

# Određivanje performansi jednomotornog klipnog zrakoplova u različitim režimima penjanja

---

Ivanić, Filip

Undergraduate thesis / Završni rad

2020

*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:119:166840>

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

*Download date / Datum preuzimanja:* **2024-08-30**



*Repository / Repozitorij:*

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



**FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI  
SVEUČILIŠTE U ZAGREBU**

**Filip Ivanić**

**ODREĐIVANJE PERFORMANSI JEDNOMOTORNOG KLIPNOG  
ZRAKOPLOVA U RAZLIČITIM REŽIMIMA PENJANJA**

**ZAVRŠNI RAD**

**Zagreb, 2020.**

Zagreb, 7. travnja 2020.

Zavod: **Zavod za aeronautiku**  
Predmet: **Planiranje letenja i performanse II**

## ZAVRŠNI ZADATAK br. 5642

Pristupnik: **Filip Ivanić (0135253185)**  
Studij: **Aeronautika**  
Smjer: **Pilot**  
Usmjerenje: **Civilni pilot**

Zadatak: **Određivanje performansi jednomotornog klipnog zrakoplova u različitim režimima penjanja**

### Opis zadatka:

- Opisati različite režime penjanja.
- Opisati performanse zrakoplova i što na njih utječe.
- Odrediti eksperiment određivanja performansi jednomotornog klipnog zrakoplova u različitim režimima penjanja.
- Analizirati podatke dobivene eksperimentom.

Mentor:

Predsjednik povjerenstva za  
završni ispit:

---

Petar Andrašić, mag. ing. aeronaut.

**Sveučilište u Zagrebu  
Fakultet prometnih znanosti**

**ZAVRŠNI RAD**

**ODREĐIVANJE PERFORMANSI JEDNOMOTORNOG KLIPNOG  
ZRAKOPLOVA U RAZLIČITIM REŽIMIMA PENJANJA  
SINGLE-ENGINE PISTON AIRCRAFT PERFORMANCE  
DETERMINATION IN DIFFERENT CLIMB REGIMES**

Mentor: Petar Andrašić, mag. ing. aeronaut.

Student: Filip Ivanić

JMBAG: 0135253185

**Zagreb, srpanj 2020.**

## **SAŽETAK:**

U ovom radu opisane su specifičnosti pojedinih režima penjanja te je napravljena usporedba performansi koje se dobiju pri penjanju s različitim brzinama. Prikazano je kako promjena brzina u penjanju utječe na promjene performansi, te koje su prednosti i nedostaci u penjanju s različitim brzinama. Usporedba je napravljena na temelju podataka koji su dobiveni mjerenjima u tri leta za tri različite brzine penjanja. Mjerenje je izvedeno u penjanju od visine 1000 stopa do visine 8000 stopa, a izvršeno je zrakoplovom Cessna 172N registracijske oznake 9A-DMB koji se koristi u obuci civilnih pilota na Fakultetu prometnih znanosti.

## **KLJUČNE RIJEČI:**

režimi penjanja; brzina uzdizanja; jednoliko penjanje; gradijent penjanja; performanse zrakoplova; potrošnja goriva

## **SUMMARY:**

This paper describes the specifics of individual climb regimes and compares the performance obtained when climbing at different speeds. It is shown how a change in climb speeds affects changes in performance, and what are the advantages and disadvantages of climbing at different speeds. The comparison was made on the basis of data obtained by measurements in three flights for three different climb speeds. The measurement was performed in climbing from an altitude of 1000 feet to an altitude of 8000 feet, and was performed by a Cessna 172N aircraft with registration number 9A-DMB, which is used in the training of commercial pilots at the Faculty of Transport and Traffic Sciences.

## **KEYWORDS:**

climb regimes; rate of climb; steady climb; climb gradient; aircraft performance; fuel consumption

# SADRŽAJ

<b>1. UVOD .....</b>	<b>1</b>
<b>2. REŽIMI PENJANJA .....</b>	<b>2</b>
2.1. Penjanje.....	2
2.1.1. BRZINA UZDIZANJA.....	3
2.1.2. GRADIJENT PENJANJA.....	5
2.1.3. BRZINA U RUTNOM PENJANJU $V_{cc}$ .....	7
2.1.4. PLAFON LETA .....	8
2.2. Utjecaj pojedinih elemenata na vrijeme, udaljenost i potrošnju goriva u penjanju.....	8
2.2.1. VELIČINE KOJE UTJEČU NA VRIJEME PENJANJA .....	9
2.2.2. VELIČINE KOJE UTJEČU NA PRIJEĐENU UDALJENOST U PENJANJU.....	9
<b>3. OPIS ZRAKOPLOVA .....</b>	<b>13</b>
3.1. Performanse zrakoplova.....	13
3.2. Instrumenti i uređaji korišteni u eksperimentu .....	15
<b>4. OPIS EKSPERIMENTA.....</b>	<b>18</b>
<b>5. REZULTATI MJERENJA .....</b>	<b>22</b>
<b>6. ANALIZA REZULTATA .....</b>	<b>28</b>
<b>7. ZAKLJUČAK.....</b>	<b>32</b>
<b>LITERATURA.....</b>	<b>33</b>
<b>POPIS SLIKA.....</b>	<b>34</b>
<b>POPIS KRATICA .....</b>	<b>35</b>
<b>POPIS TABLICA.....</b>	<b>36</b>
<b>POPIS DIJAGRAMA.....</b>	<b>37</b>

## 1. UVOD

Penjanje zrakoplova je neizostavni dio svakog leta zrakoplova te je zbog toga jako bitno što preciznije odrediti njegove performanse u tom dijelu leta. Određivanje performansi u penjanju je važno zbog mogućnosti nadvisivanja prepreka zrakoplova kako bi se mogli zadovoljiti uvjeti sigurnosti u penjanju nakon polijetanja. U penjanju zrakoplov prolazi kroz atmosferu čije se karakteristike s promjenom visine stalno mijenjaju zbog čega se za čitavo vrijeme penjanja mijenja radna okolina zrakoplova, a time i performanse.

Motivacija za odabir ove teme završnog rada je bila zbog nepotpunosti Pilotskog operativnog priručnika u kojem se nalazi samo jedna tablica s performansama u penjanju i to za penjanje s maksimalnom brzinom uzdizanja. U priručniku je navedena preporuka korištenja brzina za rutno penjanje koje su 5-10 čvorova više od brzina za maksimalnu brzinu uzdizanja, ali nigdje ne postoji tablica s performansama za te brzine u penjanju pa nema mogućnosti za izradu izračuna u navigacijskim planovima. Zbog toga je odlučeno napraviti takve tablice prilagođene operacijama koje se izvode u Hrvatskom zrakoplovnom nastavnom središtu. U eksperimentu je predviđeno penjanje pri različitim konstantnim brzinama (75,80,85) te penjanje do visine 8000 stopa što su u većini slučajeva maksimalne operativne visine HZNS-a.

Rad je podijeljen u 7 poglavlja. U drugom poglavlju ukratko su opisani režimi penjanja s različitim brzinama u penjanju, koje to sile djeluju u penjanju i na koji način te kakav je utjecaj pojedinih elemenata na vrijeme, udaljenost i potrošnju goriva u penjanju. U trećem poglavlju opisan je zrakoplov 9A-DMB s kojim su izvršena mjerenja u penjanju, njegovim performansama i o instrumentima i uređajima koji su korišteni u eksperimentu. U četvrtom poglavlju detaljno je opisan cijeli eksperiment, njegove prednosti i nedostaci, te ciljevi samog eksperimenta. Peto poglavlje obrađuje sve podatke dobivene mjerenjima, navodi i objašnjava sve provedene korekcije i zašto se iste moraju primjenjivati, a u šestom poglavlju se uspoređuju dobiveni podaci za različite režime penjanja.

## 2. REŽIMI PENJANJA

U ovom radu bit će razrađena tri režima penjanja čija je razlika u različitim konstantnom brzinama koje se drže u penjanju. To su režimi sa stalnom brzinom penjanja od 75 čvorova (eng. *knots - kts*) koja najviše odgovara brzini kojom se postiže najveća brzina uzdizanja (eng. *Rate of climb-ROC*) ili  $V_y$ . Režim s brzinom penjanja od 85 kts što je brzina kojom se penje u rutnom segmentu („*Cruise climb speed*“ ili „*enroute climb speed*“ -  $V_{cc}$ ) i ujedno brzina s najslabijim performansama za penjanje od tri razrađene brzine. Te režim s konstantnom brzinom u penjanju od 80 kts koji se po performansama u penjanju nalazi otprilike na sredini između prethodno navedene dvije brzine. [1]

### 2.1. Penjanje

Jednoliko penjanje je penjanje konstantnom brzinom što znači da nema usporavanja ili ubrzavanja duž smjera putanje leta. Pri jednolikom penjanju težina zrakoplova ima komponentu uzduž smjera putanje leta što doprinosi povećanju sile otpora. Povećanjem sile otpora povećava se i potrebna vučna sila potrebna za održavanje konstantne brzine u penjanju. Da bi se održavala konstantna brzina duž putanje leta, sile suprotnog smjera duž putanje moraju biti jednake što se vidi iz jednadžbi (1) i (2) te kao što je prikazano na slici 1 odnosno vučna sila mora biti jednaka ukupnom otporu [2]:

$$T = D + w \sin \theta \quad (1)$$

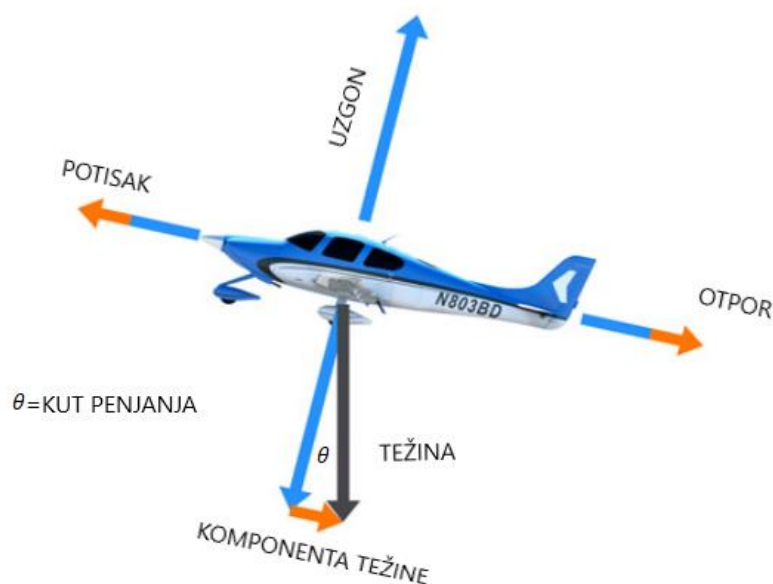
Pri čemu je:

- $T$  - vučna sila
- $D$  - ukupna sila otpora
- $w$  - težina zrakoplova
- $\theta$  - kut penjanja

Iz jednadžbe (1) proizlazi da se kut penjanja može dobiti iz omjera razlike vučne sile i sile otpora i težine zrakoplova što se vidi u jednadžbi (2):

$$\sin \theta = \frac{T-D}{w} . \quad (2)$$





**Slika 1** Sile u penjanju [1]

Prilikom proučavanja veličina koje utječu na vrijeme penjanja i prijeđenu udaljenost u penjanju pojavljuju se pojmovi brzina uzdizanja (eng. *Rate of climb-ROC*) i gradijent penjanja [2].

### 2.1.1. BRZINA UZDIZANJA

Brzina uzdizanja je vertikalna komponenta brzine penjanja te ovisi o višku snage i masi zrakoplova što vidimo u jednadžbama (3) i (4).

$$ROC = V \sin \theta \quad (3)$$

Iz jednadžbe (2)  $\sin \theta = \frac{T-D}{W}$  vrijedi da je:

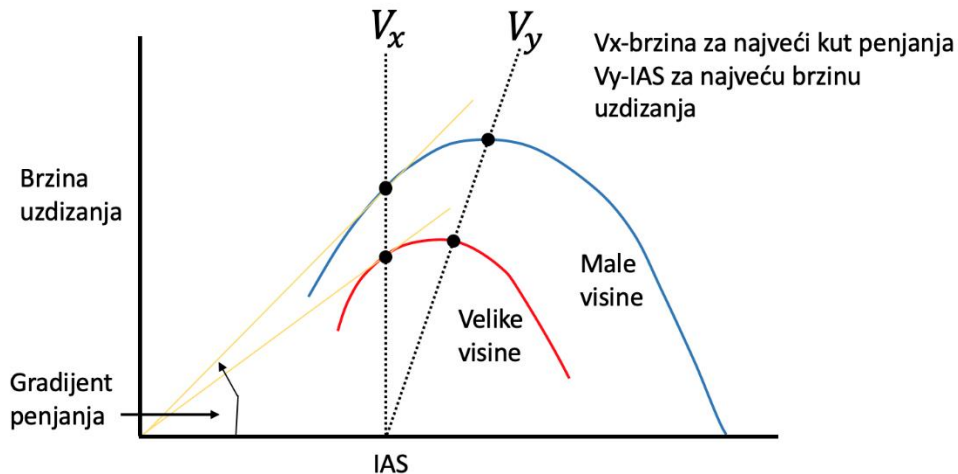
$$ROC = V \frac{T-D}{W} = \frac{VT-VD}{W} = \frac{\text{Dostupna snaga}-\text{Potrebna snaga}}{W} \quad (4)$$

Gdje je:

- V - brzina zrakoplova
- ROC - brzina uzdizanja

Za određenu masu najveća brzina uzdizanja omogućuje dostizanje određene visine u najkraćem vremenu i postiže se kad je višak snage najveći. Brzina pri kojoj se to javlja je  $V_y$  (eng. *Speed for the best rate of climb*). Maksimalni ROC ne javlja se pri brzini za maksimalni kut penjanja. Ako se brzina povećava iznad one za najbolji kut penjanja,

iako će se kut penjanja smanjivati, brzina uzdizanja (ROC) će se u početku povećavati, a povećanjem iznad  $V_y$  će se ponovno smanjivati što je i grafički prikazano na slici 2. [2]



**Slika 2.** Graf promjene brzine uzdizanja u ovisnosti o indiciranoj brzini [2]

Faktori koji utječu na brzinu uzdizanja (ROC) [2]:

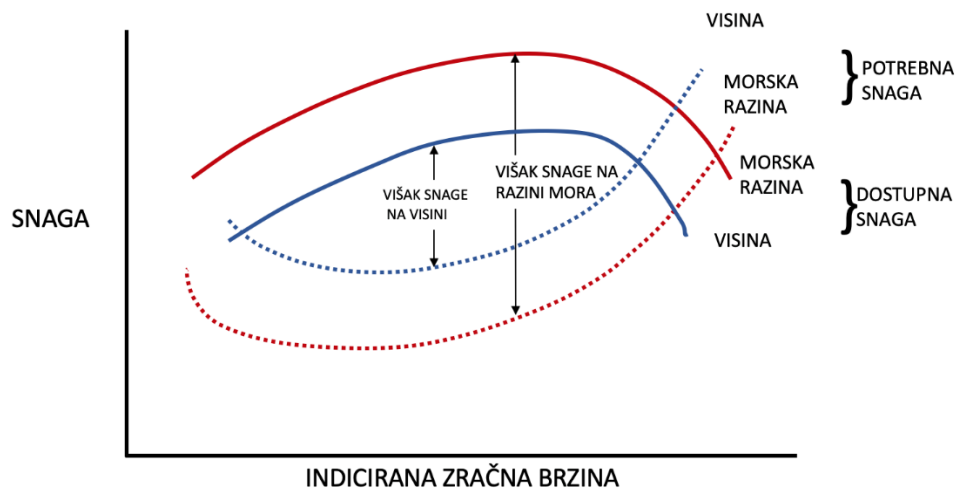
- masa zrakoplova utječe na:
  - a) ROC za dani višak snage
  - b) otpor, a time na potrebnu snagu (*power required*)

Povećana masa daje veću potrebnu snagu, što smanjuje višak snage, te smanjuje ROC za dani višak snage. Brzina  $V_y$  će se povećati povećanjem mase.

- konfiguracija: ako su podvozje i zakrilca izvučena, ROC će se smanjiti zbog povećanog otpora, što povećava potrebnu snagu, a brzina za najbolji ROC  $V_y$  će se smanjiti
- gustoća zraka utječe na:
  - a) dostupnu snagu (eng. *power available-PA*)
  - b) potrebnu snagu (eng. *power required-PR*) za dani IAS

Dostupna snaga će se smanjiti smanjenjem gustoće (odnosno povećanjem visine ili temperature), a potrebna snaga će se povećati smanjenjem gustoće budući da se TAS (eng. *True Air Speed - TAS*) povećava pri određenom IAS-u, a za potrebnu snagu vrijedi  $PR = \text{otpor} \times TAS$ , stoga će se višak snage (*dostupna snaga – potrebna snaga*)

manjiti pa će se i ROC smanjiti smanjenjem gustoće. Promjena dostupne i raspoložive snage prikazana je dijagramom na slici 3.



**Slika 3.** Graf promjene dostupne i raspoložive snage s visinom [2]

- vjetar: iako kut penjanja u odnosu na zemlju ovisi o vjetru, ROC ne ovisi o brzini vjetra

### 2.1.2. GRADIJENT PENJANJA

Obično je prikladnije poznavati gradijent penjanja umjesto kuta penjanja. Gradijent penjanja je omjer dobivene visine i prijeđene horizontalne udaljenosti te je stoga tangens kuta penjanja. Za male kutove vrijedi da je :

$$\sin \theta \approx \tan \theta = \gamma = \text{gradijent penjanja} \quad (5)$$

Stoga vrijedi da je gradijent penjanja  $\approx \frac{T-D}{W}$  što pokazuje da gradijent penjanja ovisi o:

- višku potisne sile (T - D)
- težini zrakoplova w

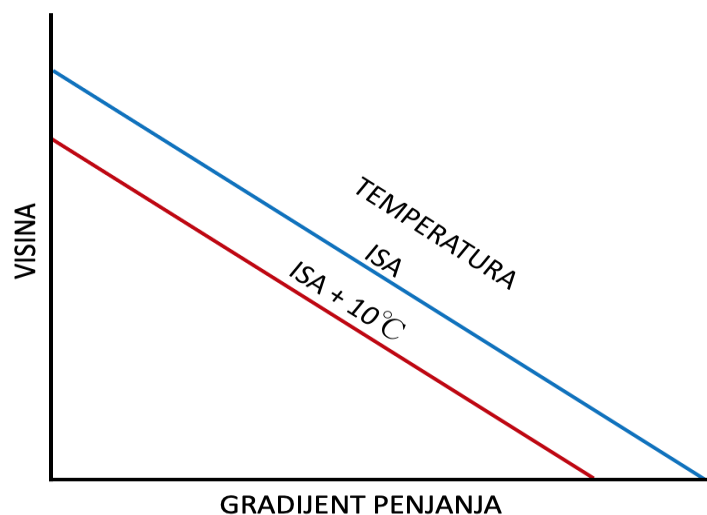
Za određenu masu, maksimalni gradijent penjanja postiže se kada postoji najveći višak potiska. Najveći gradijent penjanja značajan je za nadvisivanje prepreka nakon polijetanja na najmanjoj horizontalnoj udaljenosti. Budući da otpor i potisna sila variraju s brzinom, postoji određena brzina pri kojoj ćemo imati najveći višak potiska. Ta brzina naziva se brzina za najveći kut penjanja  $V_x$  (eng. *Speed for Best Angle of Climb-AoC*). [2]

### Faktori koji utječu na gradijent penjanja [2]:

- masa zrakoplova utječe na:
  - a) gradijent penjanja za određeni višak potiska
  - b) otpor

Povećana masa daje veći otpor, što smanjuje višak potiska, te smanjuje gradijent za dani višak potiska. Stoga povećana masa smanjuje gradijent penjanja za dani potisak. Brzina  $V_x$  se povećava povećanjem mase.

- konfiguracija: otpor ovisi o konfiguraciji. Najveći otpor bit će u slučaju spuštenog podvozja i izvučenih zakrilaca. A brzina  $V_x$  se smanjuje s obzirom na to da se brzina za najmanji otpor  $V_{md}$  (eng. *Minimum drag speed*) smanjuje
- gustoća: otpor zrakoplova pri bilo kojoj brzini se ne mijenja promjenom gustoće, već se smanjenjem gustoće smanjuje potisak. Povećanjem visine ili temperature (dakle smanjivanjem gustoće), smanjit će se potisna sila i gradijent penjanja, budući da se smanjio višak potiska. Na slici 4 vidi se kako porastom visine dolazi do smanjenja gradijenta penjanja, a isti učinak dobiva se i porastom temperature.



**Slika 4.** Graf promjene gradijenta penjanja s visinom [2]

- akceleracija: jednažba  $\sin \theta = \frac{T-D}{W}$  (2) podrazumijeva da se sav višak potisne sile ( $T - D$ ) koristi za penjanje te da brzina ostaje konstantna. Ako zrakoplov

ubrzava tijekom penjanja, određeni dio viška potiska bit će potreban za akceleraciju, stoga će gradijent penjanja biti smanjen

- vjetar: kut penjanja koji je opisan jednačbom  $\sin \theta = \frac{T-D}{W}$  (2) ovisi o masi zraka. Ako ima vjetra, kut penjanja u odnosu na zemlju bit će drugačiji. Čeoni vjetar dat će strmiji kut penjanja, dok će leđni vjetar dati manji kut penjanja. U razmatranju nadvisivanja prepreka nakon polijetanja, mora se uzeti u obzir kut penjanja u odnosu na zemlju

### 2.1.3. BRZINA U RUTNOM PENJANJU $V_{cc}$

Brzina u rutnom penjanju  $V_{cc}$  (eng. „*Cruise climb speed*“ ili „*enroute climb speed*“) je uvijek brža od brzine za najveću brzinu uzdizanja  $V_y$ . Osim ako se ne zahtijeva strmije penjanje radi nadvisivanja prepreka ili praćenje odlaznih procedura preporučuje se korištenje  $V_{cc}$  jer omogućuje brže letenje uz mali gubitak performansi u penjanju. Tranzicija sa  $V_y$  na  $V_{cc}$  preporučuje se dostizanjem visine školskog kruga ili visine od 1000 stopa.

Brzina u rutnom ili krstarećem penjanju  $V_{cc}$  daje tri pogodnosti. Kao prvo povećanjem brzine opstrujavanja zraka poboljšava se hlađenje motora što je osobito bitno kod visoko performansnih klipnih motora. Sljedeća pogodnost je što se s tom brzinom na destinaciju dolazi brže. Iako se gubi dio performansi za penjanje za većinu zrakoplova je to prihvatljivo ili čak i zanemarivo jer se u zamjenu za samo mali gubitak performansi dobiva značajniji porast progresivne brzine leta. I na poslijetku dobiva se bolja vidljivost ispred zrakoplova za orijentaciju i uočavanje drugog prometa zbog blažeg kuta penjanja što je osobito poželjno pri korištenju vizualnih pravila letanja. Smanjeni kut položaja nosa zrakoplova povećava ugodnost leta putnicima, a ako se leti na deprešuriziranim zrakoplovima manja brzina uzdizanja ublažava osjećaj promjene tlaka.

Pilotski operativni priručnik POH (eng. *Pilot's operating handbook*) za Cessnu 172 navodi kako se normalno rutno penjanje izvodi s punom snagom motora i uvučenim zakrilcima, a ta brzina  $V_{cc}$  je za 5-10 kts veća od brzine za najveću brzinu uzdizanja  $V_y$ .

Ako brzina  $V_{cc}$  nije objavljena u POH-u, a želi se saznati koja je to brzina, pravilo za brzi proračun kaže da se pronađe razlika između brzine za najbolji kut penjanja  $V_x$  i

brzine za najveću brzinu uzdizanja  $V_y$  te se ta razlika dodaje na  $V_y$ . Tako primjerice ako je za C172  $V_x$  jednaka 65 kts, a  $V_y$  jednaka 75 kts to znači da je  $V_{cc}$  jednaka 85 kts. [1]

#### **2.1.4. PLAFON LETA**

Gradijent penjanja i ROC smanjuju se s visinom, te na određenoj visini postaju jednaki nuli, ta visina se zove apsolutna visina (eng. *absolute ceiling*).

Apsolutna visina smanjuje se povećanjem mase zrakoplova i povećanjem temperature. Iako je apsolutna visina teoretski maksimalna visina koju zrakoplov može dosegnuti, nije praktično da zrakoplov penje na apsolutnu visinu jer bi mu trebalo puno vremena i na toj visini ne postoji opseg dostupnih brzina jer je sva dostupna energija uložena u dobitak visine. Stoga je u operativnom priručniku za zrakoplov obično izdana „praktična visina leta“ (eng. *service ceiling*). To je visina na kojoj zrakoplov može penjati s  $ROC = 100 \text{ ft/min}$ .

Praktična visina leta smanjuje se povećanjem mase zrakoplova i povećanjem temperature. [2]

## **2.2. Utjecaj pojedinih elemenata na vrijeme, udaljenost i potrošnju goriva u penjanju**

Prilikom izrade plana i profila leta temeljem performansi za jednomotorni klipni zrakoplov obrađuju se samo penjanje i krstarenje kao elementi vertikalnog profila na nekoj ruti. Elementi spuštanja se ne obrađuju jer jednomotorni klipni zrakoplovi lete na relativno malim visinama krstarenja u usporedbi s višemotornim klipnim i mlaznim zrakoplovima. Zbog toga se vrijeme potrebno za spuštanje i udaljenost koja se pri tome prijeđe smatra zanemarivom u usporedbi s dugačkim i dugotrajnim segmentom krstarenja. Uz to što lete na malim visinama smatra se da im je prilikom spuštanja ručica za snagu postavljena u poziciji za minimalnu snagu (eng. *Idle*) pa je zbog toga i potrošnja goriva svedena na minimum te se u proračunima zanemaruje [3].

U ovom radu bit će opisani i navedeni elementi koji utječu na vrijeme, udaljenost i potrošnju goriva samo u fazi penjanja.

### **2.2.1. VELIČINE KOJE UTJEČU NA VRIJEME PENJANJA**

Vrijeme penjanja od polijetanja do visine krstarenja ili penjanja između dvije visine mijenja se u skladu s promjenom konfiguracije, s masom zrakoplova i s gustoćom odnosno s atmosferskim utjecajima.

Povećanjem mase zrakoplova povećava se potrebna snaga u penjanju, a time se automatski smanjuje višak snage o kojem je brzina uzdizanja direktno ovisna. Tako da se povećanjem mase smanjuje brzina uzdizanja, a time se vrijeme penjanja povećava. Također povećava se i brzina za najbolji gradijent penjanja.

Izvučena konfiguracija zrakoplova kao što su podvozje i zakrilca povećavaju otpor zrakoplova što iziskuje i povećanje potrebne snage zbog čega se smanjuje brzina uzdizanja, a time se vrijeme penjanja produljuje. No brzina za najbolji gradijent penjanja se smanjuje.

Povećanjem visine ili temperature zraka smanjuje se gustoća zraka, a time i raspoloživa snaga. Kako potrebna snaga ovisi o TAS-u potrebna snaga se također povećava jer se i TAS za dani IAS s povećanjem visine povećava. TAS se prosječno povećava za 2% svakih 1000 stopa, a stvarna promjena ovisi o temperaturi i tlaku. Višak snage se smanjuje pa se lako zaključuje da sa smanjenjem gustoće zraka dolazi do smanjenja brzine penjanja i povećanja vremena penjanja. Bitno je za napomenuti da vrijeme penjanja ne ovisi o vjetru, jer nam nije bitna prijeđena udaljenost nego samo dobitak visine. [3]

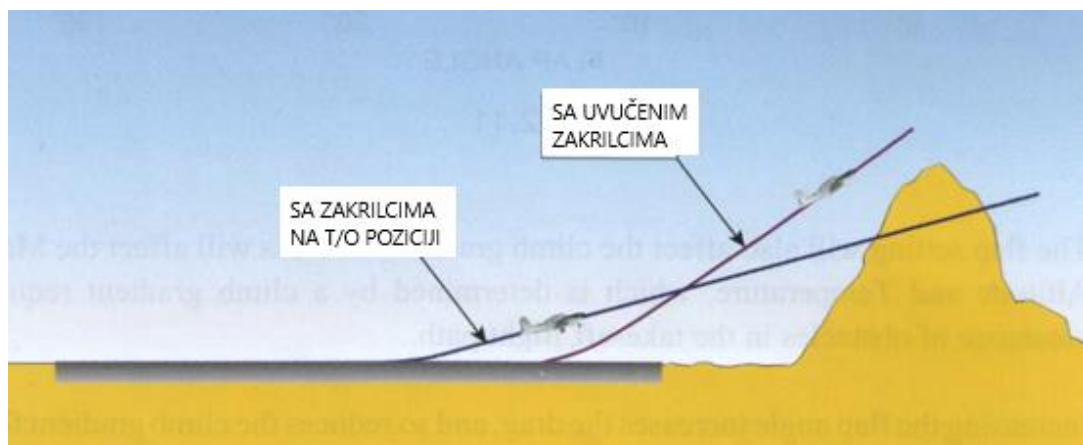
### **2.2.2. VELIČINE KOJE UTJEČU NA PRIJEĐENU UDALJENOST U PENJANJU**

Na prijeđenu horizontalnu udaljenost u penjanju osim veličina koje utječu i na vrijeme u penjanju, a to su masa i konfiguracija zrakoplova te gustoća zraka, utječu još i višak potiska te veličina i smjer vjetra. Udaljenost u penjanju za razliku od vremena penjanja ovisi o gradijentu penjanja odnosno kutu između putanje penjanja i horizontalne ravnine.

Na gradijent penjanja za dani višak potiska utječe masa zrakoplova jer ona utječe na veličinu otpora. Kako se masa zrakoplova povećava, povećava se i otpor zbog čega se smanjuje višak potiska što dalje utječe na smanjenje gradijenta penjanja za dani višak potiska. Kao rezultat toga očito je kako se povećanjem mase povećava i brzina za najbolji kut penjanja pa tako i udaljenost u penjanju. Kao što je ranije u radu navedeno u jednolikom penjanju sve su sile po pojedinim osima izjednačene pa tako

ako se povećava masa zrakoplova povećava se i sila težine koja se suprotstavlja sili uzgona. Da bi se zadržao uvjet jednolikog penjanja sila uzgona se mora povećati, a ona se povećava povećanjem brzine i to je u konačnici razlog zbog kojeg se povećanjem mase osim povećanja udaljenosti u penjanju povećava i brzina za najbolji kut penjanja.

Otpor zrakoplova ovisi o konfiguraciji te je najveći sa spuštenim podvozjem i zakrilcima. U slučaju korištenja zakrilaca radi smanjenja potrebne udaljenosti za polijetanje ili leta sa spuštenim podvozjem, gradijent penjanja bit će smanjen što dovodi do povećanja udaljenosti u penjanju što je i slikovito prikazano na slici 5. Brzina najboljeg kuta penjanja smanjuje se s izvučenim zakrilcima jer se tražena sila uzgona djelomično dobiva na račun povećanja zakrivljenosti krila. [3]



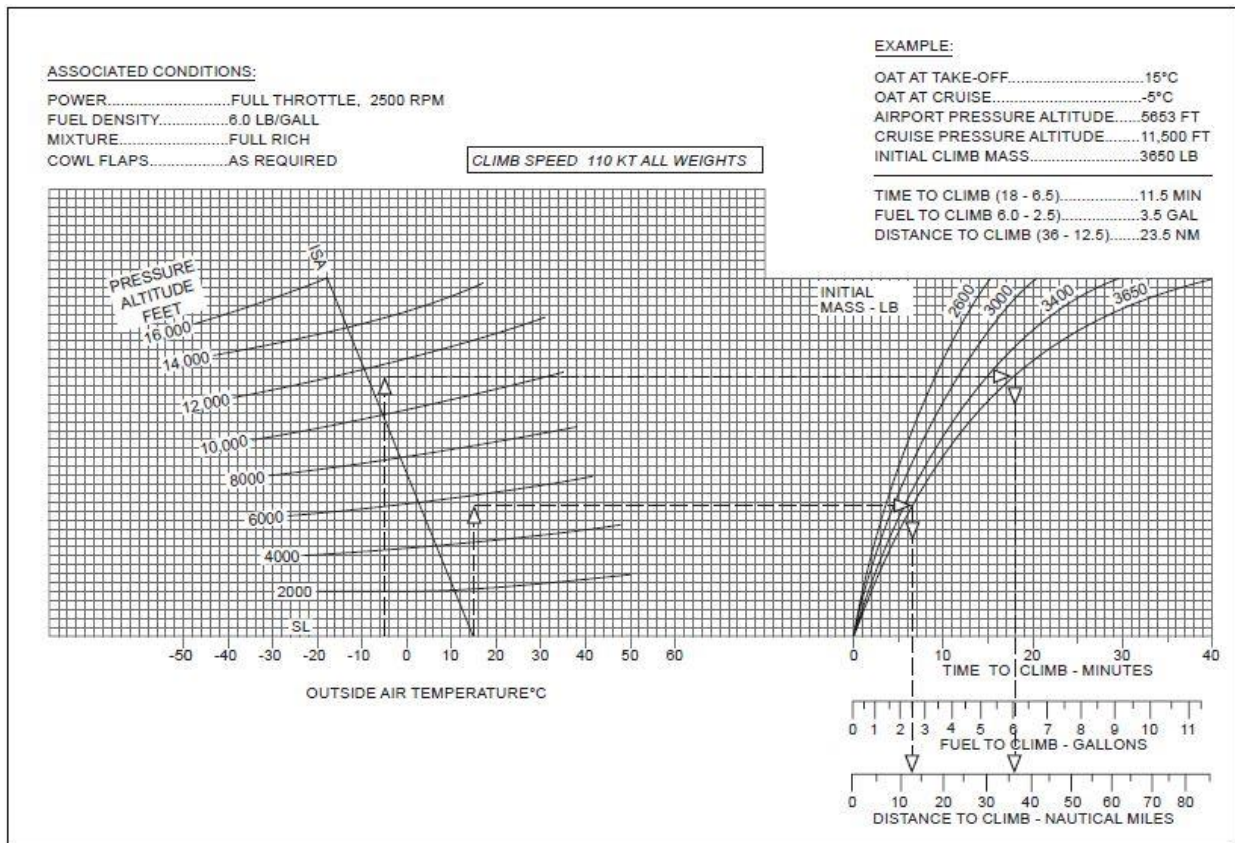
**Slika 5.** Promjena gradijenta penjanja u ovisnosti o konfiguraciji [4]

Gustoća zraka smanjuje se povećanjem visine ili povećanjem temperature. To smanjenje uzrokuje smanjenje dostupnog potiska, a time i gradijenta penjanja zbog smanjenog viška potiska pa će se proporcionalno tome udaljenost u penjanju povećati. Za zrakoplove s klipnim motorom IAS za najveći kut penjanja povećat će se s porastom visine. [3]

Do smanjenja gradijenta penjanja odnosno povećanja udaljenosti u penjanju dolazi ako se dio viška potiska prilikom penjanja koristi za ubrzavanje zrakoplova. Ako zrakoplov penje konstantnom brzinom, što i je cilj koji se nastoji postići, sav višak potiska koristi se za penjanje. [3]



Prijeđena udaljenost preko površine zemlje u penjanju ovisi o vjetru. Na slici 6 prikazan je dijagram koji prikazuje grafičko dobivanje prijeđene udaljenosti, potrošenog goriva i vremena u penjanju s neke visine koja ne mora biti jednaka nuli do neke druge visine koja je obično visina krstarenja.



**Slika 6.** Dijagram vremena, goriva i udaljenosti u penjanju

Prve varijable s kojima se ulazi u dijagram su željena visina po tlaku u krstarenju i odgovarajuća vanjska temperatura zraka. Nakon što se odrede vrijednosti potrošenog goriva, vremena penjanja i prijeđene udaljenosti u penjanju za visinu po tlaku s odgovarajućom vanjskom temperaturom zraka u krstarenju, potrebno je iste vrijednosti odrediti za visinu po tlaku i odgovarajuću vanjsku temperaturu zraka na aerodromu polijetanja. Izravno očitavanje vrijednosti iz dijagrama moguće je samo ako se aerodrom polijetanja nalazi na srednjoj razini mora u ICAO standardnim atmosferskim uvjetima bez vjetra. Zatim je potrebno oduzeti dobivene vrijednosti potrošenog goriva, vremena penjanja i prijeđene udaljenosti u penjanju za uvjete na aerodromu polijetanja od odgovarajućih vrijednosti za uvjete na željenoj visini krstarenja. Razlika između vrijednosti je stvarno potrošeno gorivo, vrijeme i prijeđena udaljenosti u segmentu

penjanja za odgovarajući plan leta ispravljena za visinu po tlaku i vanjsku temperaturu zraka. [3]

Dijagram je relativan na zračnu masu u kojoj se kreće zrakoplov te je dobivena udaljenost izražena u nautičkim zračnim miljama (eng. *Nautical Air Mile*-NAM). Ako za vrijeme penjanja puše vjetar, gradijent penjanja u odnosu na tlo preko kojeg zrakoplov leti bit će drugačiji od gradijenta penjanja relativnog na zračnu masu. [3]

Čeoni vjetar dati će veći gradijent penjanja u odnosu na tlo, a leđni manji. Za određivanje prijeđene horizontalne udaljenosti preko površine zemlje u penjanju potrebno je nautičke zračne milje pretvoriti u nautičke zemaljske milje (eng. *Nautical Ground Mile*-NGM). NAM koriste se prilikom proračuna performansnih karakteristika zrakoplova, vremena, prijeđene udaljenosti i potrošenog goriva po fazama leta dok se NGM koriste prilikom planiranja i praćenja navigacijskih elemenata etapa na izabranoj ruti. [3]

Formula za preračun između NAM i NGM [3]:

$$\frac{NGM}{NAM} = \frac{GS}{TAS} \quad (6)$$

Gdje je:

- NAM - nautička zračna milja
- NGM - nautička zemaljska milja
- GS- brzina u odnosu na zemlju
- TAS- stvarna zračna brzina

### 3. OPIS ZRAKOPLOVA

Eksperiment se izvodi sa zrakoplovom Cessna 172N registarske oznake 9A-DMB koji je u vlasništvu Fakulteta prometnih znanosti i koji se koristi za obuku civilnih pilota na tom fakultetu, a prikazan je na slici 7. Prema dugotrajnosti i popularnosti, Cessna 172 je najuspješniji laki avion ikada proizveden, a ujedno je i najpopularniji školski avion na svijetu. Toliku popularnost i uspješnost stekla je zbog svoje kvalitete i jednostavnosti koja se očituje u dugom vijeku eksploatacije i rijetkih kvarova.



**Slika 7.** Zrakoplov s kojim su izvršena eksperimentalna mjerenja

#### 3.1. Performanse zrakoplova

Performanse zrakoplova dane su u pilotskom operativnom priručniku kako bi pilot zrakoplova u svakom trenutku i u različitim okolnostima znao što očekivati i koje su mogućnosti njegovog zrakoplova. Za sigurno i učinkovito planiranje leta obavezno je korištenje podataka iz priručnika. Svi podaci iz pilotskog operativnog priručnika temelje se na stvarno izmjenjenim podacima koji su korigirani na ICAO standardne dnevne uvjete i analitički prošireni za različite parametre težine, visine, temperature itd. Takvi stvarni podaci bit će prikupljeni i korigirani i u ovim eksperimentalnim izmjerama. Performansni dijagrami ne uključuju tolerancije za različite stupnjeve vještina pilota ili mehaničke nedostatke zrakoplova, no performanse je moguće ostvariti praćenjem objavljenih postupaka u ispravno održavanom zrakoplovu. Performansni dijagrami ili tablice imaju malu vrijednost ako se prilikom planiranja leta ne koriste stvarni meteorološki podaci, visina po tlaku te stvarna masa zrakoplova. Kako bi imali

praktične koristi od punih mogućnosti i ograničenja zrakoplova potrebno je koristiti stvarne podatke [6].

U tablici 1 prikazana je korekcija brzine uzdizanja za različita odstupanja temperature od standardne međunarodne temperature za različite visine leta s maksimalnom dozvoljenom masom od 2300 pounds. Tablica je preuzeta iz Pilotskog operativnog priručnika za Cessnu 172N s kakvom su izvedena eksperimentalna mjerenja. Dakle Ako su dnevne temperature na dan pojedinog leta više od međunarodnih standardnih, brzina uzdizanja se mora korigirati prema podacima iz tablice za konkretnu vrijednost odstupanja temperature, a u odnosu i na visinu leta. Ako odstupanje nije točno po vrijednostima iz tablice, vrijednosti korekcije se mora interpolirati da bi se dobio točan iznos korekcije. U ovom objašnjenom primjeru brzina uzdizanja se mora smanjiti za određenu vrijednost, odnosno performanse u penjanju su slabije. Navedena korekcija se u planiranju leta nikako ne smije zanemariti zbog sigurnosnog nadvisivanja prepreka na putanji penjanja. Ako je temperatura niža od one standardne, performanse su poboljšane pa ne uzimanje korekcije ne bi imalo utjecaj na sigurnost samog leta. [6]

**Tablica 1.** Korekcija brzine uzdizanja u ovisnosti o temperaturi

WEIGHT LBS	PRESS ALT FT	CLIMB SPEED KIAS	RATE OF CLIMB - FPM			
			-20°C	-0°	20°C	40°C
2300	S.L.	73	875	815	755	695
	2000	72	765	705	650	590
	4000	71	655	600	545	485
	6000	70	545	495	440	385
	8000	69	440	390	335	280
	10000	68	335	285	230	---
	12000	67	230	180	---	---

Izvor: [6]

Podaci o performansama obično se daju u tabličnom ili grafičkom obliku. U grafičkom obliku se daju kako bi se ilustrirali utjecaji različitih varijabli, a u tabličnom se daju kada s dovoljnom preciznošću želimo izdvojiti konkretan podatak za točno odabrane varijable. Dobro poznavanje svog zrakoplova u vidu njegovih performansi olakšava pilotu planiranje svakog leta do detalja uz dovoljnu preciznost.

Performanse zrakoplova u penjanju osim o snazi motora i konstrukciji samog zrakoplova, koji predstavljaju fiksne postavke, uvelike ovise o meteorološkim uvjetima i o težini zrakoplova. [6]

### **3.2. Instrumenti i uređaji korišteni u eksperimentu**

EDM900 je najvažniji instrument u zrakoplovu za izvođenje eksperimenta. EDM900 sustav omogućuje zamjenu svih motorskih instrumenata starijeg tipa koji ujedno zauzimaju veliki dio instrumentalne ploče. Instrument predstavlja najnapredniji i najprecizniji sustav za nadzor parametara klipnih motora koji su trenutno dostupni na tržištu. Dizajniran je tako da se može koristiti horizontalno ili vertikalno ovisno o tome kako se bolje uklapa na instrumentalnu ploču. Stražnji procesor mu je pomaknut tako da daje gotovo neograničene mogućnosti za instaliranje te sadrži dugačak popis korisničkih opcija. Osim što nudi praćenje i nadzor svih motorskih parametara tijekom leta, sustav također bilježi iste te ih pohranjuje u svoju memoriju čime se omogućuje praćenje i analiza podataka i nakon leta. To je od iznimne važnosti za praćenje stanja motora tijekom eksploatacije. Zbog ove funkcije može vršiti i ulogu crne kutije na zrakoplovu. Podaci se vrlo lako i u samo nekoliko sekundi mogu prebaciti na računalo gdje se omogućuje daljnja obrada. Za to je potrebno samo ubaciti USB vanjsku memoriju u utor na uređaju te pritiskom gumba potvrditi skidanje podataka, a ostalo obavlja sustav sam. Već nakon 10-ak sekundi imamo spremljene podatke na svom uređaju. Također EDM nadzire parametre motora tri puta u sekundi i odmah će upozoriti pilota ako neki parametar premašuje programiranu granicu. Granice može postavljati sam operater zrakoplova u ovisnosti o tome koji se motor koristi i na koji zrakoplov je uređaj instaliran. Na slici 8 prikazan je EDM uređaj sa zrakoplova s kojim je izveden eksperiment. Na zaslonu su prikazani podaci dok je zrakoplov na tlu. [7]





**Slika 8.** Motorski instrument EDM-900

Zaslon je raspoređen u tri dijela. Gornji lijevi dio pripada indikaciji tlaka punjenja (eng. *Manifold Air Pressure* - MAP) i brzini okretanja motora (eng. *Revolution Per Minute* - RPM) indikaciji. U donjem lijevom dijelu nalazi se tzv. *Scanner* ili područje za poruke. Na desnoj su strani vodoravne trake primarnih komponenti. Ne esencijalni mjeraci imaju samo digitalno očitavanje. Raspon instrumenata i ograničenja alarma konfiguriraju se tako da odgovaraju POH-u zrakoplova u koji je uređaj ugrađen kada je EDM postavljen kao primarni instrument. [7]

EDM-900 sustav nadzire gotovo sve motorske parametre, a samo neki od njih su:

- brzina vrtnje motora
- tlak i temperaturu ulja
- protok goriva
- preostalo gorivo
- temperaturu ispušnih plinova itd.

Osim motorskih koje i prikazuje, pohranjuje još mnoštvo podataka iz drugih uređaja u zrakoplovu s kojima je umrežen. Tako npr. bilježi neke navigacijske parametre kao što su brzina u odnosu na zemlju, visina leta i vrijeme. Ti podaci se nigdje ne prikazuju, ali se mogu pronaći u bazi podataka kad se isti prebace na računalo. [7]

Od letačkih instrumenata podaci tijekom mjerenja bilježeni su samo s variometra koji služi za prikaz i mjerenje brzine uzdizanja i spuštanja. Korišten je standardni variometar koji sadrži diferencijalnu membransku kutiju koja služi za mjerenje razlike tlaka nastale pri penjanju ili spuštanju zrakoplova, a isti je prikazan na slici 9. Kako ovaj variometar ima skalu s rasterom od po 100 FPM-a teško je očitati precizne vrijednosti pa su zato podaci o brzini uzdizanja interpolirani za svakih 200 stopa.



**Slika 9.** Prikaz indikacije na variometru u spuštanju

Od ne zrakoplovnih uređaja korišten je Apple iPad 9.7" 6. generacije kakav koriste studenti aeronautike, smjera civilni piloti u svojoj letačkoj obuci za čitanje prilaznih karata i navigaciju pri letenju po instrumentalnim pravilima letanje. iPad je korišten kao štoperica za mjerenje proteklog vremena dok je u pozadini bila uključena aplikacija „myTracks“. Aplikacija bilježi podatke o prijeđenoj udaljenosti u odnosu na zemlju, nadmorsku visinu, brzinu u odnosu na zemlju te zemljopisne koordinate po x i y osi. Sve podatke snimljene aplikacijom potrebno je konvertirati, a isto je učinjeno pomoću online konvertera pod nazivom „MyGeodata Converter“.

## 4. OPIS EKSPERIMENTA

Eksperimentalno određivanje performansi jednomotornog klipnog zrakoplova u različitim režimima penjanja provedeno je na zrakoplovu Cessna 172N registracijske oznake 9A-DMB. Zrakoplov je u vlasništvu Fakulteta prometnih znanosti i to je ujedno i najopremljeniji zrakoplov u njihovoj floti. Određivanje performansi se vršilo eksperimentalno što znači da su se podaci prikupljali u stvarnom letu, a ne u simulaciji. To ima svoje prednosti, ali i nedostatke.

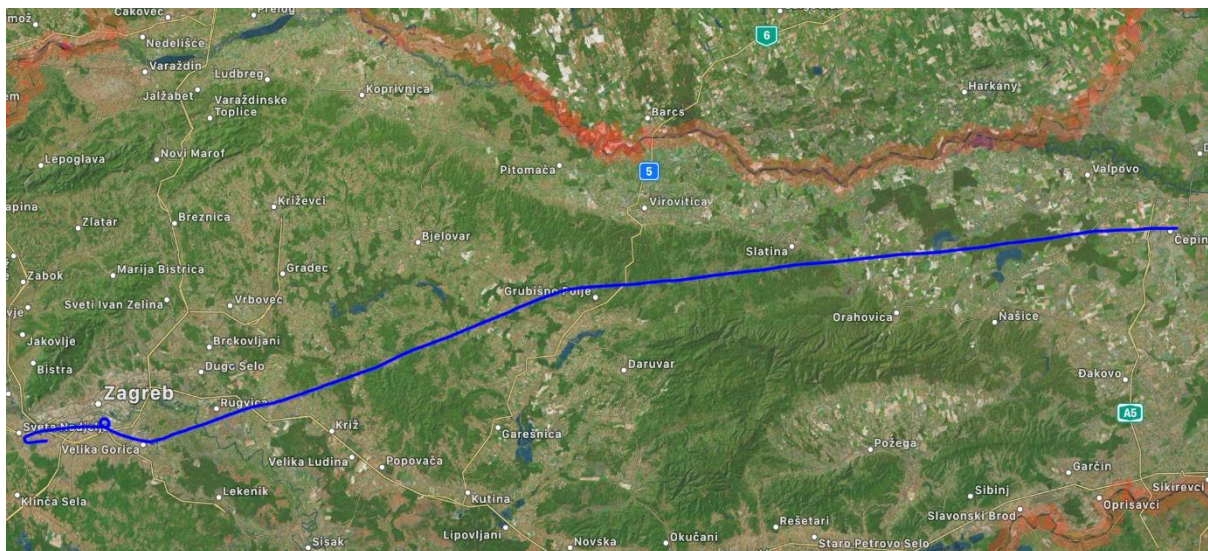
Prednosti su što se eksperiment provodio u „živoj“ okolini odnosno u stvarnim nesavršenim uvjetima jer upravo u takvim uvjetima i lete zrakoplovi u svakodnevnoj eksploataciji. Dakle radi se o letu u nehomogenoj atmosferi s varijacijama temperature, gustoće, usponom i nisponom strujanju zraka te s promjenjivim brzinama i smjerovima vjetra.

Nedostatak takvog eksperimenta je nemogućnost izravnog dobivanja preciznih podataka zbog nepravilnih varijacija stanja atmosfere. Svi dobiveni podaci se moraju korigirati za poznate vrijednosti odstupanja od vrijednosti Međunarodne standardne atmosfere. Primjerice na simulatoru je moguće postaviti brzinu vjetra da bude točno jednaka nuli čime bi se dobila precizna i jednoznačna prijeđena udaljenost u penjanju. Za podatke u letu se vrši korekcija za brzinu i smjer vjetra, no kako vrijednosti tih odstupanja nisu konstantne nego može doći primjerice do udara vjetra ili termike gubi se na preciznosti samog mjerenja.

Mjerenja su provedena tijekom tri leta u ranim jutarnjim satima jer je tada atmosfera najmirnija. Let su provodili instruktor letanja i pilot student. Instruktor je upravljao zrakoplovom precizno držeći konstantnu brzinu u penjanju, a student je pažljivo bilježio podatke svakih 200 stopa o vanjskoj temperaturi, proteklom vremenu, brzini uzdizanja i brzini u odnosu na zemlju.

Ruta za let u kojem se penjalo s konstantnom brzinom IAS od 75 čvorova [kts] bila je od aerodroma Lučko LDZL do aerodroma u Osijeku LDOS. Let je trajao 1h i 20min, a penjalo se od visine aerodroma, dakle 405 stopa do visine od 8000 stopa. Ruta je prikazana na slici 10, a ista je zabilježena aplikacijom „myTracks“ koja je poslužila za praćenje rute po pravcu, vremenu i visini.

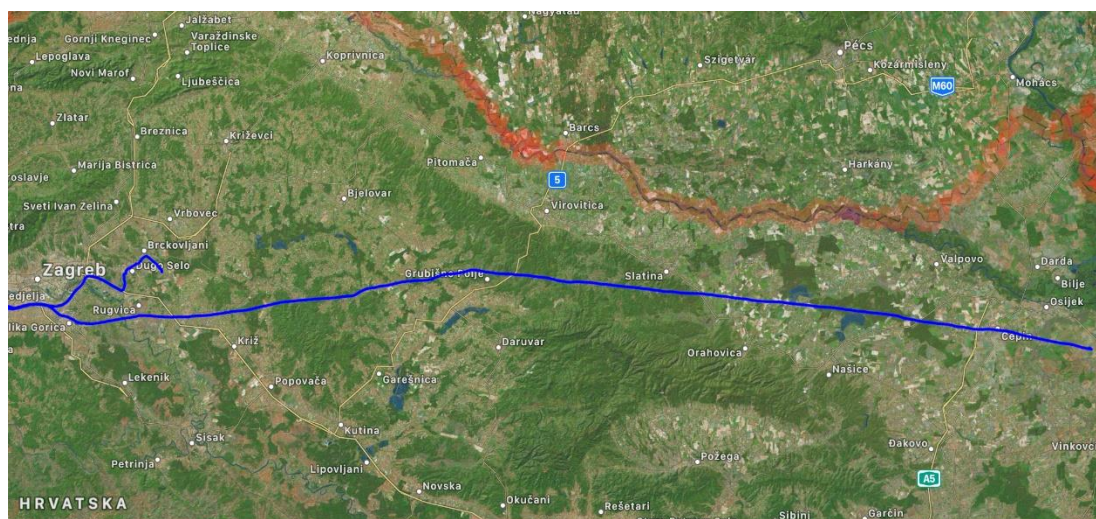




**Slika 10.** Ruta LDZL-LDOS [8]

Iako su na početku bilježeni podaci za penjanje od visine aerodroma odnosno 405 stopa, kasnije su razmatrani samo podaci nakon visine od 1000 stopa. Razlog tome je taj što se inicijalno penjanje do visine akceleracije koja je za aerodrom Lučko 700 stopa izvodi s brzinom od 65 kts, a tek se nakon postizanja te visine nastavlja dalje penjanje sa 75 kts te se zbog toga nebi dobivali relevantni podaci za potrebno mjerenje.

Ruta na kojoj se penjalo s konstantnom brzinom IAS od 80 kts bila je na povratnom letu od aerodroma u Osijeku LDOS do aerodroma Lučko LDZL, a ista je prikazana na slici 11.



**Slika 11.** Ruta LDOS-LDZL [8]

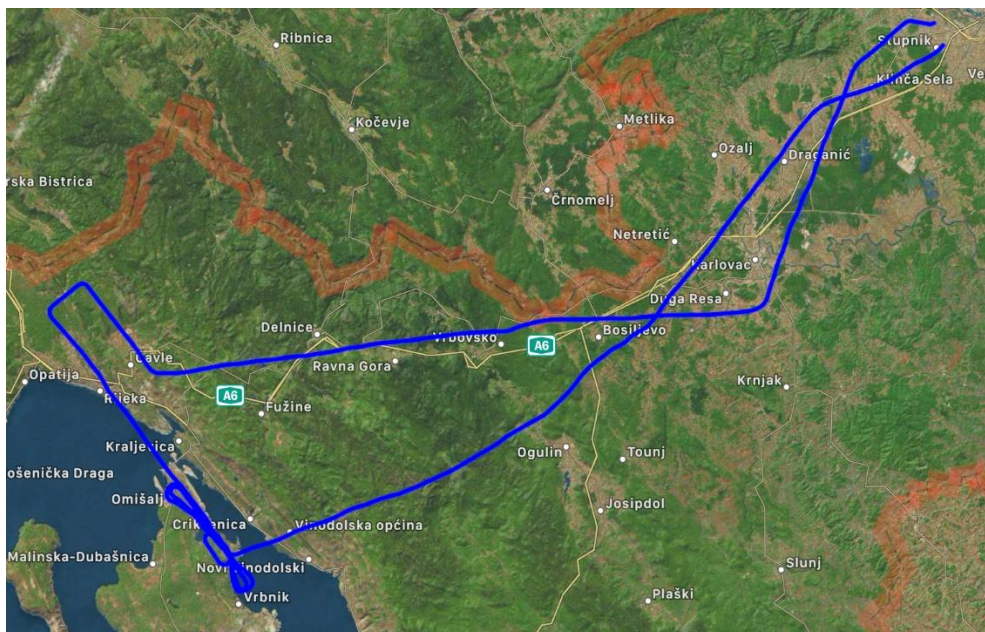
Na aerodromu LDOS je zrakoplov u potpunosti napunjen gorivom kako bi vrijednosti težine odgovarale 2300lbs [pounds] kako je i navedeno u tablici 5-6 u poglavlju 5-15 u pilotskom operativnom priručniku jer su po primjeru te tablice (tablica 2) izrađene i tablice za ostale brzine penjanja. Kako brzina penjanja od 80 kts spada u brzine za rutno penjanje Vcc, a koja se primjenjuje tek nakon postizanja visine od 1000 stopa i ovdje su uzimani podaci za visine od 1000 do 8000 stopa.

**Tablica 2.** Vrijeme, gorivo i udaljenost u penjanju

TEŽINA [LBS]	VISINA PO TLAKU [FT]	TEMP. [°C]	BRZINA PENJANJA [KIAS]	BRZINA UZDIZANJA [FPM]	MJERENO OD MORSKE RAZINE		
					VRIJEME [MIN]	POTROŠENO GORIVO [GAL]	UDALJENOST [NM]
2300	S.L.	15	73	770	0	0	0
	1000	13	73	725	1	0,3	2
	2000	11	72	675	3	0,6	3
	3000	9	72	630	4	0,9	5
	4000	7	71	580	6	1,2	8
	5000	5	71	535	8	1,6	10
	6000	3	70	485	10	1,9	12
	7000	1	69	440	12	2,3	15
	8000	-1	69	390	15	2,7	19
	9000	-3	68	345	17	3,2	22
	10000	-5	68	295	21	3,7	27
	11000	-7	67	250	24	4,2	32
12000	-9	67	200	29	4,9	38	

Izvor: [6]

Let na kojem se penjalo s konstantnom brzinom IAS od 85 kts bio je na ruti koja je započela i završila na aerodromu Lučko LDZL, a uključivala je nekoliko instrumentalnih prilaza na aerodromu Rijeka LDRI što se i vidi dolje na slici 12. Mjerenje su izvršena samo na dionici od LDZL do LDRI, a podaci su također kao i u prethodno dva navedena mjerenja razmatrani samo nakon visine 1000 stopa i to iz istih navedenih razloga.



**Slika 12.** Ruta LDZL-LDRI-LDZL [8]

## 5. REZULTATI MJERENJA

U teoretskim izračunima pretpostavlja se da piloti idealno održavaju sve parametre leta što je u stvarnosti gotovo nemoguće. Zrakoplov s kojim su izvršena mjerenja nije opremljen sustavom autopilota tako da se pilotska greška u dobivenim podacima svakako mora uzeti u obzir. Također pretpostavlja se da zrakoplov leti u idealnim atmosferskim uvjetima što je u stvarnosti prava rijetkost. Iako su svi podaci u dolje prikazanim tablicama korigirani za nestandardnu temperaturu, a prijeđena udaljenost i za brzinu i smjer vjetra, treba se uzeti u obzir da postoji greška u mjerenju zbog dinamičkih promjena malih inkrementa u atmosferi koje nije moguće zabilježiti u svakoj sekundi i zbog nesavršenosti mjernih instrumenata pa su uzete prosječne vrijednosti na svakih 200 stopa promjene visine. Primjer navedenih pojava u atmosferi su uspona i nispona strujanja te nagle promjene smjera i brzine vjetra. Primjer nesavršenosti mjernih instrumenata vidi se u Tablici 3 na visini 1600 i 1800 stopa gdje kod potrošenog goriva stoji ista vrijednost od 0,28 galona jer je potrošnja između te dvije visine toliko mala da ju uređaj nije mogao zabilježiti zbog nedovoljne preciznosti.

U dolje navedenim tablicama sve vrijednosti vremena, potrošenog goriva i udaljenosti u penjanju vrijede za standardne atmosferske uvijete. To su konačni rezultati dobiveni nakon korekcija svih vrijednosti za odstupanja od standardne temperature i za utjecaj vjetra. Bitno je za naglasiti kako su moguća određena odstupanja od teoretskih izračuna iz sljedećih razloga:

- pilotska pogreška jer zrakoplov nije opremljen sustavom autopilota
- nagla uzlazna i silazna strujanja zraka
- nagle promjene smjera i jačine vjetra
- greške i preciznost mjernih instrumenata
- potrošnja goriva u penjanju što smanjuje težinu
- različiti stupanj osiromašenja smjese goriva i zraka iznad 3000 stopa



**Tablica 3.** Vrijeme, gorivo i udaljenost u penjanju sa brzinom 75 kts

TEŽINA [LBS]	VISINA PO TLAKU [FT]	TEMP [°C]	BRZINA PENJANJA [KIAS]	BRZINA UZDIZANJA [FPM]	MJEREĆI OD MORSKE RAZINE		
					VRIJEME [MIN]	POTROŠENO GORIVO [GALLONS]	UDALJENOST [NM]
2300	1000	13	75	580	0:00:00	0,00	0,00
	1200	13	75	570	0:00:18	0,09	0,41
	1400	12	75	560	0:00:40	0,18	0,98
	1600	12	75	550	0:01:02	0,28	1,30
	1800	11	75	540	0:01:29	0,28	1,69
	2000	11	75	530	0:01:45	0,35	2,13
	2200	11	75	520	0:02:04	0,44	2,66
	2400	10	75	510	0:02:26	0,53	3,12
	2600	10	75	500	0:02:46	0,53	3,41
	2800	9	75	490	0:03:06	0,62	3,96
	3000	9	75	480	0:03:30	0,70	4,49
	3200	9	75	470	0:03:54	0,79	5,13
	3400	8	75	460	0:04:25	0,88	5,68
	3600	8	75	450	0:04:50	0,97	6,19
	3800	7	75	440	0:05:18	1,06	6,78
	4000	7	75	430	0:05:50	1,14	7,50
	4200	7	75	420	0:06:24	1,23	8,16
	4400	6	75	410	0:06:53	1,32	8,86
	4600	6	75	400	0:07:30	1,41	9,54
	4800	5	75	390	0:08:01	1,50	10,25
	5000	5	75	380	0:08:31	1,58	10,96
	5200	5	75	370	0:09:02	1,58	11,58
	5400	4	75	360	0:09:28	1,67	12,46
	5600	4	75	350	0:10:02	1,76	13,10
	5800	3	75	340	0:10:32	1,76	13,75
	6000	3	75	330	0:11:05	1,83	14,33
	6200	3	75	320	0:11:58	1,91	15,26
	6400	2	75	310	0:12:33	2,09	16,10
6600	2	75	300	0:13:13	2,09	16,96	
6800	1	75	290	0:13:52	2,18	17,81	
7000	1	75	280	0:14:22	2,35	18,64	
7200	1	75	270	0:15:10	2,44	19,49	
7400	0	75	260	0:15:54	2,52	20,54	
7600	0	75	250	0:16:41	2,61	21,64	
7800	-1	75	240	0:17:21	2,70	23,05	
8000	-1	75	230	0:18:12	2,87	24,03	

**Tablica 4.** Vrijeme, gorivo i udaljenost u penjanju sa brzinom 80 kts

TEŽINA [LBS]	VISINA PO TLAKU [FT]	TEMP [°C]	BRZINA PENJANJA [KIAS]	BRZINA UZDIZANJA [FPM]	MJEREĆI OD MORSKE RAZINE		
					VRIJEME [MIN]	POTROŠENO GORIVO [GALLONS]	UDALJENOST [NM]
2300	1000	13	80	540	0:00:00	0,00	0,00
	1200	13	80	530	0:00:26	0,09	0,76
	1400	12	80	520	0:00:55	0,18	1,24
	1600	12	80	510	0:01:11	0,27	1,72
	1800	11	80	500	0:01:33	0,36	2,12
	2000	11	80	490	0:01:54	0,36	2,69
	2200	11	80	480	0:02:18	0,46	3,29
	2400	10	80	470	0:02:41	0,55	3,87
	2600	10	80	460	0:03:04	0,64	4,41
	2800	9	80	450	0:03:34	0,73	4,97
	3000	9	80	440	0:03:59	0,71	5,55
	3200	9	80	430	0:04:33	0,80	6,32
	3400	8	80	420	0:05:04	0,89	6,95
	3600	8	80	410	0:05:35	1,07	7,98
	3800	7	80	400	0:06:09	1,16	8,49
	4000	7	80	390	0:06:42	1,16	9,16
	4200	7	80	380	0:07:11	1,25	9,96
	4400	6	80	370	0:07:42	1,42	10,90
	4600	6	80	360	0:08:16	1,51	11,52
	4800	5	80	350	0:08:55	1,51	12,32
	5000	5	80	340	0:09:36	1,67	13,09
	5200	5	80	330	0:09:58	1,76	13,97
	5400	4	80	320	0:10:40	1,85	14,94
	5600	4	80	310	0:11:26	1,94	15,87
	5800	3	80	300	0:12:08	2,02	16,93
	6000	3	80	290	0:12:57	2,20	18,06
	6200	3	80	280	0:13:45	2,29	19,08
	6400	2	80	270	0:14:36	2,38	20,26
	6600	2	80	260	0:15:12	2,55	21,63
	6800	1	80	250	0:15:55	2,64	22,56
7000	1	80	240	0:16:40	2,73	23,53	
7200	1	80	230	0:17:32	2,82	24,84	
7400	0	80	220	0:18:09	2,99	26,03	
7600	0	80	210	0:19:11	3,08	27,07	
7800	-1	80	200	0:19:55	3,17	28,40	
8000	-1	80	190	0:20:50	3,34	29,71	

**Tablica 5.** Vrijeme, gorivo i udaljenost u penjanju sa brzinom 85 kts

TEŽINA [LBS]	VISINA PO TLAKU [FT]	TEMP [°C]	BRZINA PENJANJA [KIAS]	BRZINA UZDIZANJA [FPM]	MJEREĆI OD MORSKE RAZINE		
					VRIJEME [MIN]	POTROŠENO GORIVO [GALLONS]	UDALJENOST [NM]
2300	1000	13	85	500	0:00:00	0,00	0,00
	1200	13	85	490	0:00:20	0,09	0,47
	1400	12	85	480	0:00:41	0,09	1,03
	1600	12	85	470	0:01:12	0,18	1,76
	1800	11	85	460	0:01:31	0,37	2,50
	2000	11	85	450	0:01:49	0,53	3,05
	2200	11	85	440	0:02:13	0,62	3,65
	2400	10	85	430	0:02:39	0,70	4,25
	2600	10	85	420	0:03:11	0,79	4,90
	2800	9	85	410	0:03:47	0,88	5,73
	3000	9	85	400	0:04:12	0,97	6,42
	3200	9	85	390	0:04:34	1,06	7,16
	3400	8	85	380	0:05:07	1,14	7,88
	3600	8	85	370	0:05:39	1,23	8,53
	3800	7	85	360	0:06:15	1,23	9,26
	4000	7	85	350	0:06:44	1,32	10,05
	4200	7	85	340	0:07:19	1,41	10,92
	4400	6	85	330	0:07:56	1,50	12,07
	4600	6	85	320	0:08:36	1,50	12,82
	4800	5	85	310	0:09:07	1,58	13,70
	5000	5	85	300	0:09:50	1,67	14,63
	5200	5	85	290	0:10:30	1,76	15,58
	5400	4	85	280	0:11:09	1,85	16,58
	5600	4	85	270	0:11:56	1,94	17,96
	5800	3	85	260	0:12:42	2,02	18,94
	6000	3	85	250	0:13:06	2,05	19,94
	6200	3	85	240	0:13:52	2,09	21,17
	6400	2	85	230	0:14:27	2,18	22,42
6600	2	85	220	0:15:17	2,26	23,26	
6800	1	85	210	0:16:07	2,44	24,36	
7000	1	85	200	0:16:59	2,44	25,35	
7200	1	85	190	0:17:55	2,52	27,26	
7400	0	85	180	0:18:50	2,70	28,58	
7600	0	85	170	0:19:52	2,78	30,35	
7800	-1	85	160	0:20:49	2,87	31,49	
8000	-1	85	150	0:21:58	2,96	33,45	

U sve tri tablice vidljivo je kako brzina uzdizanja ROC linearno opada za 10 FPM [feet per minute] za svakih 200 stopa promjene visine. U stvarnim mjerenjima nije moguće očitati takvu preciznost promjene ROC-a jer je skala na variometru u rasteru od po 100 FPM-a, a i variometar je nestabilan i pokazuje nagle i stalne promjene pa je najpreciznije očitavanje na 50-ice FPM-a. Iz toga razloga je dio tablice koji prikazuje brzinu uzdizanja lineariziran interpolacijom zabilježenih podataka.

Vrijeme u penjanju je bilježeno štopericom po preletu svakih 200 stopa. U dijelovima rute koji su zbog ostalog prometa morali biti horizontalni, štoperica je bila zaustavljena kako to vrijeme provedeno u horizontalnom letu ne bi utjecalo na daljnje proračune. Također, vrijeme je korigirano za odstupanja vrijednosti temperature od standardne temperature. Korigirano je na način kako je navedeno u POH-u u poglavlju 5-15 tablica 5-6 gdje kaže da se vrijeme, gorivo i udaljenost povećaju za 10% za svakih 10°C iznad standardne temperature. Što bi značilo da ako je primjerice na 1000 stopa visine standardna temp. 13°C, a u letu je izmjereno 21°C što je 8°C više od standardne temp. da bi vrijednosti iz navedene tablice trebalo povećati za 8%. No kako već navedena tablica prikazuje podatke sa standardnim vrijednostima, te ova korekcija služi za dobivanje stvarnih vrijednosti u letu, a u eksperimentu je rezultate trebalo standardizirati, vrijednosti korekcije u navedenom primjeru bi trebalo oduzeti, a ne povećati što je i napravljeno u obradi podataka gore navedenih tablica 3,4 i 5.

Podaci o potrošenom gorivu dobiveni su iz sustava uređaja EDM-900 koji je ugrađen u zrakoplov s kojim su izvršena mjerenja, a isti je prikazan na slici 8. Instrument tijekom svakog leta u intervalu od samo jedne sekunde između ostalog bilježi protok i potrošnju goriva. Podaci s EDM-900 su nakon leta prebačeni na osobno računalo gdje je kasnije izvršena obrada podataka. Podaci se na računalo prikazuju u obliku tablica u Excelu. Kako uređaj bilježi podatke svakih sekundu nakon otprilike 3 sata leta na raspolaganju je bilo 10-ak tisuća podataka koje je trebalo obraditi. Nakon sortiranih podataka o potrošenom gorivu oduzete su vrijednosti goriva za vrijeme koje je provedeno u horizontalnom letu, a na kraju su još svi podaci korigirani za temperaturu na način kako je navedeno i za korekciju za vrijeme. Važno je za napomenuti da je nakon prelaska visine od 3000 stopa smjesa goriva i zraka osiromašena odnosno smanjen je udio goriva u smjesi goriva i zraka radi postizanja najvećih brzina okretanja elise, ali i radi uštede goriva. Kako su podaci o vremenu bilježeni svakih 200 stopa visine po tlaku, a EDM bilježi visinu po satelitskom sustavu WGS84 postoji mogućnost odstupanja



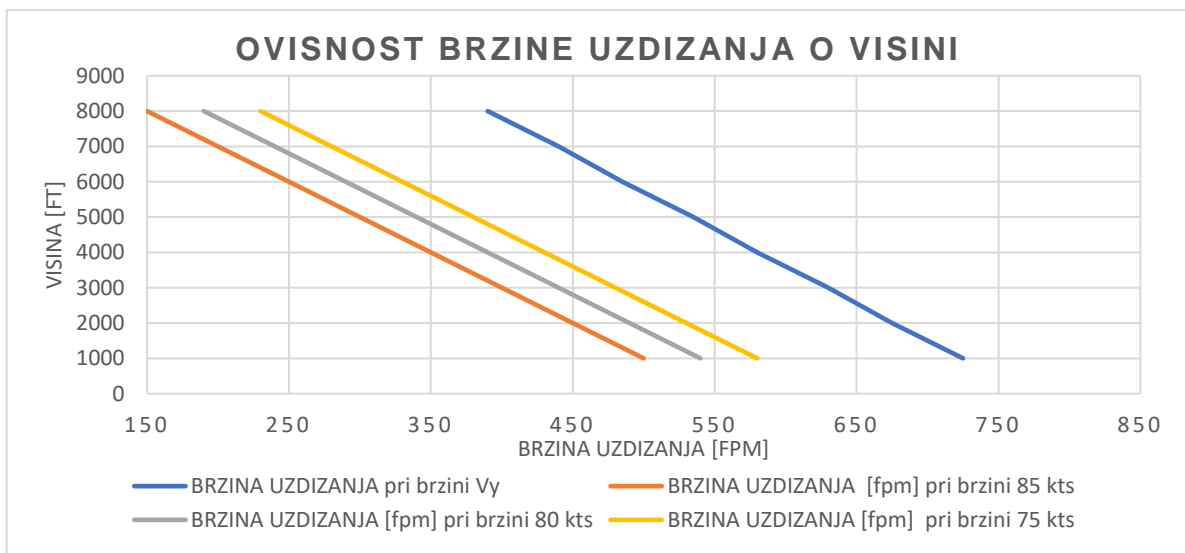
vrijednosti za potrošeno gorivo. Razlika između potrošnje u režimu penjanja sa 75 kts i 85 kts je samo 0,09 Gal što bi značilo da su i moguća odstupanja za pojedini režim istog reda veličine vrijednosti te se zbog toga navedena odstupanja smatraju prihvatljivim.

Udaljenost u penjanju dobivena je pomoću aplikacije „*myTracks*“ koja je bila upaljena na Apple iPad uređaju 9.7“ 6. generacije kakav koriste studenti aeronautike, smjera civilni piloti u svojoj letačkoj obuci. Aplikacija bilježi podatke o prijeđenoj udaljenosti u odnosu na zemlju, nadmorsku visinu, brzinu u odnosu na zemlju te zemljopisne koordinate po x i y osi. Sve podatke snimljene aplikacijom potrebno je konvertirati, a isto je učinjeno pomoću online konvertera pod nazivom „*MyGeodata Converter*“. Nakon što je dobivena udaljenost koju je zrakoplov prešao od polijetanja do postizanja visine od 8000 stopa trebalo je od te vrijednosti oduzeti udaljenost koje su pređene do postizanja visine 1000 stopa te sve udaljenosti koje je zrakoplov letio u horizontalnom letu zbog drugog prometa. Iduća korekcija za udaljenost bila ona za utjecaj vjetra. Iz podataka s aplikacije uzeta je brzina u odnosu na zemlju, a TAS je proračunat iz IAS-a tako da se za svakih 1000 stopa vrijednost IAS-a povećava za 2%. Brzina u odnosu na zemlju je uzeta kao prosječna vrijednost brzina postizanih u vremenu penjanja za svakih tisuću stopa. Uzimana je prosječna vrijednost jer su u pojedinim točkama moguća veća odstupanja zbog naglih promjena smjera i brzine vjetra. Razlika između brzine u odnosu na zemlju i stvarne zračne brzine je kasnije pomnožena s vremenom koje je bilo potrebno za dobivanje visine od 1000 stopa i ista operacija je provedena za svaku tisućicu stopa. S tim množenjem dobili smo udaljenost koja je prijeđena samo zbog utjecaja vjetra. Te vrijednosti su dodane ili oduzimate u ovisnosti radi li se od čeonom ili leđnom vjetru. I naposljetku sve vrijednosti su korigirane zbog utjecaja temperature na isti način kako je opisano za korekcije vremena i potrošenog goriva.

## 6. ANALIZA REZULTATA

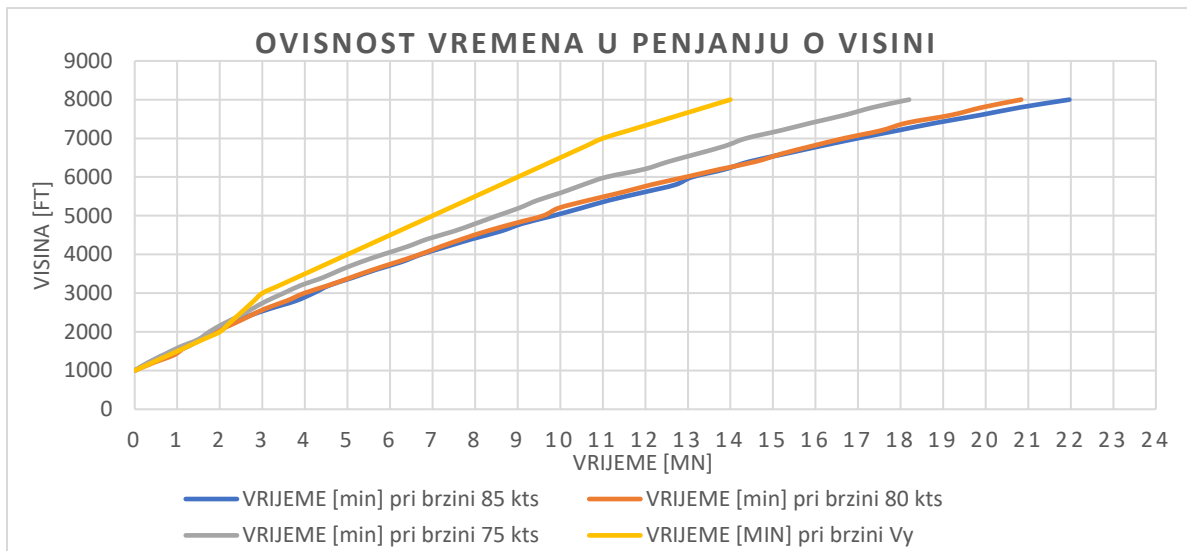
Na sljedećim dijagramima prikazana je usporedba podataka iz sva tri mjerenja i podataka iz tablice 2 kako bi se slikovito predočilo kako se mijenjaju brzina uzdizanja, vrijeme, potrošeno gorivo i udaljenost u penjanju u ovisnosti o visini za različite brzine u penjanju.

Dijagram 1 prikazuje je ovisnost brzine uzdizanja ROC o visini za sve četiri različite brzine u penjanju. Iz dijagrama se jasno vidi kako je brzina uzdizanja najveća pri brzini  $V_y$ , a najmanja pri brzini 85 kts. Brzina uzdizanja za sve četiri brzine kontinuirano opada s povećanjem visine.

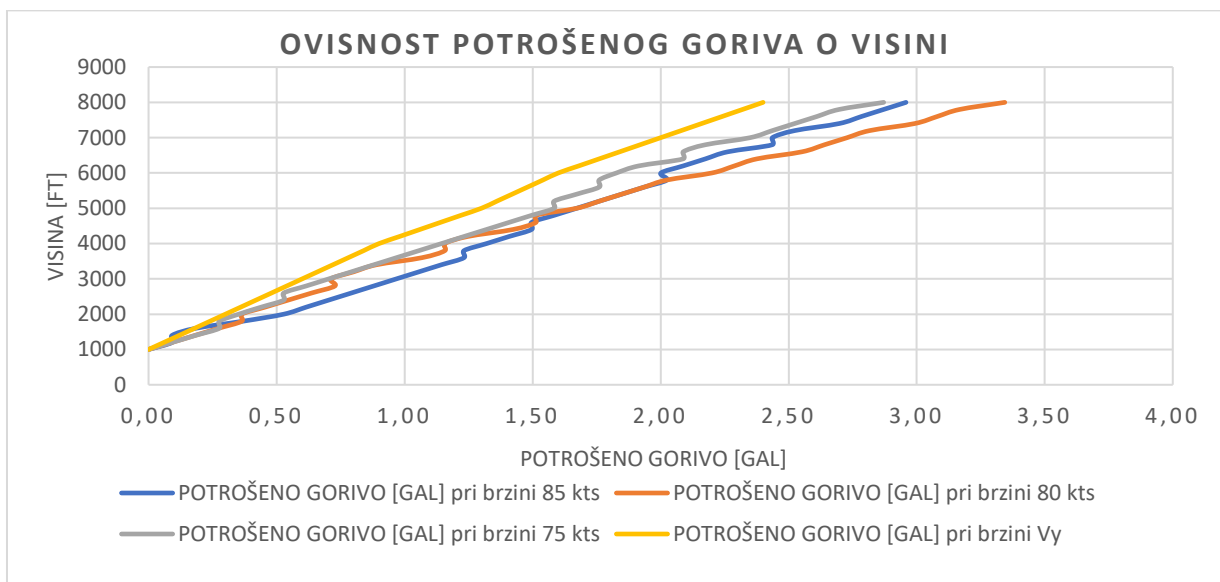


**Dijagram 1.** Ovisnost brzine uzdizanja o visini

Na dijagramu 2 prikazana je ovisnost vremena u penjanju o visini leta pri različitim brzinama u penjanju. Iz dijagrama je vidljivo kako je najviše vremena potrebno za dostizanje visine od 8000 stopa pri brzini od 85 kts, a najmanje pri brzini  $V_y$ . Također je vidljivo kako se ta razlika povećava pri sve većim visinama jer je zbog smanjenja brzine uzdizanja potrebno sve više vremena za penjanje za isti inkrement visine od 200 stopa.



**Dijagram 2.** Ovisnost vremena u penjanju o visini

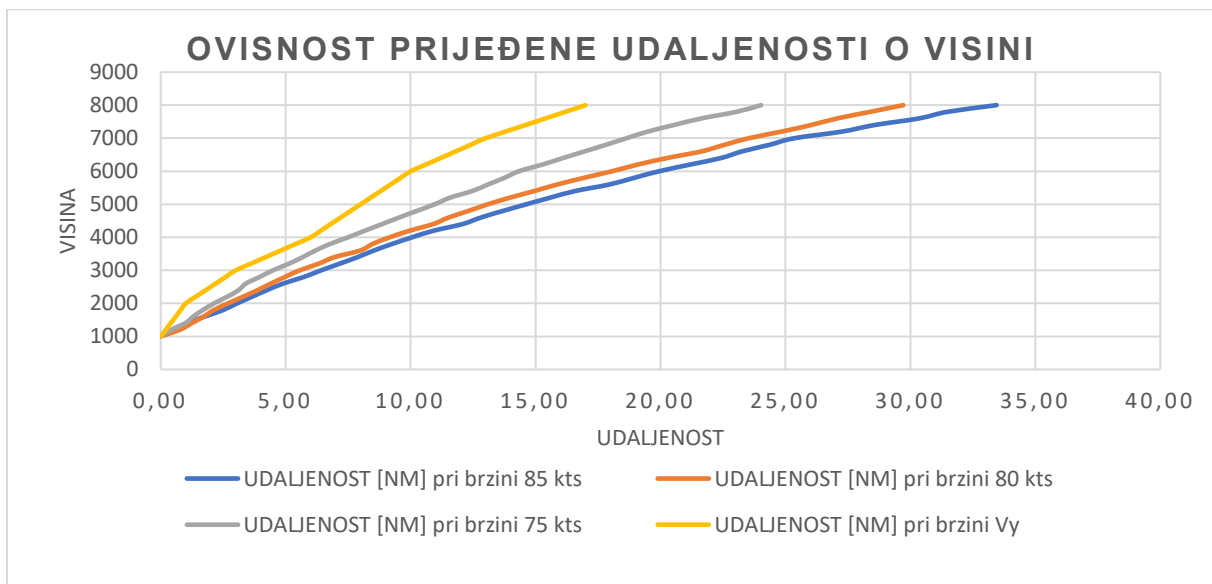


**Dijagram 3.** Ovisnost potrošenog goriva o visini

Dijagram 3 prikazuje ovisnost potrošenog goriva o visini leta pri različitim brzinama u penjanju. Treba uzeti u obzir da je u letovima smjesa goriva i zraka bila osiromašena radi postizanja najvećih brzina okretanja. Motor je za cijelo vrijeme penjanja radio na maksimalnoj snazi tako da potrošnja ovisi o vremenu u kojem motor radi na toj snazi i o stupnju osiromašenja smjese. Pošto je s porastom visine potrebno sve više vremena za penjanja za isti inkrement visine, ali se i smjesa sve više osiromašuje tako da se smatra da potrošnja linearno raste s povećanjem visine. Dijagramom je prikazano da se najmanje goriva potroši pri penjanju s brzinom Vy, a najviše pri brzini 80 kts iako se pretpostavljalo da će se najviše potrošiti pri brzini 85 kts. Detaljnom analizom podataka o potrošnji s EDM-900 uređaja uočeno je kako postoji odstupanja u vrijednostima

potrošnje na visinama 5800-6000 stopa i 6400-6600 stopa što je i vidljivo u tablici 4 za penjanje brzinom 80 kts. U tablici 5 za penjanje brzinom od 85 kts uočeno je da je na visinama 1200-1400 stopa i 3600-3800 stopa zabilježena ista potrošnja, odnosno prikazano je da je potrošeno 0 Gal. Za sve ostale visine potrošnja je približno 0,1 Gal za svakih 200 stopa, a pri ovim visinama 0,2 Gal u tablici 4 i 0 Gal u tablici 5. To su najniža i najviša odstupanja od prosječne vrijednosti od 0,1 Gal pa daju najveću razliku koja iznosi u konačnici 0,38 Gal. Ta nelogičnost u potrošnji može se pripisati greški mjernih uređaja zbog navedenih odstupanja.

Na dijagramu 4 prikazana je ovisnost prijeđene udaljenosti o visini leta pri različitim brzinama penjanja. Iz dijagrama se jasno vidi kako je i bilo očekivano da se najmanja udaljenost u penjanju prijeđe s brzinom  $V_y$ , a najveća s brzinom 85 kts. Nadalje vidljivo je kako se s povećanjem visine udaljenost sve više povećava odnosno krivulja ima sve veći nagib. Razlog tome je što s povećanjem visine opada raspoloživa snaga motora, a automatski time i višak snage što ima za posljedicu smanjenje brzine uzdizanja. Kako se brzina uzdizanja smanjuje potrebno je sve dulje vrijeme za svladavanje visine od po 200 stopa, a kako se TAS isto povećava za dulje vrijeme zrakoplov će prijeći veću udaljenost.



**Dijagram 4.** Ovisnost prijeđene udaljenosti o visini

Napravljena je usporedba podataka dobivenih mjerenjem i podataka iz tablice 2 te je utvrđeno kako je i bilo pretpostavljeno da su vrijednosti tablice 4 i tablice 2 najbližije. Odnosno da brzina penjanja od 75 kts najbolje odgovara brzini za najveću brzinu uzdizanja. Najveća razlika uočena je u usporedbi brzine  $V_y$  i brzine u penjanju 85 kts.

Dakle penjanjem brzinom u rutnom penjanju (eng. *cruise climb speed - Vcc*) koje se izvodi brzinom 5-10 kts većom od brzine za najveću brzinu uzdizanja  $V_y$  od visine 1000 do visine 8000 stopa zrakoplov uz samo 19,58% ili 0,47 Gal veću potrošnju goriva prijeđe čak 96,76% ili 16,45 NM veću udaljenost u penjanju, a isto je prikazano u tablici 6.

Dobiveno je da je potrošnja goriva pri brzinama 75 kts i 85 kts približno jednaka iako se očekivalo da će biti veća pri brzini penjanja od 85 kts jer pri toj brzini dulje penjemo. Kako se radi u relativno malim vrijednostima teško je sa sigurnošću ustanoviti razlog neslaganja pretpostavki i rezultata mjerenja. Ali pretpostavlja se da je razlog nedovoljna preciznost mjernih instrumenata čiji je primjer već naveden i mogućnost da je kod leta brzinom 85 kts smjesa bila više osiromašena što je moglo izazvati manju potrošnju goriva.

**Tablica 6.** Usporedba konačnih podataka iz tablica 3,4 i 5 i tablice 2

BRZINA	VRIJEME[MIN]	POTROŠENO GORIVO[Gal]	UDALJENOST [NM]	RAZLIKA $V_y$ i BRZNE LETA [%]		
				T	F	D
$V_y$	14	2,4	17			
75 kts	18,2	2,96	24,03	30,00	23,33	41,35
80 kts	20,83	3,34	29,71	48,79	39,17	74,76
85 kts	21,97	2,87	33,45	56,90	19,58	96,76

## 7. ZAKLJUČAK

U pilotskom operativnom priručniku je navedena mogućnost korištenja brzina za rutno penjanje, ali nigdje ne postoji tablica s performansama za te brzine u penjanju pa nema mogućnosti za izradu izračuna u navigacijskim planovima. Ovim mjerenjima napravljene su tablice s navedenim performansama te sada postoji mogućnost preciznih izračuna za navigacijske planove.

Eksperimentalnim mjerenjima u letu na zrakoplovu Cessna 172 prikupljeni su podaci o vremenu potrebnom za penjanje do određene visine, potrošenom gorivu, te prijedenoj udaljenosti u penjanju. Sve vrijednosti su korigirane i svedene na uvjete eksploatacije u standardnim atmosferskim uvjetima, a iste su prikazane u tabličnom obliku. Eksperiment je prilagođen operacijama koje se izvode na Hrvatskom zrakoplovnom nastavnom središtu ili HZNS-u gdje se obučavaju budući civilni piloti s Fakulteta prometnih znanosti. Pri tome se misli da zrakoplovi najčešće operiraju na visinama do 8000 stopa penjući s konstantnim indiciranim brzinama koje iznose 75 kts, 80 kts i 85 kts. Podaci su uzimani za svakih 200 stopa od visine 1000 do 8000 stopa kako bi dobili preciznije podatke umjesto samo svakih 1000 stopa kako inače zna biti navedeno u POH-u za neke druge izračune.

Kada god je to moguće izvesti zbog potrebe sigurnosnog nadvisivanja prepreka ili praćenje odlaznih procedura preporučuje se korištenje brzina za rutno penjanje  $V_{cc}$  odnosno brzina koje su za 5-10 kts veće od brzine  $V_y$  što je za Cessnu 172 80-85 kts.

Brzina u rutnom ili krstarećem penjanju  $V_{cc}$  daje tri pogodnosti. Kao prvo povećanjem brzine opstrujavanja zraka poboljšava se hlađenje motora što je osobito bitno kod klipnih motora. Sljedeća pogodnost je što se s tom brzinom na destinaciju dolazi brže. Iako se gubi dio performansi za penjanje za većinu zrakoplova je to prihvatljivo ili čak i zanemarivo jer se u zamjenu za samo mali gubitak performansi dobiva značajniji porast progresivne brzine leta. I na poslijetku dobiva se bolja vidljivost ispred zrakoplova za orijentaciju i uočavanje drugog prometa zbog blažeg kuta penjanja što je osobito poželjno pri korištenju vizualnih pravila letanja. Smanjeni kut položaja nosa zrakoplova povećava ugodnost leta putnicima, a Ako se leti na deprešuriziranim zrakoplovima manja brzina uzdizanja ublažava osjećaj promjene tlaka.

## LITERATURA

- [1] »boldmethod,« [Mrežno]. Dostupno: [www.boldmethod.com](http://www.boldmethod.com). [Pokušaj pristupa 29.08.2020].
- [2] D. Franjković, 9 - *CLIMB and DESCENT General Principles*. Prezentacija.
- [3] D. Novak, »Izračun vremena, prijeđene udaljenosti i potrošenog goriva po fazama leta,« u *Planiranje letenja i performanse II*, Zagreb, Fakultet prometnih znanosti, 2015, pp. 13-17.
- [4] D. Franjković, *TAKE-OFF General principles*. Prezentacija.
- [5] JAR-FCL, 07/2006. CAP-697CAA Examinations Flight Planning Manual [Mrežno]. Dostupno: [moodle.srce.hr](http://moodle.srce.hr) [Pokušaj pristupa 29.08.2020].
- [6] Cessna, *Pilot's Operating Handbook, Skyhawk model 172N*, Registration 9A-DMB, Revision 1; 2020. Wichita, Kansas, 1977.
- [7] JP Instruments, »J.P. Instruments,« 2017. [Mrežno]. Dostupno: <https://www.jpinstruments.com>. [Pokušaj pristupa 29.08.2020].
- [8] myTracks, Version 7.1.1 ur., Dirk Stichling. Mobilna aplikacija.

## POPIS SLIKA

<b>Slika 1</b> Sile u penjanju [1].....	3
<b>Slika 2.</b> Graf promjene brzine uzdizanja u ovisnosti o indiciranoj brzini [2] .....	4
<b>Slika 3.</b> Graf promjene dostupne i raspoložive snage s visinom [2] .....	5
<b>Slika 4.</b> Graf promjene gradijenta penjanja s visinom [2] .....	6
<b>Slika 5.</b> Promjena gradijenta penjanja u ovisnosti o konfiguraciji [4] .....	10
<b>Slika 6.</b> Dijagram vremena, goriva i udaljenosti u penjanju .....	11
<b>Slika 7.</b> Zrakoplov s kojim su izvršena eksperimentalna mjerenja .....	13
<b>Slika 8.</b> Motorski instrument EDM-900 .....	16
<b>Slika 9.</b> Prikaz indikacije na variometru u spuštanju .....	17
<b>Slika 10.</b> Ruta LDZL-LDOS [8] .....	19
<b>Slika 11.</b> Ruta LDOS-LDZL [8] .....	19
<b>Slika 12.</b> Ruta LDZL-LDRI-LDZL [8].....	21



## POPIS KRATICA

AoC	(Angle of Climb) Kut penjanja
IAS	(Indicated Air Speed) Indicirana zračna brzina
KTS	(Knots) Čvorovi
MAP	(Manifold Air Pressure) Tlak punjenja motora
NAM	(Nautical Air Mile) Nautička zračna milja
NGM	(Nautical Ground Mile) Nautička zemaljska milja
PA	(Power available) Dostupna snaga
PR	(Power required) Potrebna snaga
ROC	(Rate of climb) Brzina uzdizanja
RPM	(Revolution Per Minute) Okretaju u minuti
TAS	(True Air Speed) Stvarna zračna brzina
$V_{md}$	(Minimum drag speed) Brzina za najmanji otpor
$V_y$	(Speed for the best rate of climb) Brzina za najveću brzinu uzdizanja
$V_x$	(Speed for Best Angle of Climb) Brzina za najbolji kut

## **POPIS TABLICA**

<b>Tablica 1.</b> Korekcija brzine uzdizanja u ovisnosti o temperaturi.....	14
<b>Tablica 2.</b> Vrijeme, gorivo i udaljenost u penjanju .....	20
<b>Tablica 3.</b> Vrijeme, gorivo i udaljenost u penjanju sa brzinom 75 kts.....	23
<b>Tablica 4.</b> Vrijeme, gorivo i udaljenost u penjanju sa brzinom 80 kts.....	24
<b>Tablica 5.</b> Vrijeme, gorivo i udaljenost u penjanju sa brzinom 85 kts.....	25
<b>Tablica 6.</b> Usporedba konačnih podataka iz tablica 3,4 i 5 i tablice 2 .....	31

## **POPIS DIJAGRAMA**

<b>Dijagram 1.</b> Ovisnost brzine uzdizanja o visini.....	28
<b>Dijagram 2.</b> Ovisnost vremena u penjanju o visini .....	29
<b>Dijagram 3.</b> Ovisnost potrošenog goriva o visini.....	29
<b>Dijagram 4.</b> Ovisnost prijeđene udaljenosti o visini.....	30



Sveučilište u Zagrebu  
Fakultet prometnih znanosti  
10000 Zagreb  
Vukelićeva 4

### IZJAVA O AKADEMSKOJ ČESTITOSTI I SUGLASNOST

Izjavljujem i svojim potpisom potvrđujem kako je ovaj završni rad

isključivo rezultat mog vlastitog rada koji se temelji na mojim istraživanjima i oslanja se na objavljenu literaturu što pokazuju korištene bilješke i bibliografija.

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

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

Svojim potpisom potvrđujem i dajem suglasnost za javnu objavu završnog rada

pod naslovom **Određivanje performansi jednomotornog klipnog zrakoplova u različitim režimima penjanja**

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

U Zagrebu, 9/2/2020

Student/ica:

*Filip Ivanić*  
(potpis)