35 psi dok bi pri snazi od 15 psi potrošnja goriva bila jednaka vrijednosti od 152 lb/h. Pri snazi od 35 psi brzina u odnosu na zemlju tijekom leta iznosila je 285 kt a pri snazi od 15 psi iznosila je 181 kt. Za spuštanje s visine za potrebe proračuna uzet će se da je potrebno 30 lb goriva, odnosno avion bi trebao sletjeti s količinom goriva od minimalno 300 lb. Prema tim podacima, količina goriva s kojom se može letjeti na ovoj visini je 508 lb. Prema izrazima navedenim ranije u radu može se zaključiti sljedeće prikazano u jednadžbi 4:

- $35 \text{ psi} \rightarrow SR [\text{NM/lb}] = GS [\text{kt}] / FF [\text{lb/h}] = 285 / 270 = 1.06 \text{ NM/lb}$
 $R [\text{NM}] = \text{količina goriva} [\text{lb}] \times SR [\text{NM/lb}]$ (4)
 $R [\text{NM}] = 508 \times 1.06 = 538.5 \text{ NM}$
 $E [\text{h}] = \frac{m [\text{lb}]}{FF [\frac{\text{lb}}{\text{h}}]} = \frac{508}{270} = 1:53 \text{ h}$

- $15 \text{ psi} \rightarrow SR [\text{NM/lb}] = 181 / 152 = 1.19 \text{ NM/lb}$

$$R \text{ [NM]} = 1.19 \times 508 = 604.5 \text{ NM}$$

$$E \text{ [h]} = \frac{508}{152} = 3:21 \text{ h}$$

Na grafu 4 vidljivo je da bi na visini od 20 000 ft potrošnja goriva po satu trebala iznositi 285 lb/h pri snazi motora od 35 psi dok bi pri snazi od 15 psi potrošnja goriva bila jednaka vrijednosti od 170 lb/h. Za penjanje do visine potrošeno je 52 lb goriva pa je preostala raspoloživa količina 518 lb.

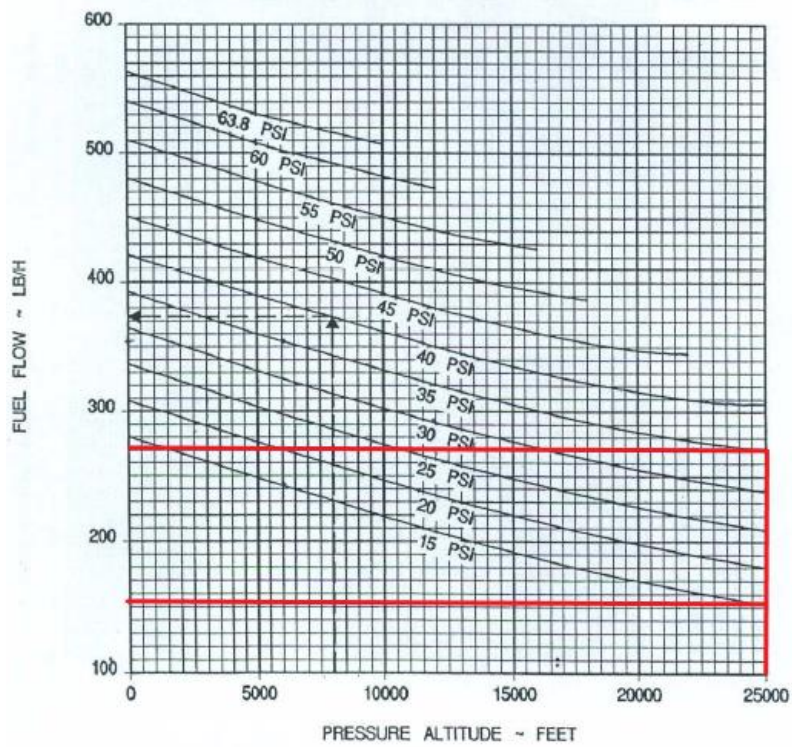
Na grafu 5 vidljivo je da bi na visini od 15 000 ft potrošnja goriva po satu trebala iznositi 305 lb/h pri snazi motora od 35 psi dok bi pri snazi od 15 psi potrošnja goriva bila jednaka vrijednosti od 191 lb/h. Za penjanje do visine potrošeno je 40 lb goriva pa je preostala raspoloživa količina 530 lb.

Na grafu 6 vidljivo je da bi na visini od 10 000 ft potrošnja goriva po satu trebala iznositi 331 lb/h pri snazi motora od 35 psi dok bi pri snazi od 15 psi potrošnja goriva bila jednaka vrijednosti od 219 lb/h. Za penjanje do visine potrošeno je 28 lb goriva pa je preostala raspoloživa količina 542 lb.

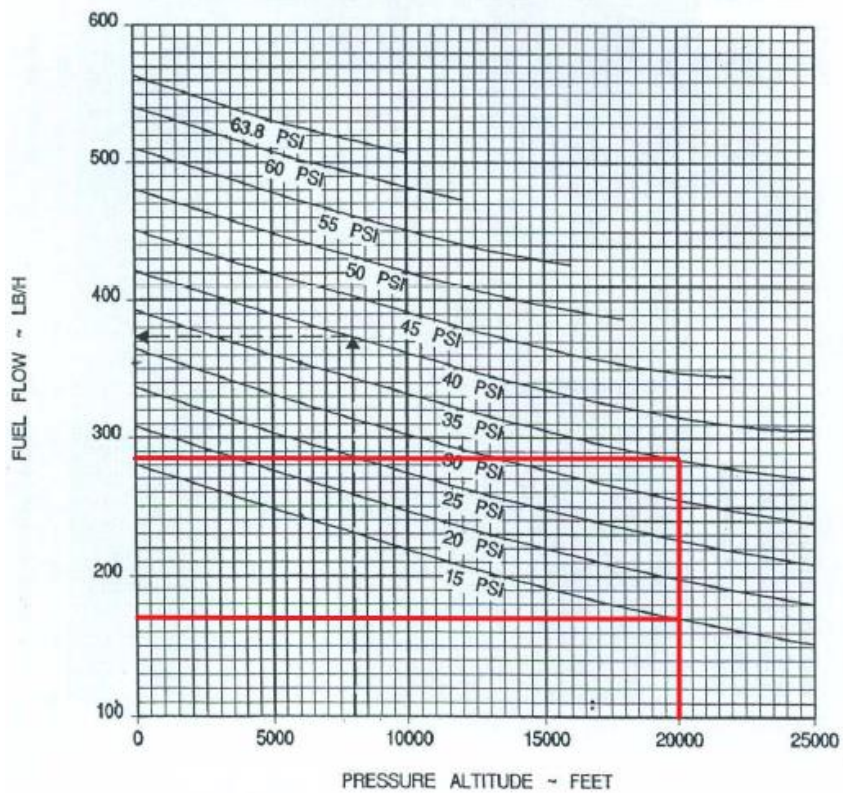
Na grafu 7 vidljivo je da bi na visini od 5 000 ft potrošnja goriva po satu trebala iznositi 360 lb/h pri snazi motora od 35 psi dok bi pri snazi od 15 psi potrošnja goriva bila jednaka vrijednosti od 249 lb/h. Za penjanje do visine potrošeno je 14 lb goriva pa je preostala raspoloživa količina 556 lb.

Na grafu 8 vidljivo je da bi na visini od 1 000 ft potrošnja goriva po satu trebala iznositi 385 lb/h pri snazi motora od 35 psi dok bi pri snazi od 15 psi potrošnja goriva bila jednaka vrijednosti od 274 lb/h. Za penjanje do visine od 1000 ft količina potrošenog goriva je zanemariva tako da je raspoloživa količina goriva 570 lb.

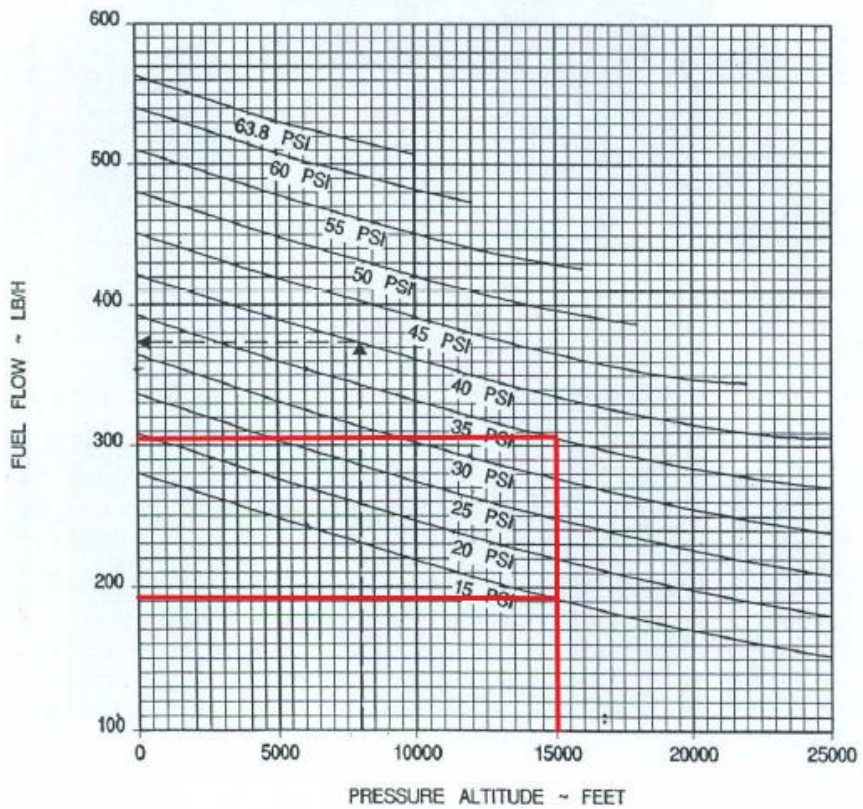
Uz sve podatke i izraze navedene u tekstu iznad izračunati su parametri specifičnog doleta, doleta i istrajnosti leta te su navedeni u tablici 2.



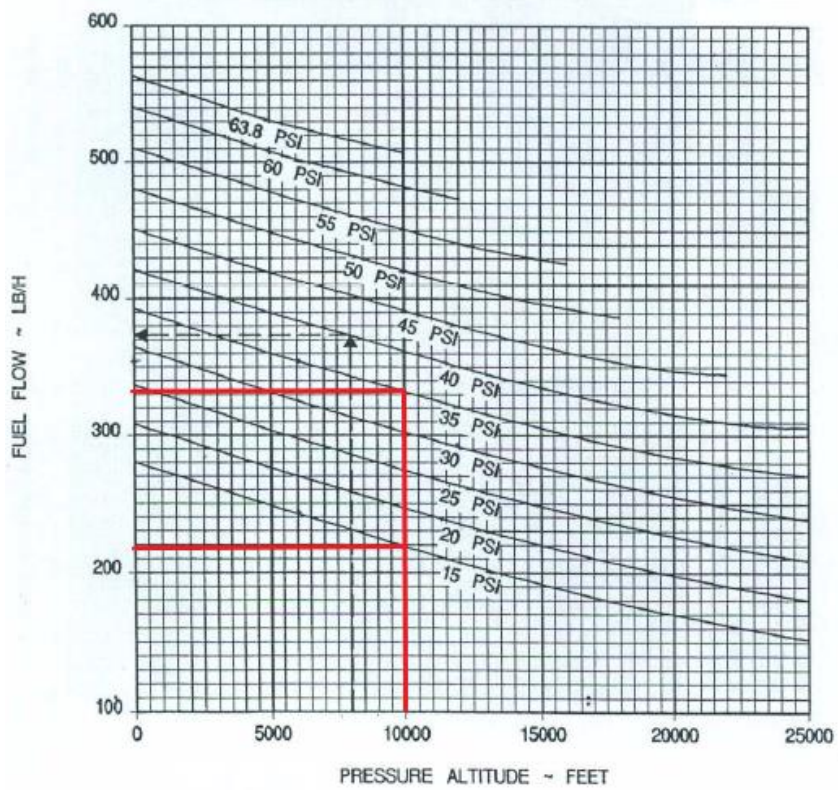
Graf 3. Potrošnja goriva na 25 000 ft, [2]



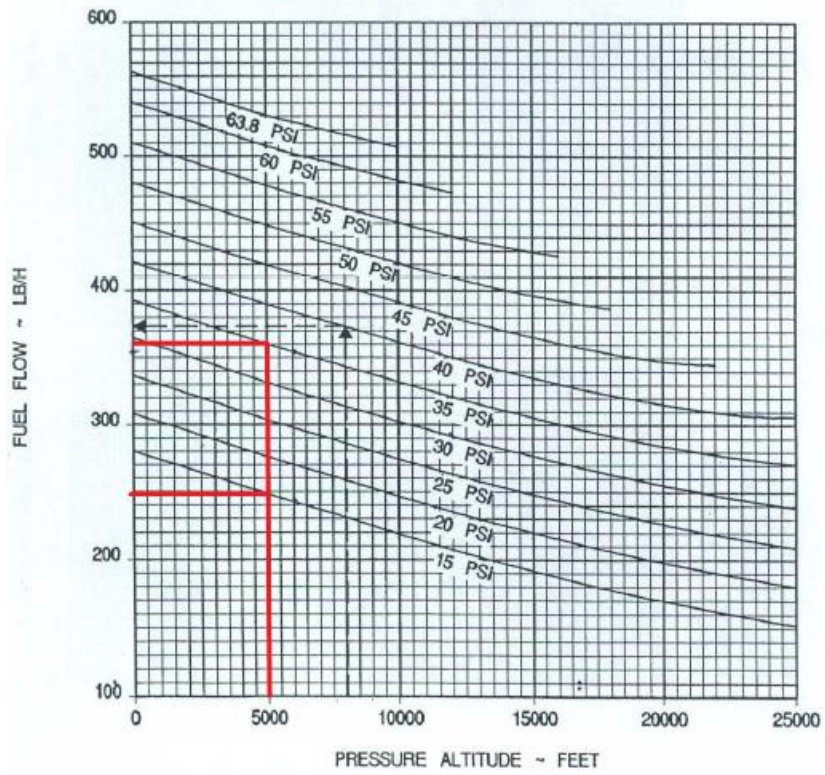
Graf 4. Potrošnja goriva na 20 000 ft, [2]



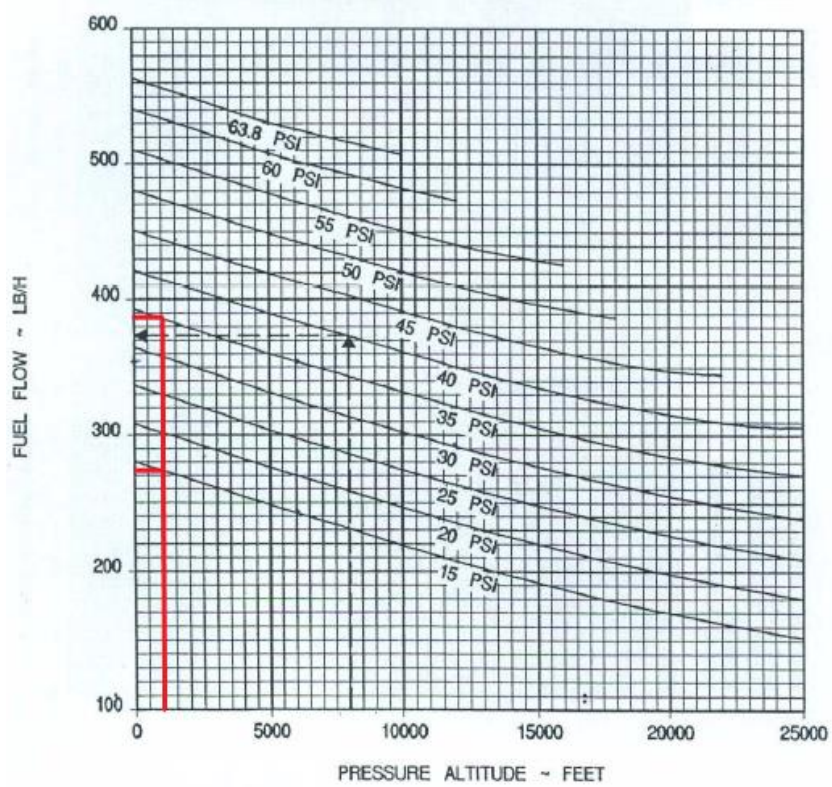
Graf 5. Potrošnja goriva na 15 000 ft, [2]



Graf 6. Potrošnja goriva na 10 000 ft, [2]



Graf 7. Potrošnja goriva na 5 000 ft, [2]



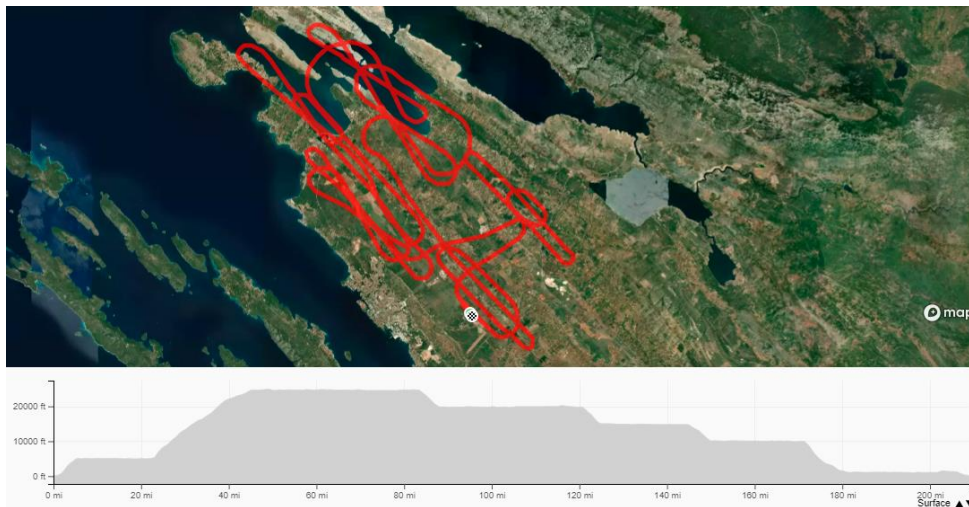
Graf 8. Potrošnja goriva na 1 000 ft, [2]

Tablica 2. Proračunati parametri

Snaga motora		35 psi	15 psi
25 000 ft	SR	1.06 NM/lb	1.19 NM/lb
	R	538.5 NM	604.5 NM
	E	1:53 h	3:21 h
20 000 ft	SR	0.96 NM/lb	1.28 NM/lb
	R	496.2 NM	664.3 NM
	E	1:49 h	3:03 h
15 000 ft	SR	0.85 NM/lb	0.96 NM/lb
	R	450.1 NM	507.8 NM
	E	1:44 h	2:46 h
10 000 ft	SR	0.76 NM/lb	0.8 NM/lb
	R	414.3 NM	433.1 NM
	E	1:38 h	2:28 h
5000 ft	SR	0.62 NM/lb	0.65 NM/lb
	R	344.4 NM	361.7 NM
	E	1:33 h	2:14 h
1000 ft	SR	0.569 NM/lb	0.573 NM/lb
	R	324.2 NM	326.6 NM
	E	1:29 h	2:05 h

6. Određivanje parametara leta prema stvarnim podacima dobivenim u letu

Na slici 13 prikazana je putanja leta u zoni CTR Zadar tijekom zapisivanja parametara leta i parametara rada motora. Let je izvršen na način da je pilot penjao do visine od 5000 ft pri postavci maksimalne kontinuirane snage. Nakon penjanja na visinu od 5000 ft izvršena su planirana ispitivanja te od strane kontrole letenja dopušteno penjanje do 25 000 ft. Nakon dostizanja visine od 25 000 ft mjerenja su izvršena kako je planirano. Zbog kasnije analize i jednostavnijeg praćenja parametara u stražnju pilotsku kabinu instalirana je GoPro kamera te se na slici 14 može vidjeti koje je parametre kamera bilježila.



Slika 13. Prikaz putanje leta zabilježen GoPro kamerom, [12]



Slika 14. Snimka s GoPro kamere tijekom praćenja parametara leta

Nakon pokretanja, voženja, izlaska na uzletno-sletnu stazu i dobivanja dozvole od kontrole letenja u trenutku otpuštanja kočnica u spremnicima je preostalo 900 lb goriva. Kao što je ranije spomenuto, prvo je izvršeno penjanje do 5000 ft a nakon do 25 000 ft. Kada se zbroji utrošeno goriva od polijetanja do dostizanja 5000 ft i od početka penjanja s 5000 ft i dostizanja 25 000 ft ona iznosi 65 lb. Prema tome, po dolasku na visinu preostaje 835 lb goriva. Kada se od tog iznosa oduzme ranije spomenutih 330 lb dobije se raspoloživa količina goriva od 505 lb. U tablici 3 prikazani su očitani parametri prilikom ispitivanja u letu te će se oni koristiti za daljnje izračune realnog specifičnog doleta, doleta i istrajnosti leta.

Tablica 3. Parametri izmjereni u letu

Snaga motora		35 psi	15 psi	Raspoloživa količina goriva
25 000 ft	GS	285 kt	181 kt	505 lb
	FF	290 lb/h	170 lb/h	
20 000 ft	GS	273 kt	218 kt	515 lb
	FF	310 lb/h	190 lb/h	
15 000 ft	GS	259 kt	183 kt	527 lb
	FF	330 lb/h	210 lb/h	
10 000 ft	GS	253 kt	175 kt	539 lb
	FF	355 lb/h	240 lb/h	
5000 ft	GS	223 kt	162 kt	553 lb
	FF	380 lb/h	265 lb/h	
1000 ft	GS	219 kt	157 kt	570 lb
	FF	410 lb/h	290 lb/h	

Na ispitivanim visinama od prema već spomenutim izrazima za specifični dolet, dolet i istrajnost leta a koristeći parametre navedene u tablici iznad dobiveni su sljedeći rezultati (tablica 4).

Tablica 4. Specifični dolet, dolet i istrajnost leta prema ispitivanju u letu

Snaga motora		35 psi	15 psi
25 000 ft	SR	0.98 NM/lb	1.07 NM/lb
	R	496.3 NM	537.7 NM
	E	1:44 h	2:58 h
20 000 ft	SR	0.88 NM/lb	1.15 NM/lb
	R	453.5 NM	590.9 NM

	E	1:40 h	2:43 h
15 000 ft	SR	0.79 NM/lb	0.87 NM/lb
	R	413.6 NM	459.2 NM
	E	1:36 h	2:31 h
10 000 ft	SR	0.71 NM/lb	0.73 NM/lb
	R	384.13 NM	393 NM
	E	1:31 h	2:15 h
5000 ft	SR	0.59 NM/lb	0.61 NM/lb
	R	324.5 NM	338.1 NM
	E	1:27 h	2:05 h
1000 ft	SR	0.53 NM/lb	0.54 NM/lb
	R	304.5 NM	308.6 NM
	E	1:23 h	1:58 h

7. Usporedba parametara danih od proizvođača i stvarnih podataka izmjerenih tijekom leta

Uspoređujući parametre specifičnog doleta, doleta i istrajnosti leta aviona Pilatus PC-9M dane od strane proizvođača s parametrima koji su zabilježeni tijekom leta može se utvrditi da je u realnim uvjetima potrošnja goriva nešto veća od deklarirane. Uzrok povećane potrošnje su radni sati motora od zadnje velike obnove. Motor s vremenom gubi efikasnost te je rezultat povećana potrošnja goriva. Rezultat veće potrošnje goriva je smanjen specifični dolet, smanjen dolet kao i smanjena istrajnost leta. Proučavanjem i uspoređivanjem tablica 5 i 6 može se primijetiti da je razlika veća na većim visinama leta. Sa smanjenjem visine leta ta se razlika također smanjuje. Kao dvije najrazličitije visine usporedit će se parametri na visini od 25 000 ft i parametri na visini od 1000 ft. Usporedivši parametre u tablici 4 i tablici 5 vidljivo je da prema tvorničkoj dokumentaciji na postavci snage od 35 psi po jednoj funti goriva avion prelazi 1.06 NM što bi značilo da s količinom goriva koja je uzeta pri proračunima dolet iznosi 538.5 NM. Pri toj postavci snage osiguran je let u trajanju od 1:53 h. Stvarni iznosi su nešto manji pa za istu postavku snage avion Pilatus PC-9M na jednu funtu goriva može preletjeti 0.98 NM, dolet je 496.5 NM a istrajnost leta iznosi 1:44 h.

Grafovi 9, 10 i 11 grafički prikazuju usporedbu izračunatih parametara na ispitivanim visinama. Na njima se vidi linearan pad specifičnog doleta, doleta i istrajnosti leta sa smanjenjem visine leta. Također, na grafovima 9 i 10 vidljivo je da na visini leta od 25 000 ft pri postavci snage od 15 psi vrijednosti specifičnog doleta i doleta su manje nego na visini od 20 000 ft. Do takvih rezultata dolazi zbog toga što je snaga od 15 psi nedovoljna za održavanje brzine za najveći dolet na visini od 25 000 ft.

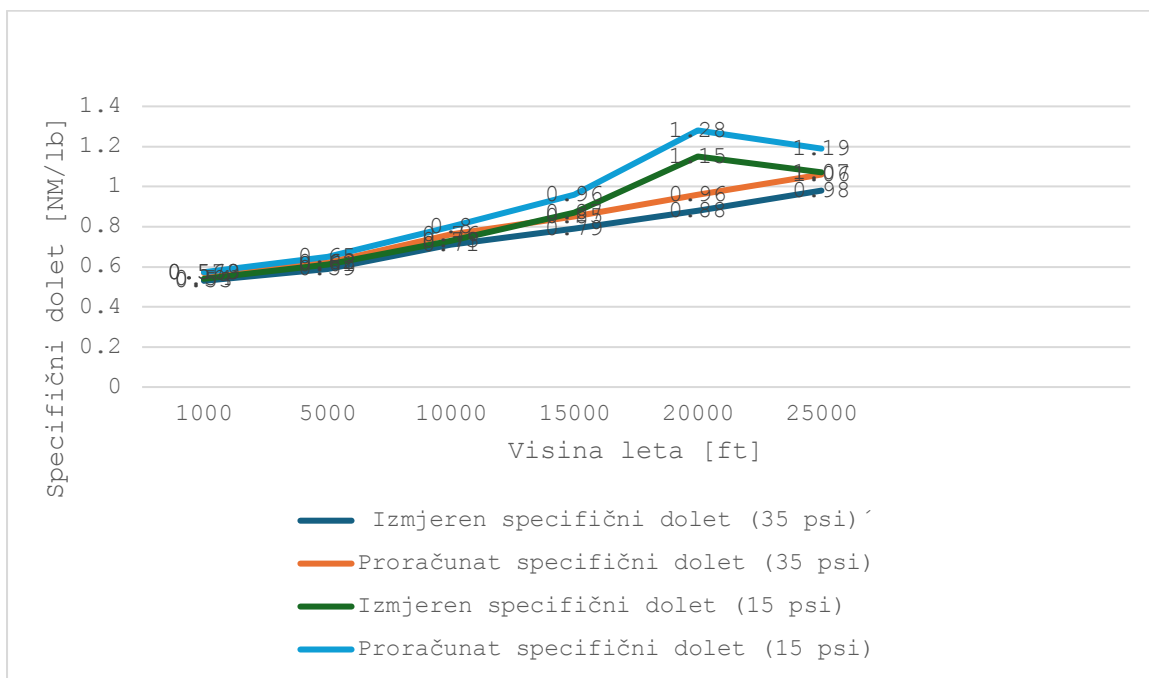
Tablica 5. Parametri dani od proizvođača

Snaga motora		35 psi	15 psi
25 000 ft	SR	1.06 NM/lb	1.19 NM/lb
	R	538.5 NM	604.5 NM
	E	1:53 h	3:21 h
1000 ft	SR	0.569 NM/lb	0.573 NM/lb
	R	324.2 NM	326.6 NM
	E	1:29 h	2:05 h

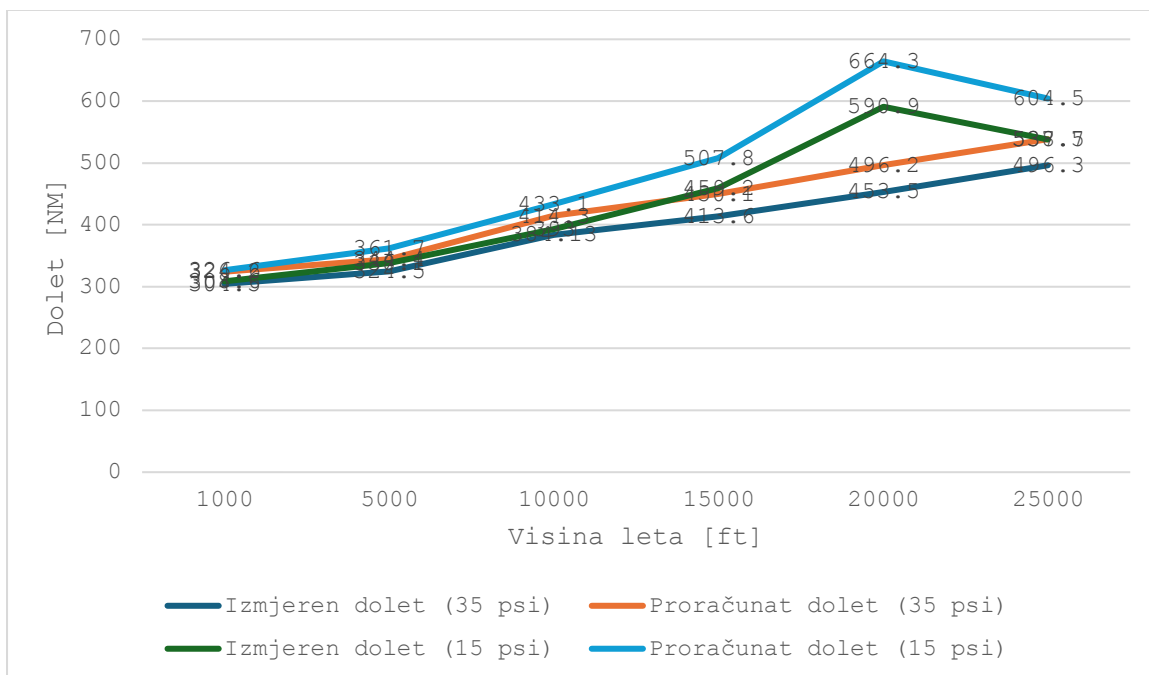
Tablica 6. Stvarni parametri dobiveni tijekom leta

Snaga motora		35 psi	15 psi
25 000 ft	SR	0.98 NM/lb	1.07 NM/lb
	R	496.3 NM	537.7 NM

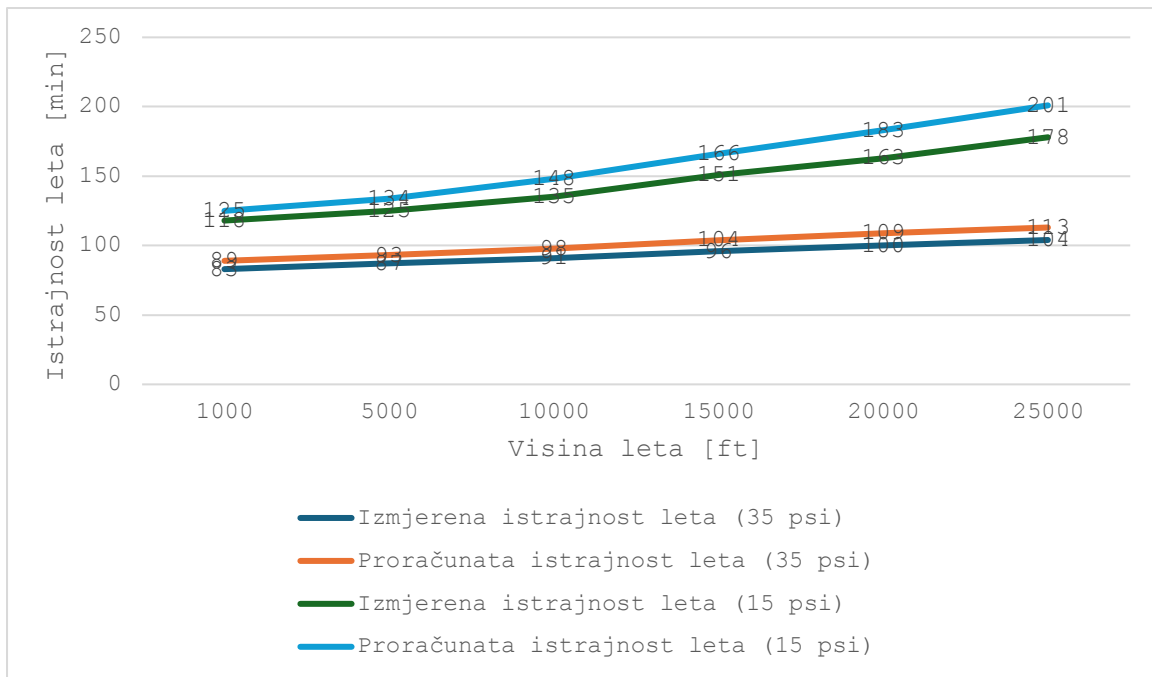
	E	1:44 h	2:58 h
1000 ft	SR	0.53 NM/lb	0.54 NM/lb
	R	304.5 NM	308.6 NM
	E	1:23 h	1:58 h



Graf 9. Izmjeren i proračunat specifični dolet na snazi od 35 i 15 psi



Graf 10. Izmjeren i proračunat dolet na snazi od 35 i 15 psi



Graf 11. Izmjerena i proračunata istrajnost leta na snazi od 35 i 15 psi

8. Zaključak

U ovom su istraživanju analizirani ključni faktori koji utječu na dolet, potrošnju goriva i duljinu trajanja leta aviona Pilatus PC9-M a to su potrošnja goriva i brzina aviona u odnosu na zemljinu površinu. Kroz analizu podataka osiguranih od strane proizvođača određen je specifični dolet, dolet, istrajnost leta i potrošnja goriva. Ti parametri određeni su iščitavanjem podataka s grafova osiguranim od strane proizvođača. Za određivanje parametara korišten je graf koji prikazuje ovisnost potrošnje goriva u odnosu na postavku snage motora i u odnosu na visinu leta. Uz parametre iščitane iz grafa te vrijednost brzine u odnosu na tlo, prema jednadžbama za specifični dolet, dolet i istrajnost leta, proračunati su ti isti parametri.

Nakon toga odrađen je i let u stvarnim uvjetima te su tijekom leta bilježeni parametri prema kojima su izračunati stvarni podatci specifičnog doleta, doleta, istrajnosti leta i potrošnje goriva te su ti rezultati također prikazani u tablicama. Let se sastojao od polijetanja i penjanja do visine od 25 000 ft te su se na toj visini bilježili podatci potrošnje goriva i brzine u odnosu na tlo pri postavkama snage od 35 i 15 psi. Nakon izmjerenih podataka na visini od 25 000 ft izvodi se spuštanje na 20 000 ft te se ponovno bilježe isti podatci. Isto mjerenje izvelo se na visinama od 15 000, 10 000, 5000 i 1000 ft.

Ustanovljeno je da je stvarna potrošnja goriva u nekoj mjeri veća od deklarirane što rezultira manjim specifičnim doletom, doletom i kraćom istrajnošću leta. Stvarna potrošnja goriva na visini od 25 000 ft pri postavci snage od 35 psi je za 7.1% a pri postavci snage od 15 psi čak 11.2% veća u odnosu na deklariranu potrošnju goriva iščitanu iz grafova. Sa smanjenjem visine ta se razlika u potrošnji goriva smanjuje te je na 1000 ft pri 35 psi snage motora stvarna potrošnja goriva 6.2% veća, a pri 15 psi 5.6% veća od deklarirane. S ovim podacima potrošnje goriva, prema jednadžbama za specifični dolet, dolet i istrajnost izračunati su ti parametri te su isti manji od deklariranih. Uspoređeni rezultati prikazani su na grafovima kako bi se jasnije vidjela razlika između deklariranih i izmjerenih performansi aviona. Također, podaci dobiveni pri letu na visini od 25 000 ft s postavkom snage od 15 psi pokazuju da pri toj postavci snage avion leti brzinom koja je manja od brzine za maksimalan dolet. Iz razgovora s pilotima i tehničarima može se utvrditi da do povećane potrošnje dolazi zbog broja radnih sati motora. Naime, primijećeno je da motori koji su napravili više radnih sati od posljednje velike obnove imaju veću potrošnju goriva. Veća potrošnja goriva je rezultat smanjenja efikasnosti rada motora zbog potrošenosti određenih komponenti.

Za eskadrilu aviona ove informacije mogu biti uvelike od koristi pri planiranju zadaća kako bi se što bolje iskoristio sam avion te se najefikasnije isplanirao let odnosno zadaća. U budućnosti se planira pominje pratiti potrošnja goriva svakog aviona kako bi se još preciznije odredili parametri istraženi u ovom radu. Može se zaključiti da je sposobnost aviona Pilatus PC9-M da pokrije velike udaljenosti uz minimalnu potrošnju goriva. To ga i dalje čini izrazito dobrom platformom za širok spektar zadaća, uključujući obuku pilota, patroliranje, zadaće traganja i spašavanja te zadaće bliske zračne potpore kopnenim snagama prilikom vježbi.

Literatura

- [1] Hrvatski vojnik, »Prvi samostalni letovi na Pilatusu,« 4 Prosinac 2019.. [Mrežno]. Available: <https://hrvatski-vojnik.hr/prvi-samostalni-letovi-na-pilatusu-2/>. [Pokušaj pristupa 18 Ožujak 2024.].
- [2] Pilatus Aircraft LTD, Aircraft Flight Manual, Stans: Pilatus Aircraft LTD, 1998.
- [3] E. Požar, »Krila oluje aerobatic group from Croatia Pilatus PC-9M PC9M PC9 2006 Grobnik near Rijeka,« 6 Svibanj 2006.. [Mrežno]. Available: <https://www.alamy.com/krila-oluje-aerobatic-group-from-croatia-pilatus-pc-9m-pc9m-pc9-2006-grobnik-near-rijeka-image216310706.html>. [Pokušaj pristupa 10 Travanj 2024.].
- [4] Hrvatsko Ratno Zrakoplovstvo, Priručnik za tehničku obuku za avion Pilatus PC-9M, 2017..
- [5] A. Vidović, »Procjena doleta borbenog zrakoplova,« 2020.. [Mrežno]. Available: <chrome-extension://efaidnbmnnnibpajpcgclefindmkaj/https://zir.nsk.hr/islandora/object/fsb%3A6248/datastream/PDF/view>. [Pokušaj pristupa 23 Travanj 2024.].
- [6] A. Žuti, »Proračun karakterističnih točaka na ruti leta,« 2015.. [Mrežno]. Available: <chrome-extension://efaidnbmnnnibpajpcgclefindmkaj/https://zir.nsk.hr/islandora/object/fpz%3A97/datastream/PDF/view>. [Pokušaj pristupa 23 Travanj 2024.].
- [7] Embry-Riddle Aeronautical University, »FLIGHT RANGE & ENDURANCE,« [Mrežno]. Available: <https://eaglepubs.erau.edu/introductiontoaerospaceflightvehicles/chapter/flight-range-endurance/>. [Pokušaj pristupa 13 Travanj 2024.].
- [8] Croatia control, »Zadar-za-WEB-CTR-A4r,« [Mrežno]. Available: <https://met.crocontrol.hr/>. [Pokušaj pristupa 23 Travanj 2024.].
- [9] Croatia control, »Aeronautical meteorology service METAR,« 23 Travanj 2024.. [Mrežno]. Available: <https://met.crocontrol.hr/web/guest/opmet-croatia>. [Pokušaj pristupa 23 Travanj 2024.].
- [10] Croatia control, »Aeronautical meteorology service SWL chart,« 23 Travanj 2024.. [Mrežno]. Available: <https://met.crocontrol.hr/web/guest/swl-chart/>. [Pokušaj pristupa 23 Travanj 2024.].

- [11] Croatia control, »Aeronautical meteorology service LL WT chart,« 23 Travanj 2024.. [Mrežno]. Available: <https://met.crocontrol.hr/web/guest/ccl-wt-charts/>. [Pokušaj pristupa 23 Travanj 2024.].
- [12] M. Ravlić, »GPX studio,« 24 Travanj 2024.. [Mrežno]. Available: <https://gpx.studio/>. [Pokušaj pristupa 24 Travanj 2024.].

Popis kratica

CSU	(Constant Speed Unit) sklop za održavanje stalne brzine vrtnje
CTR	(Control Traffic Zone) kontrolirani zračni promet
E	(Endurance) istrajnost leta
ELU	(Electronic Limiter Unit) sustav elektroničke jedinice za praćenje rada motora
ESDP	(Engine System Display Panel) panel motorskih instrumenata
FCU	(Fuel Control Unit) regulator goriva
FF	(Fuel Flow) protok goriva
„ft“	(„feet“) stopa, mjerna jedinica visine
ITT	(Intermediate Turbine Temperature) temperatura između stupnjeva turbine
„kt“	(„knot“) čvor, mjerna jedinica brzine
MCP	(Maximum Continuous Power) maksimalna kontinuirana snaga
R	(Range) dolet
SR	(Specific Range) specifični dolet
SWL	(Significant Weather Low-level Chart) karta područne prognoze za letove na nižim visinama
V _c	Brzina krstarenja
V _{mo}	maksimalna dozvoljena brzina
V ₀	Minimalna brzina s uvučenom konfiguracijom
V _{s0}	Minimalna brzina s konfiguracijom za slijetanje

Popis slika

Slika 1. Avion Pilatus PC9-M na slijetanju [1]	2
Slika 2. Dimenzije aviona Pilatus PC9-M [2]	3
Slika 3. "Rogovi" za probijanje poklopca kabine [3].....	4
Slika 4. Prednja kabina aviona PC9-M [4].....	5
Slika 5. Stražnja kabina aviona PC9-M [4].....	5
Slika 6. Glavni dijelovi motora PT6A-62 [2].....	7
Slika 7. Lokacije spremnika goriva [2]	9
Slika 8. Shematski prikaz gorivnog sustava [2].....	10
Slika 9. Zona CTR Zadar [8].....	15
Slika 10. METAR izvješće za aerodrom LDZD u vrijeme polijetanja [9]	16
Slika 11. SWL karta u vrijeme polijetanja [10].....	16
Slika 12. Karta vjetrova na 10 000 ft na dan leta [11]	17
Slika 13. Prikaz putanje leta zabilježen GoPro kamerom [12].....	24
Slika 14. Snimka s GoPro kamere tijekom praćenja parametara leta	24

Popis tablica

Tablica 1. Ograničenja aviona Pilatus PC9-M [2]	6
Tablica 2. Proračunati parametri	23
Tablica 3. Parametri izmjereni u letu.....	25
Tablica 4. Specifični dolet, dolet i istrajnost leta prema ispitivanju u letu.....	25
Tablica 5. Parametri dani od proizvođača.....	27
Tablica 6. Stvarni parametri dobiveni tijekom leta	27

Popis grafikona

Graf 1. Ovisnost protoka goriva i brzine leta [7]	13
Graf 2. Količina goriva potrebna za penjanje na 25 000 ft [2]	18
Graf 3. Potrošnja goriva na 25 000 ft [2]	20
Graf 4. Potrošnja goriva na 20 000 ft [2]	20
Graf 5. Potrošnja goriva na 15 000 ft [2]	21
Graf 6. Potrošnja goriva na 10 000 ft [2]	21
Graf 7. Potrošnja goriva na 5 000 ft [2]	22
Graf 8. Potrošnja goriva na 1 000 ft [2]	22
Graf 9. Izmjeren i proračunat specifični dolet na snazi od 35 i 15 psi	28
Graf 10. Izmjeren i proračunat dolet na snazi od 35 i 15 psi	28
Graf 11. Izmjerena i proračunata istrajnost leta na snazi od 35 i 15 psi	29

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 završnog/diplomskog rada pod naslovom GRAFOANALITIČKA METODA PROJEKCIJNE POTREBNE GORIVA, u Nacionalni repozitorij završnih i diplomskih radova ZIR.
ROLETA I IZREKAVANJE UZAJAMNOM PRATEĆIM PEG-OM

Student/ica:

U Zagrebu, 2024.

MATEJ RIVČIĆ

(ime i prezime, potpis)

