

# Mjerenje performansi zrakoplova Diamond DV20 Katana

---

Vugec, Lukša

Undergraduate thesis / Završni 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:119:782696>

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

*Download date / Datum preuzimanja:* **2024-12-26**



*Repository / Repozitorij:*

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



**SVEUČILIŠTE U ZAGREBU  
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI**

Lukša Vugec

**MJERENJE PERFORMANSI ZRAKOPLOVA DIAMOND DV20 KATANA**

Završni rad

Zagreb, 2024

Zagreb, 15. svibnja 2024.

Zavod: **Zavod za aeronautiku**  
Predmet: **Teorija leta II**

## ZAVRŠNI ZADATAK br. 7621

Pristupnik: **Lukša Vugec (0135265055)**  
Studij: **Aeronautika**  
Smjer: **Pilot**  
Usmjerenje: **Civilni pilot**

Zadatak: **Mjerenje performansi zrakoplova Diamond DV20 Katana**

### Opis zadatka:

Za potrebe izrade pilotskog priručnika, potrebno je moći izmjeriti performanse tijekom leta zrakoplova. Danas postoji nekoliko metoda kojima je moguće odrediti maksimalnu brzinu leta zrakoplova u funkciji visine leta.

Zadatak završnog rada je odabrati i opisati metodu za određivanje maksimalne brzine leta zrakoplova s klipnim pogonom te odabranu metodu primijeniti na zrakoplovu Diamond DV20 Katana. Dobivene podatke potrebno je usporediti s podacima objavljenim u pilotskom priručniku zrakoplova te komentirati.

Mentor:

Predsjednik povjerenstva za  
završni ispit:

---

izv. prof. dr. sc. Karolina Krajček Nikolić

Sveučilište u Zagrebu  
Fakultet prometnih znanosti

## ZAVRŠNI RAD

**MJERENJE PERFORMANSI ZRAKOPLOVA DIAMOND DV20 KATANA**

**PERFORMANCE MEASURING OF AIRCRAFT DV20 KATANA**

Mentorica:

izv. prof. dr. sc. tech. Karolina Krajček Nikolić

Student: Lukša Vugec

JMBAG: 0135265055

Zagreb, srpanj 2024.

## **SAŽETAK**

U ovom radu analiziraju se performanse zrakoplova Diamond DV20 Katana opremljenog s Rotax 912 S3 motorom. Sadržaj rada fokusira se na mjerenje performansi zrakoplova u letu te usporedbu dobivenih podataka s podacima dostupnima u pilotskom priručniku za Diamond DV20 Katana. Postoji više performansi koje se mogu mjeriti tijekom leta, a u ovom radu fokus je na određivanju maksimalne brzine zrakoplova u odnosu na visinu leta. U radu je opisan postupak praktičnog određivanja maksimalne brzine zrakoplova u odnosu na visinu po gustoći pri maksimalnoj trajnoj snazi. Opisane su greške koje se javljaju pri praktičnom ispitivanju performansi zrakoplova. Opisan je teoretski postupak određivanja maksimalne brzine te su uspoređeni podaci dobiveni praktičnim mjerenjem brzine i podaci dobiveni analitičkom metodom. U radu su navedeni parametri atmosfere i njihov utjecaj na performanse zrakoplova i motora.

Ključne riječi: Diamond DV20 Katana; mjerenje performansi; maksimalna brzina zrakoplova

## **SUMMARY**

In this thesis, the performance of Diamond DV20 Katana airplane equipped with Rotax 912 S3 engine is measured. Content of the thesis focuses on measuring the performance of the airplane in flight and comparing the measured data with the data that is available in the flight manual for Diamond DV20 Katana. There are a lot of performance that can be measured in flight, but this thesis will focus on determining the maximum speed of the aircraft relative to altitude. Multiple methods of practical measuring of maximum speed are described in this thesis but one method is chosen for the practical part of this thesis and possible mistakes of practical measuring are explained. Theoretical method for calculating the maximum speed is explained and the results are compared with the data obtained during practical testing. The thesis explains parameters of the atmosphere and how they contribute to the performance of the airplane and engine.

Keywords: Diamond DV20 Katana, measuring the performance, maximum speed of the airplane

# SADRŽAJ

1. UVOD .....	1
2. KARAKTERISTIKE ZRAKOPLOVA DIAMOND DV20 KATANA .....	2
2.1. Konstrukcija zrakoplova .....	2
2.2. Upravljačke površine .....	2
2.3. Motor Rotax 912 S3.....	2
2.4. Performanse zrakoplova iz pilotskog priručnika .....	4
2.5. Elisa zrakoplova .....	6
3. KARAKTERISTIKE ATMOSFERE .....	8
3.1. Standardna atmosfera.....	8
3.2. Gustoća zraka .....	10
3.3. Visina zrakoplova.....	11
3.4. Atmosferski uvjeti.....	13
4. KALIBRACIJA ZRAKOPLOVNOG BRZINOMJERA.....	15
4.1. Sustav zrakoplovnog brzinomjera .....	15
4.2. Greške zrakoplovnog brzinomjera.....	16
5. ODREĐIVANJE MAKSIMALNE BRZINE ZRAKOPLOVA.....	20
5.1. Analitičko određivanje maksimalne brzine zrakoplova.....	20
5.2. Opis procedure praktičnog mjerenja maksimalne brzine zrakoplova.....	26
5.3. Tijek praktičnog mjerenja maksimalne brzine zrakoplova .....	29
5.4. Usporedba podataka određivanja performansi matematičkom metodom i praktičnim mjerenjem .....	33
6. ZAKLJUČAK.....	36
LITERATURA.....	37
POPIS SLIKA .....	38
POPIS GRAFIKONA.....	39
POPIS TABLICA.....	40

## 1. UVOD

Praktično ispitivanje performansi zrakoplova jedan je od neophodnih testova prilikom certificiranja zrakoplova. Većina performansi zrakoplova može se odrediti analitičkim metodama i pomoću aerodinamičkih karakteristika dobivenih testiranjima na manjim modelima zrakoplova u aerotunelu, ali tek će se tijekom ispitnog leta prikazati karakteristike leta tog zrakoplova te nedostaci koji se moraju ukloniti prije početka proizvodnje tog zrakoplova. Performanse zrakoplova koje se mogu mjeriti tijekom leta su: performanse tijekom penjanja zrakoplova, brzina sloma uzgona i maksimalni koeficijent uzgona, performanse pri polijetanju, maksimalna brzina, dolet i istrajnost, statička i dinamička uzdužna stabilnost i još mnoge druge performanse.

Glavna tema ovog rada je mjerenje maksimalne brzine zrakoplova pri maksimalnoj trajnoj snazi. Zrakoplov koji će se koristiti za mjerenje maksimalne brzine je Diamond DV20 Katana, zrakoplov kompozitne strukture opremljen je s Rotax 912 S3 motorom i elisom s promjenjivim korakom.

Rad se sastoji od šest poglavlja. Poslije uvoda u drugom poglavlju opisane su karakteristike zrakoplova Diamond DV20 Katana te su prikazane performanse zrakoplova dostupne u pilotskom priručniku za zrakoplov. U trećem poglavlju opisane su karakteristike atmosfere te kako se atmosfera mijenja ovisno o visini što je od izuzetne važnosti za izradu ovog rada zbog konstruiranja grafa ovisnosti funkcije visine i maksimalne brzine zrakoplova. U četvrtom poglavlju opisana je metoda kalibracije zrakoplovnog brzinomjera te je ista metoda provedena za zrakoplov Diamond DV20 Katanu. U petom poglavlju opisana je metoda određivanja maksimalne brzine zrakoplova pri maksimalnoj trajnoj snazi s pomoću analitičke metode i metode praktičnog mjerenja te su iste metode provedene za zrakoplov Diamond DV20 Katana. U petom poglavlju uspoređeni su rezultati dobiveni analitičkom metodom i metodom praktičnog mjerenja. U zaključku je navedena važnost praktičnog mjerenja performansi zrakoplova.

## **2. KARAKTERISTIKE ZRAKOPLOVA DIAMOND DV20 KATANA**

### **2.1. Konstrukcija zrakoplova**

Trup zrakoplova je semi-monokok konstrukcije, a izrađen je od polimera ojačanim staklenim vlaknima. Materijal za zaštitu od požara na protupožarnom zidu na strani motora je izrađen od nehrđajućeg čelika.

Krila su izrađena od polimera ojačanog ugljičnim vlaknima te su semi-monokok sendvič konstrukcije, ramenjača je također izrađena od polimera ojačanog ugljičnim vlaknima. Krilca i zakrilca su izrađena od istog materijala kao i ostatak krila, a na trup se spajaju s pomoću aluminijskih veza i tri vijka po krilu.

Kormilo smjera i kormilo dubine su semi-monokok sendvič konstrukcije. Vertikalni stabilizator sadrži antenu za radio komunikaciju, a horizontalni stabilizator sadrži antenu za navigacijsku opremu.

### **2.2. Upravljačke površine**

Krilca i kormilo dubine su upravljani preko poluga, a kormilo smjera je upravljano preko kablova. Zakrilca imaju tri moguće pozicije: pozicija za krstarenje, pozicija za polijetanje, i pozicija za slijetanje i upravljaju se s pomoću električnog motora.

Zrakoplov je opremljen trimerom kormila visine.

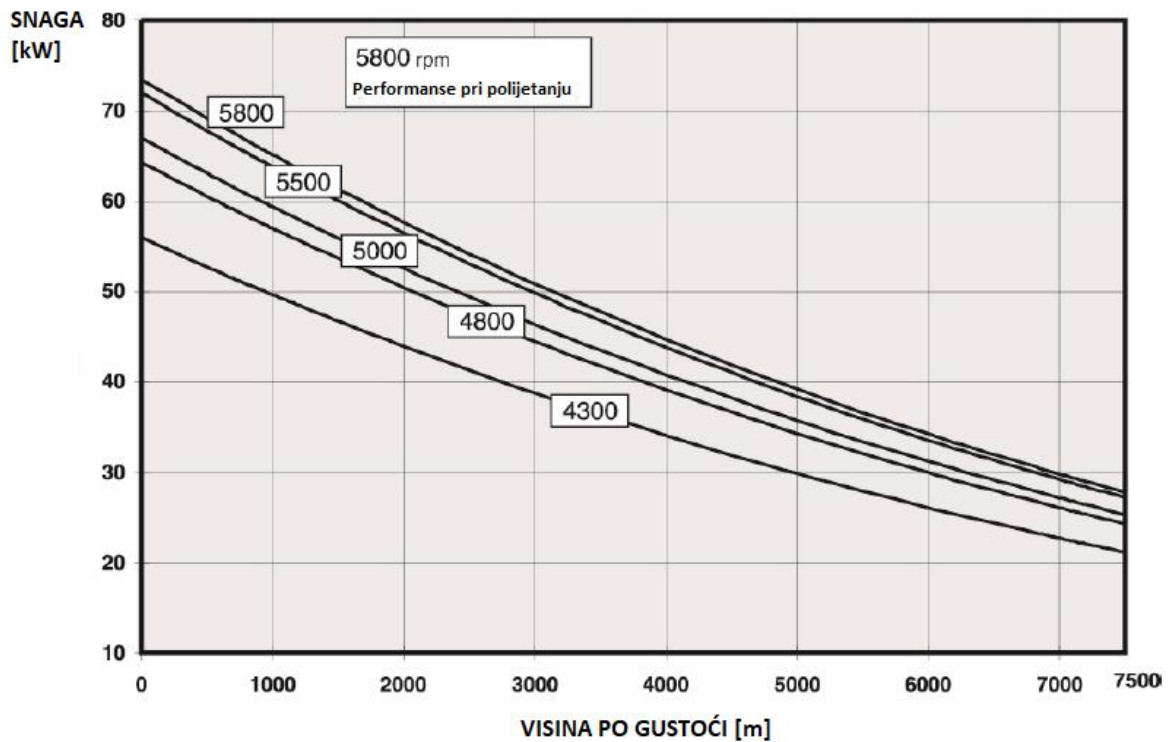
### **2.3. Motor Rotax 912 S3**

Zrakoplov na kojem će se izvesti praktično mjerenje brzine opremljen je Rotax 912 S3 motorom. To je četverocilindrični, četverotaktni bokser motor. Glave cilindara motora su hladene tekućinom, a tijela cilindara su hladena zrakom. Elisa zrakoplova se pogoni s pomoću reduktora s omjerom redukcije 2.43:1. Motor ima zapremninu 1.352 litara, maksimalnu snagu pri polijetanju od 73.5 kW pri 5800 RPM-a. Maksimalna snaga za polijetanje je ograničena na korištenje do pet minuta i zbog tog razloga ona se neće koristiti tijekom praktičnog ispitivanja maksimalne brzine zrakoplova. Maksimalna trajna snaga iznosi 69 kW pri 5500 RPM-a te se ona može koristiti za neograničeni period trajanja i zbog tog razloga će se koristiti za određivanje maksimalne brzine zrakoplova. Motor je bez sustava za prednabijanje te će zbog toga performanse motora opadati s visinom zbog smanjenja gustoće zraka. Performanse motora su prikazane s pomoću tablica i grafova.

Grafikon 1 prikazuje gubitak performansi motora u ovisnosti s povećanjem visine. Prikazane su funkcije ovisnosti snage motora i visine pri 5800, 5500, 5000, 4800, i 4300



okretaja po minuti i pri punom odklonu ručice snage motora. Pri uvjetima gdje se temperatura razlikuje od standardne temperature potrebno je korigirati snagu motora tako da se snaga motora pri standardnim uvjetima pomnoži s omjerom standardne i stvarne temperature.



**Grafikon 1:** Performanse motora u odnosu na visinu po gustoći [1]

U slučaju kada se temperatura razlikuje od standardne temperature korekcija snage se vrši po jednadžbi (1):

$$P_{mot} = P_{stand} \frac{T_{standard}}{T_{act}} \quad (1)$$

gdje oznake imaju sljedeće značenje:

- $P_{mot}$  – stvarna snaga motora
- $P_{stand}$  – standardna snaga motora pri standardnoj temperaturi na visini
- $T_{standard}$  – standardna temperatura na određenoj visini
- $T_{act}$  – stvarna temperatura na određenoj visini

Performanse motora pri različitim brojevima okretaja prikazane su grafički u tablici 1 koju je izdao proizvođač motora.

U tablici 1 dodatno su crvenom bojom označene performanse motora pri maksimalnoj trajnoj snazi zato što se maksimalna brzina u ovom radu određuje pri radu motora na maksimalnoj trajnoj snazi. Također bitan je podatak o potrošnji goriva te ona iznosi 25 l/h pri

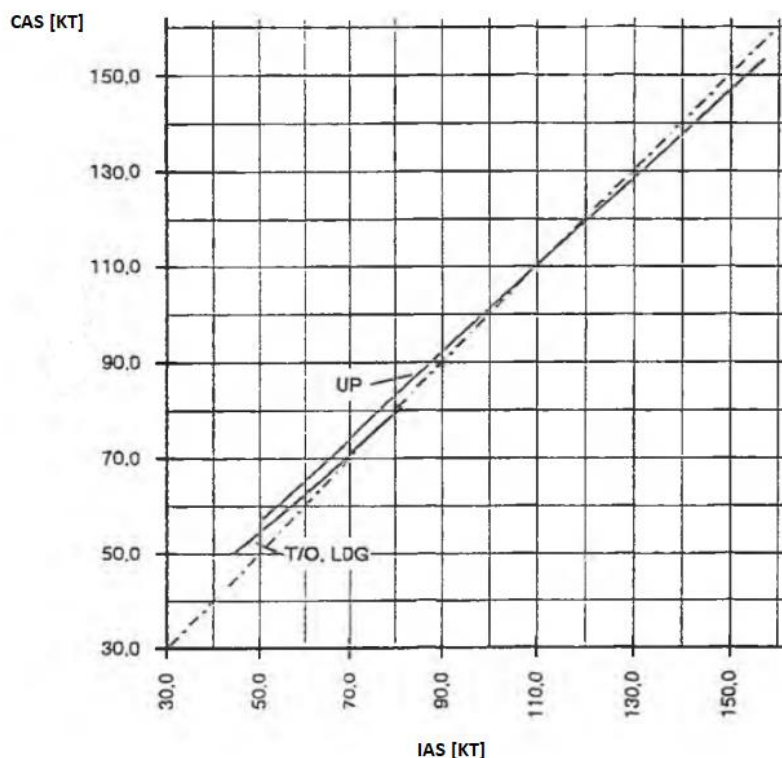
maksimalnoj trajnoj snazi, a specifična potrošnja goriva pri toj snazi iznosi 285 g/kWh na srednjoj morskoj razini.

**Tablica 1:** Performanse motora ovisno o postavljenom broju okretaja motora i tlaku punjenja motora prema [1]

Postavke snage	Broj okretaja motora [RPM]	Snaga motora [kW] / [HP]	Okretni moment [Nm] / [ft. lb]	Tlak punjenja [in. HG]
Snaga pri polijetanju	5800	73.5 / 100	121.0 / 89.24	27.5
<b>Maksimalna trajna snaga</b>	<b>5500</b>	<b>69.0 / 90</b>	<b>119.8 / 88.36</b>	<b>27</b>
75%	5000	51.0 / 68	97.4 / 71.84	26
65%	4800	44.6 / 60	88.7 / 65.42	26
55%	4300	38.0 / 50	84.3 / 62.17	24

#### 2.4. Performanse zrakoplova iz pilotskog priručnika

Za obavljanje normalnih operacija zrakoplovom Diamond DV20 Katana performanse su prikazane s pomoću grafikona ili tablica u pilotskom priručniku. U ovom radu prikazane su tablice i grafikoni iz priručnika koji će se koristiti za određivanje parametara potrebnih za dobivanje rezultata maksimalne brzine zrakoplova.

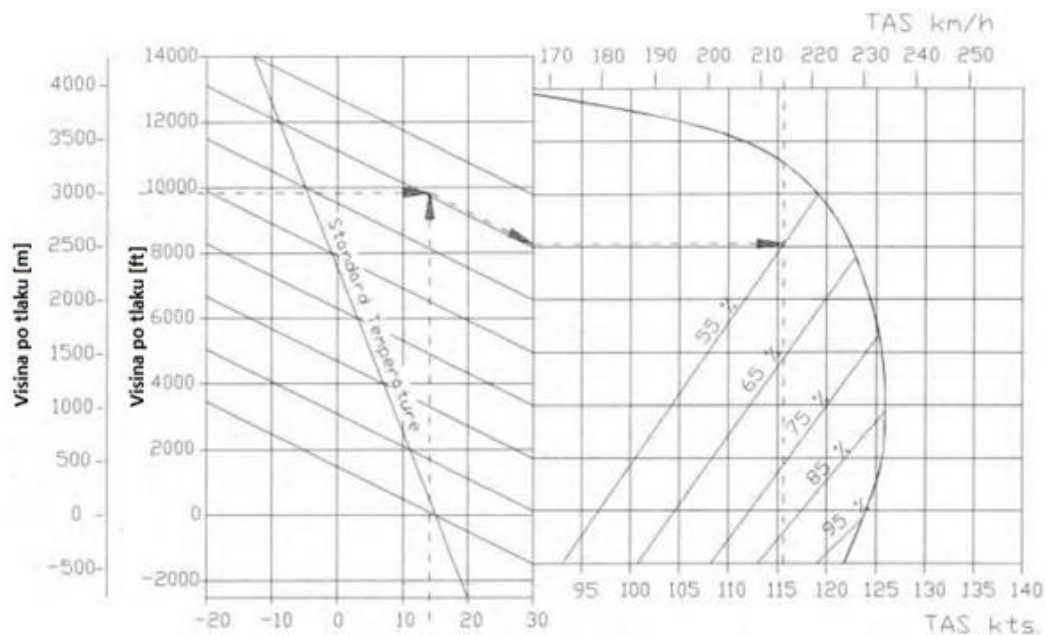


**Grafikon 2:** prikaz ovisnosti indicirane brzine  $V_i$  (IAS) i kalibrirane brzine  $V_{cal}$  (CAS) [2]

U grafikonu 2 prikazana je ovisnost indicirane ili prividne brzine zrakoplova  $V_i$  (IAS) u odnosu na kalibriranu brzinu zrakoplova  $V_{cal}$  (CAS). Ovaj graf je od velike važnosti za određivanje maksimalne brzine zrakoplova zbog razloga što prikaznik brzine u zrakoplovu prikazuje indiciranu brzinu, a za krajnji izračun je potrebna kalibrirana brzina. Odnosi brzina bit će objašnjeni u narednim poglavljima rada.

Za određivanje brzine krstarenja zrakoplova koristi se graf 3 iz priručnika iz kojega se s pomoću podataka visini, temperaturi zraka, i postavkama snage određuje brzina krstarenja.

Prilikom upravljanja zrakoplovom pilot treba paziti da ne prekorači dozvoljene maksimalne brzine kako ne bi došlo do oštećenja konstrukcije zrakoplova. Brzine koje su značajne za ovaj rad su  $V_{NO}$  i  $V_{NE}$ .  $V_{NO}$  je maksimalna strukturalna brzina krstarenja, to je brzina preko koje zrakoplov smije ići jedino u uvjetima mirnog zraka te uz dodatan oprez preko te brzine, na brzinomjeru je označena žutim lukom.  $V_{NE}$  je brzina koja se nikako ne smije prijeći tijekom operacija zrakoplovom, na brzinomjeru jer prikazana crvenom linijom. Operativne brzine su prikazane u tablici 2.



**Grafikon 3:** Određivanje brzine krstarenja pri odabranoj postavci snage za zrakoplov Diamond DV20 Katana [2]

**Tablica 2:** Ograničenja brzina zrakoplova prema [2]

$V_i$ (IAS)	[kt]	[km/h]	Opis
$V_A$	104	193	Manevarska brzina zrakoplova
$V_{FE}$	81	150	Maksimalna brzina sa izvučenim zakrilcima
$V_{NO}$	<b>117</b>	<b>217</b>	<b>Maksimalna strukturalna brzina krstarenja</b>
$V_{NE}$	<b>161</b>	<b>298</b>	<b>Maksimalna brzina zrakoplova</b>

Za potrebu određivanja mase zrakoplova za teoretski postupak određivanja maksimalne brzine zrakoplova u odnosu na visinu, koristit će se podaci dostupni u pilotskom priručniku prikazani u tablici 3.

**Tablica 3:** Performanse u krstarenju za zrakoplov Diamond DV20 Katana [2]

Visina po tlaku		Standardna temperatura		Snaga motora u % maksimalne trajne snage											
				55 %				65 %				75 %			
				RPM	MP	Potrošnja goriva		RPM	MP	Potrošnja goriva		RPM	MP	Potrošnja goriva	
ft.	m	°C	°F	*100	in. Hg	l/h	gal/hr	*100	in. Hg	l/h	gal/hr	*100	in. Hg	l/h	gal/hr
0	0	15	59	19	24.7	13.6	3.6	20	25.7	15.6	4.1	21	27.0	18.0	4.8
2000	600	11	52	19	24.0	14.4	3.8	20	24.7	16.0	4.2	22	25.7	18.4	4.9
4000	1200	7	45	19	23.3	15.6	4.1	21	23.3	16.8	4.4	22.6	24.3	19.6	5.2
6000	1800	3	38	20	22.0	16.8	4.4	22	22.7	19.6	5.2	22.6	23.3	23.2	6.1
8000	2400	-1	31	21	21.0	18.0	4.8	22	21.7	21.2	5.6	22.6	22.0 <sup>x</sup>	23.6 <sup>x</sup>	6.2 <sup>x</sup>
10000	3000	-5	24	22	19.7	19.2	5.1	22.6	20.3 <sup>x</sup>	22.4 <sup>x</sup>	5.9 <sup>x</sup>				
12000	3600	-8	17	22.6	18.0 <sup>x</sup>	20.4 <sup>x</sup>	5.4 <sup>x</sup>								

Visina po tlaku		Standardna temperatura		85 %				95 %				105 %			
				RPM	MP	Potrošnja goriva		RPM	MP	Potrošnja goriva		RPM	MP	Potrošnja goriva	
				ft.	m	°C	°F	*100	in. Hg	l/h	gal/hr	*100	in. Hg	l/h	gal/hr
0	0	15	59	22.6	27.7	22.0	5.8	22.6	28.3	26.0	6.9	23.8	29.7 <sup>x</sup>	30.0 <sup>x</sup>	7.9 <sup>x</sup>
2000	600	11	52	22.6	26.7	22.4	5.9	22.6	27.7 <sup>x</sup>	26.8 <sup>x</sup>	7.1 <sup>x</sup>				
4000	1200	7	45	22.6	25.7 <sup>x</sup>	25.2 <sup>x</sup>	6.7 <sup>x</sup>								

Tablica 3 je potrebna za određivanje mase zrakoplova pri određenim visinama za dobivanje teoretskog izračuna maksimalne brzine zrakoplova u odnosu na visinu po gustoći pri maksimalnoj trajnoj snazi. Iz tablice će se odrediti potrošno gorivo u litrama te će se potrošeno gorivo pomnožiti za faktorom 0.75 kako bi se dobio podatak o masi potrošenog goriva i sukladno tome dobio podatak o masi zrakoplova u danom trenutku.

## 2.5. Elisa zrakoplova

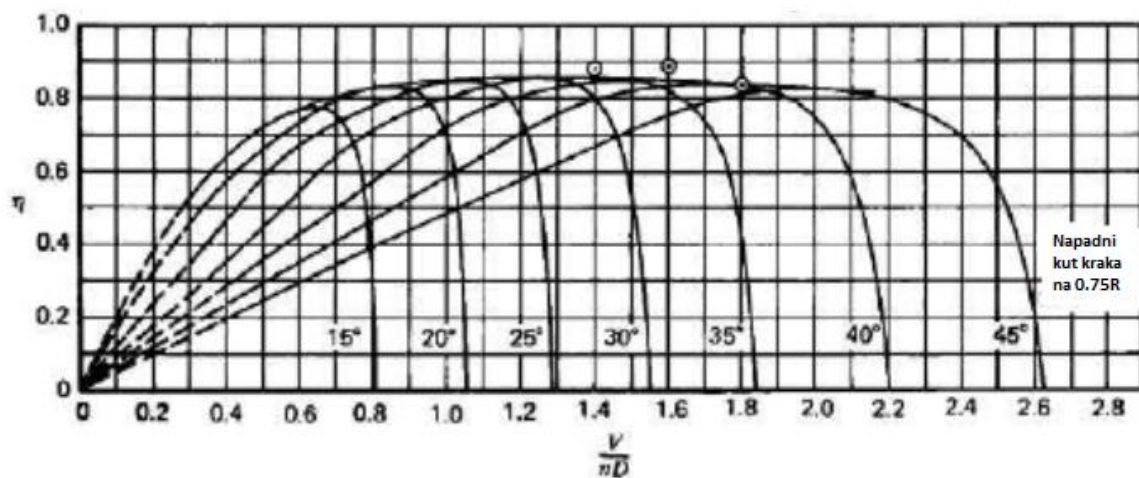
Zrakoplov Diamond DV20 Katana opremljen je s elisom Hoffmann HO-325F/170FQ. To je dvokraka elisa s hidrauličkim reguliranim stalnim korakom. Odabrani broj okretaja elise će biti održavan u operativnim granicama s pomoću regulatora okretaja. Za povećanje nagiba krakova elise koristi se ulje pod tlakom. Promjer elise je 1.7 m, a raspon koraka elise je 15°-35°. Tijekom dobivanja podataka o maksimalnoj brzini zrakoplova bit će nam potreban podatak o stupnju korisnog djelovanja propelera.

$$\eta = \frac{\text{korisna snaga}}{\text{uložena snaga}} \quad (2)$$

Stupanj korisnog djelovanja elise je potreban za izračun korisne snage elise, koja će nam biti potrebna za izračun maksimalne brzine zrakoplova.

$$P_A = \eta P_{mot} \quad (3)$$

Korisna snaga se dobije umnoškom stupnja korisnog djelovanja elise i snage motora. Stupanj korisnog djelovanja elise je uvijek manji od 1, a najveći je kod velikih brzina envelope zrakoplova. U operativnom priručniku zrakoplova Diamond DV20 Katana nije dostupan podatak o stupnju korisnog djelovanja elise pa će se koristiti stupanj iskoristivosti od 0.85 ili 85 %. Graf 4 prikazuje ovisnost stupnja korisnog djelovanja elise i koeficijenta napredovanja za elisu s konstantnim brojem okretaja.



**Grafikon 4:** Ovisnost stupnja korisnog djelovanja elise i koeficijenta napredovanja elise s konstantnim brojem okretaja [3]

### 3. KARAKTERISTIKE ATMOSFERE

#### 3.1. Standardna atmosfera

Za svrhu ostvarivanja standarda između svih korisnika zračnog prostora, međunarodna organizacija za civilno zrakoplovstvo ICAO je s pomoću mnogih eksperimenata 1975. godine prihvatila parametre standardne atmosfere do visine od 80 km visine. Za svrhe ovog rada bit će potrebni podaci o troposferi.

Troposfera je najniži sloj zemljinog plinskog omotača i prostire se do visine od 16 km na području ekvatora i do otprilike 8 km na području polova. Gradijent temperature u troposferi je -6.5 K na svakih 1000 m.

Za određivanje ostalih parametara atmosfere potrebno je postaviti nekoliko pretpostavki.

1. Sastav atmosfere je savršeni plin te za njega vrijedi jednadžba

$$p = \rho R T \quad (4)$$

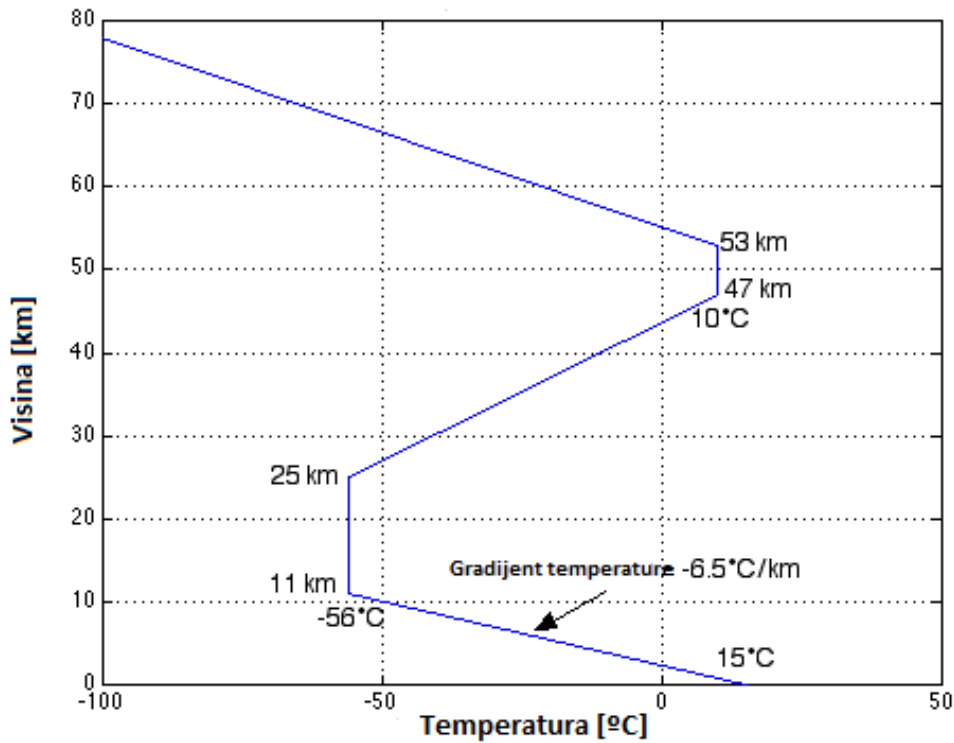
- $p$  – tlak zraka
  - $\rho$  – gustoća zraka
  - $T$  – temperatura zraka
  - $R$  - plinska konstanta ( $287.053 \text{ Nmkg}^{-1}\text{K}^{-1}$ )
2. Temperatura se smanjuje linearno s povećanjem visine do visine od 36089 ft ili 11000 m, što predstavlja gornju granicu atmosfere
  3. Temperatura u stratosferi je konstantna i iznosi 216.65 K

Za određivanje standardne temperature pri određenoj visini koristi se jednadžba:

$$T = T_b + \beta(H - H_b) \quad (5)$$

- $T$  – temperatura na određenoj visini
- $T_b$  – početna temperatura
- $\beta$  – Temperaturni gradijent
- $H$  – određena visina
- $H_b$  – početna visina

Graf 5 prikazuje promjenu temperature u odnosu na visinu u standardnoj atmosferi.



**Grafikon 5:** Prikaz ovisnosti temperature i visine u standardnoj atmosferi [4]

Za definiranje parametara atmosfere mogu se koristiti omjeri. Omjer tlaka se može definirati kao:

$$\delta = \frac{p}{p_0} = \left[1 + \frac{\beta}{T_b}(H - H_b)\right]^{\left(\frac{-g_n}{\beta R}\right)} \quad (6)$$

- $p$  – tlak zraka na visini
- $p_0$  – tlak zraka na razini mora (101325 Pa)
- $g_n$  – ubrzanje Zemljine sile teže (9.81 ms<sup>-2</sup>)

Omjer gustoće se može definirati kao:

$$\sigma = \frac{\rho}{\rho_0} = \left[1 + \frac{\beta}{T_b}(H - H_b)\right]^{\left(\frac{-g_n}{\beta R} - 1\right)} \quad (7)$$

- $\rho_0$  – gustoća zraka na razini mora (1.225 kgm<sup>-3</sup>)
- $\rho$  – gustoća zraka na visini

Važno je napomenuti da se atmosfere u većini slučajeva razlikuje od standardne atmosfere te se mjerenje performansi zrakoplova vrši u ne standardnoj atmosferi. Nakon mjerenja performansi vrši se korekcija koja svodi performanse na standardnu atmosferu. To omogućuje uspoređivanje performansi zrakoplova s drugim zrakoplovima i omogućuje

pilotima zrakoplova da određuju performanse potrebne za let i da vrše korekciju performansi prema uvjetima atmosfere za taj određen let.

Tablica 3 prikazuje parametre standardne atmosfere po visini do visine 15000 ft zbog toga što visine veće od 15000 ft nisu potrebne za svrhu mjerenja performansi u ovom radu.

**Tablica 4:** Parametri standardne atmosfere do 15000 ft [4]

Visina [ft]	Temperatura [C]	Tlak zraka			Omjer tlakova	Omjer gustoće	Visina [m]
		hPa	PSI	In. Hg			
0	+15	1013	14.7	29.92	1.0	1.0	0
1000	+13	977	14.17	28.86	0.9644	0.9711	305
2000	+11	942	13.67	27.82	0.9298	0.9428	610
3000	+9.1	908	13.17	26.82	0.8962	0.9151	914
4000	+7.1	875	12.69	25.84	0.8637	0.8881	1219
5000	+5.1	843	12.23	24.90	0.8320	0.8617	1524
6000	+3.1	812	11.78	23.98	0.8014	0.8359	1829
7000	+1.1	782	11.34	23.09	0.7716	0.8106	2134
8000	-0.8	753	10.92	22.22	0.7428	0.7860	2438
9000	-2.8	724	10.51	21.39	0.7148	0.7620	2743
10000	-4.8	697	10.10	20.58	0.6877	0.7385	3048
11000	-6.8	670	9.72	19.79	0.6614	0.7156	3353
12000	-8.8	644	9.35	19.03	0.6360	0.6932	3658
13000	-10.8	619	8.99	18.29	0.6113	0.6713	3962
14000	-12.7	595	8.63	17.58	0.5875	0.6500	4267
15000	-14.7	572	8.29	16.89	0.5643	0.6292	4572

### 3.2. Gustoća zraka

Gustoća je masa fluida po jedinici volumena. Budući da su sve aerodinamičke sile određene dinamičkim tlakom, a dinamički tlak je proporcionalan s gustoćom zraka, to znači da je gustoća zraka jedan od bitnih parametara za određivanje performansi zrakoplova. Ovisnost dinamičkog tlaka o gustoći zraka može se vidjeti na jednadžbi:

$$q = \frac{1}{2} \rho V^2 \quad (8)$$

- $q$  – dinamički tlak zraka (Pa)
- $V$  – brzina slobodne struje zraka

Gustoća zraka je parametar koji teško direktno mjeriti bez specijalne opreme, ali mjerenje temperature zraka i tlaka zraka tijekom leta je jednostavno s pomoću instrumenata koji su ugrađeni u zrakoplov. Gustoća zraka se može vrlo jednostavno izračunati s pomoću



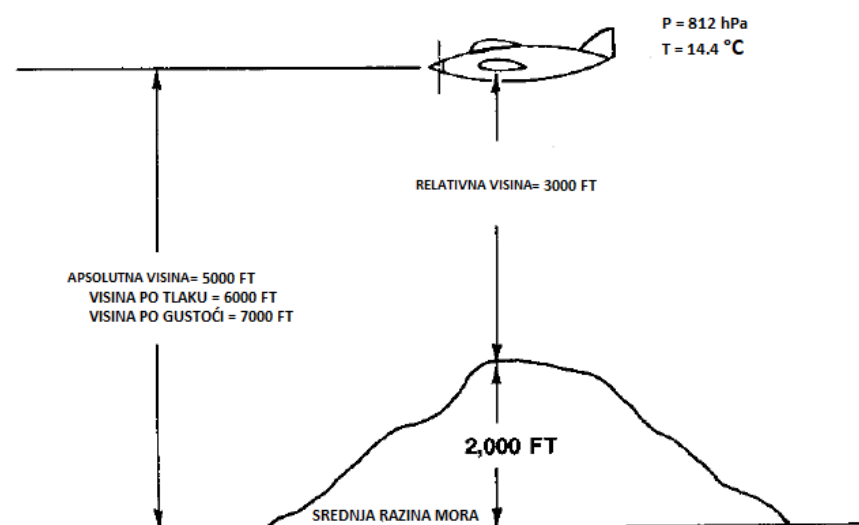
podataka o temperaturi i tlaku zraka s jednadžbom idealnog plina. Temperatura zraka se mjeri s pomoću standardnog termometra koji radi na principu širenja i sužavanja materijala pri promjeni temperature. Tlak zraka se mjeri s pomoću visinomjera koji je ustvari tlakomjer sa skalom kalibriranom u stopama [ft].

### 3.3. Visina zrakoplova

U generalnom smislu visina zrakoplova se smatra vertikalnom pozicijom zrakoplova u odnosu na Zemljinu površinu, ali zbog razloga što se karakteristike atmosfere mijenjaju s visinom, pojam visina se može odnositi na vertikalnu poziciju određenih vrijednosti tlaka, temperature ili gustoće zraka. Zbog toga visine se može podijeliti na:

- Visina po tlaku – visina na kojoj se nalazi određena vrijednost standardnog tlaka zraka
- Visina po gustoći – visina na kojoj se nalazi određena vrijednost standardne gustoće zraka
- Apsolutna visina zrakoplova – visina zrakoplova mjerena od srednje razine mora (MSL)
- Indicirana visina – visina koju pilot očitava s visinomjera. Može se razlikovati od prave visine zbog greške u statičkom sustavu ili pogrešno postavljenog visinomjera.

Apsolutna visina zrakoplova je vertikalno odstojanje zrakoplova mjereno od referentne linije koja se naziva srednja morska razina (MSL). Tijekom zrakoplovnih operacija relativna visina predstavlja važnost za nadvišavanje prepreka i za vertikalnu separaciju od drugih zrakoplova u zračnom prostoru. Visina po gustoći je važna za određivanje performansi zrakoplova, te se može znatno razlikovati od relativne visine ili apsolutne visine. Bitno je da će performanse zrakoplova uvijek biti iste za određene visine po gustoći zraka.



Slika 1: Prikaz apsolutne visine, visine po tlaku, visine po gustoći i relativne visine [5]

Na primjeru su prikazani odnosi visina. Zrakoplov leti na apsolutnoj visini od 5000 ft iznad srednje morske razine. Tlak zraka se razlikuje od standardnog i iznosi 812 hPa, što je tlak zraka koji odgovara standardnoj visini na 6000 ft. Temperatura zraka je 14.4 stupnjeva Celzija, što s kombinacijom tlaka zraka od 812 hPa daje gustoću zraka od 0.98374 kg/m<sup>3</sup> što predstavlja gustoću koja se nalazi na standardnoj visini od 7000 ft. Što bi značilo da na taj određeni dan pri određenim uvjetima atmosfere zrakoplov čija je apsolutna visina 5000 ft ima performanse kao da se nalazi na 7000 ft visine. Primjer je grafički prikazan na slici 1.

Jedna od visina koja nije potrebna za određivanje performansi zrakoplova je relativna visina. To je visina iznad prepreke ili terena. U primjeru na slici 1 zrakoplov se nalazi iznad terena koji se rasprostire do 2000 ft iznad srednje morske razine, a zrakoplov se nalazi na apsolutnoj visini od 5000 ft, razlikom tih dviju visina dobiva se relativna visina koja iznosi 3000 ft u ovom slučaju. Iako relativna visina nije od velikog značaja za mjerenje performansi zrakoplova, bitna je za odabir rute i zračnog prostora na kojem će se izvoditi testiranja performansi kako ne bi došlo do ugrožavanja sigurnosti i potencijalnog udara zrakoplova u teren pri izvođenju mjerenja performansi.

Visinomjer u zrakoplovu je kalibriran po standardnom tlaku te se standardni tlak na visini može odrediti prema jednadžbi:

$$p = p_0(1 - 2.256 \cdot 10^{-5} \cdot H_p)^{5.256} \quad (9)$$

- $p$  – tlak zraka [Pa]
- $H_p$  – visina po tlaku u standardnoj atmosferi

Gustoća zraka pri visini u standardnoj atmosferi se dobiva po jednadžbi:

$$\rho = \rho_0(1 - 2.256 \cdot 10^{-5} \cdot H_p)^{4.256} \quad (10)$$

U situacijama kada bi se tlak zraka razlikovao od standardnog tlaka na razini mora koji iznosi 1013 hPa javljala bi se greška prikazivanja apsolutne visine zrakoplova. Za uklanjanje te greške zrakoplovni visinomjeri su opremljeni s rotirajućim gumbom s pomoću kojeg se prije leta postavi ispravan tlak zraka za određen dan, lokaciju i stanje atmosfere. Tlak zraka se dobiva od kontrole leta prije početka letenja. Kada je na visinomjeru postavljen stvarni tlak na razini mora, visinomjer će prikazivati apsolutnu visinu, ako ne postoji greška instrumenta. Ako je na visinomjeru postavljen tlak zraka 1013 hPa ili 29.92 in Hg, zrakoplov će prikazivati visinu po tlaku. Za mjerenje performansi zrakoplova postavka visinomjera će biti postavljena na tlak zraka 1013 hPa zbog toga što apsolutna visina ne predstavlja nikakav značaj za mjerenje performansi zrakoplova, a visina po tlaku će biti važna pri izračunima. Na slici 2 je prikazan standardni zrakoplovni visinomjer i gumb za postavljanje tlaka zraka.

Takva postavka visinomjera omogućuje dobivanje stvarnog omjera tlaka zraka na visini po tlaku u odnosu na standardni tlak zraka na morskoj razini. S pomoću toga se dobiva podatak o stvarnom omjeru tlaka:

$$\delta_{act} = \frac{p_{act}}{p_0} \quad (11)$$

S pomoću istog principa dobiva se stvarni omjer temperature zraka:

$$\theta_{act} = \frac{T_{act}}{T_0} = \frac{t[^\circ C] + 273.15}{288.15} \quad (12)$$

Dijeljenjem stvarnog omjera tlaka i stvarnog omjera temperature daje podatak o stvarnom omjeru gustoće:

$$\sigma_{act} = \frac{\delta_{act}}{\theta_{act}} \quad (13)$$

U ovom radu visina po gustoći je bitna za izračun performansi zrakoplova te se ona dobiva po jednadžbi:

$$h_d = \frac{1 - \sigma_{act}^{0.235}}{0.689 \cdot 10^{-5}} [ft] \quad (14)$$



Slika 2: Standardni zrakoplovni visinomjer [6]

### 3.4. Atmosferski uvjeti

Za izvođenje praktičnih testova na zrakoplovu atmosfera bi trebala biti što mirnija te bi se testiranja trebala izvesti u što je moguće stabilnijem zraku. Nažalost, atmosfera nikada nije u potpunosti mirna te se uvijek javljaju smetnje. Takve smetnje najčešće nazivamo turbulencija.

Turbulencija može značajno utjecati na performanse zrakoplova, a u nekim slučajevima može u potpunosti onemogućiti izvođenje praktičnih testiranja performansi zrakoplova. Takve slučajeve gdje turbulencija u potpunosti onemogućuje testiranja mogu se spriječiti odabirom

prigodnije lokacije za izvođenje testiranja, odabirom visina i najbitnije odabirom dana testiranja kada meteorološka situacija omogućava atmosferu bez turbulencije. Turbulencija se stvara uslijed konvektivnih vertikalnih kretanja zračnih masa, strujanjem zraka preko brda i planinskih područja i zbog smicanja vjetra. U svakom slučaju, prilikom izvođenja praktičnih testiranja zrakoplova, treba u obzir uzeti pojavu turbulencije u atmosferi.

Konvektivno strujanje je vrsta vertikalnog strujanja zraka zbog zagrijavanja zraka i zemljine površine. Konvektivna strujanja se najviše mogu primijetiti na malim visinama i tijekom toplih dana. U trenutku kada se zrak uzdiže, miješa se s hladnim zrakom koji se spušta. Takva strujanja stvaraju pozitivne i negativne vertikalne sile na zrakoplov.

Planinska turbulencija se stvara uslijed strujanja zraka preko planinskog područja ili većih objekata. Da bi došlo do stvaranja planinske turbulencije mora postojati prisutnost vjetra. Vjetar neće utjecati na mjerenje performansi zrakoplova, ali u kombinaciji s planinskom turbulencijom može doći do problema tijekom testiranja. Preporučuje se izbjegavati planinska područja za mjerenje performansi zrakoplova, pogotovo uz prisutnost vjetra.

Termika je pojava koja se javlja uslijed zagrijavanja površine Zemlje te dolazi do konvektivnih gibanja. Termika je najprisutnija uslijed velike temperaturne promjene, najčešće kada su jutarnje temperature male, a popodnevene velike. Tijekom jutarnjih sati temperature pri površini Zemlje može biti približno ista temperaturama zraka pri većim visinama te je zbog toga poželjnije izvoditi praktična mjerenja tijekom jutarnjih sati kada je prisutnost termike najmanja.

Temperaturna inverzija je pojava kada je zrak na višim visinama topliji nego zrak pri površini zemlje, takva pojava temperaturne inverzije pruža najmirniju atmosferu. Na žalost takva pojava je sklona stvaranju magle i niskih oblaka koji bi narušili vidljivost za praktično ispitivanje performansi zrakoplova, a vidljivost je nužna za osiguravanje adekvatne sigurnosti pri izvođenju testiranja. Najpoželjniji uvjet bi bila visoka podnica oblaka koja ne bi narušavala vidljivost tijekom ispitivanja performansi, a smanjila bi zagrijavanje Zemljine površine i tako bi smanjila termiku i konvektivna strujanja zraka.

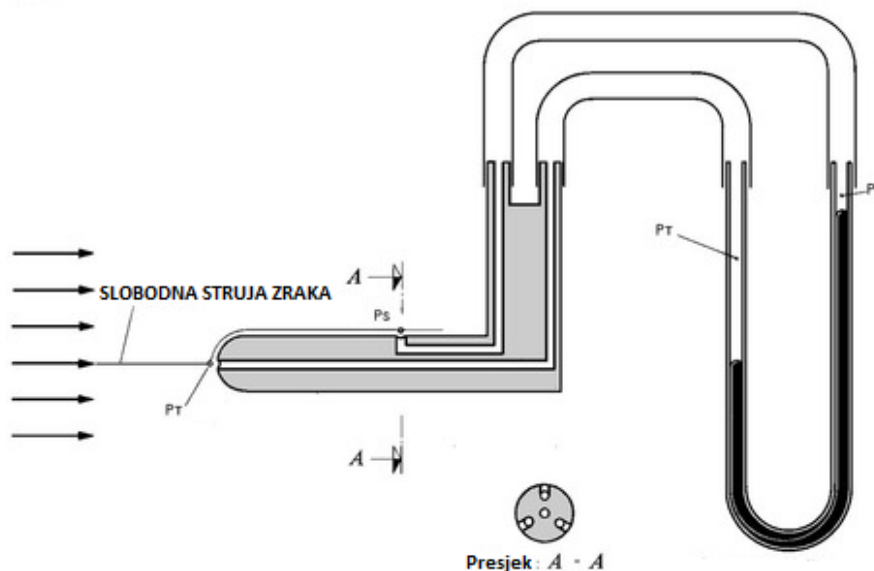
Prije izvođenja praktičnog ispitivanja performansi zrakoplova, u sklopu pripreme leta, detaljno će se proučiti meteorološka situacija s pomoću podataka dobivenih od meteorološkog zavoda Hrvatske kontrole zračne plovidbe.

## 4. KALIBRACIJA ZRAKOPLOVNOG BRZINOMJERA

### 4.1. Sustav zrakoplovnog brzinomjera

U većini testiranja performansi zrakoplova bit će potreban podatak o stvarnoj brzini zrakoplova. Stvarna brzina zrakoplova je ustvari brzina slobodne struje zraka pomoću koje se određuje dinamički tlak slobodne struje zraka. Zbog toga je potrebno da je sustav za prikazivanje brzine zrakoplova kalibriran te da se sa sigurnošću može odrediti stvarna brzina zrakoplova.

Zrakoplovni brzinomjer je ustvari mjerac tlaka zraka koji mjeri zaustavni tlak zraka, a statički otvor na zrakoplovu mjeri statički tlak zraka. Otvori za mjerenje statičkog i zaustavnog tlaka zraka se mogu i ne moraju nalaziti na istom mjestu. U slučaju zrakoplova DV20 Katana, sonde za mjerenje statičkog i zaustavnog tlaka zraka se nalaze na istom mjestu te se u tom slučaju ta sonda zove Pitot – Prandtlova cijev, koja je u pojednostavljenoj skici prikazana na slici 3. Pitot – Prandtlova cijev mjeri razliku zaustavnog i statičkog tlaka, ali daje indicaciju o brzini. To je moguće zbog toga što je dinamički tlak umnožak  $\frac{1}{2}$  gustoće zraka i kvadrata brzine. Brzinomjer koristi standardnu vrijednost gustoće zraka za izračun brzine zrakoplova. Koristi gustoću zraka na srednjoj morskoj razini koja iznosi  $1.225 \text{ kg/m}^3$ . To ima posljedicu da indicacija brzine na visinama iznad srednje morske razine ili uslijed ne standardne atmosfere neće biti indicacija stvarne brzine zrakoplova. Zbog toga treba provesti korekciju između stvarne gustoće zraka i gustoće zraka na srednjoj morskoj razini

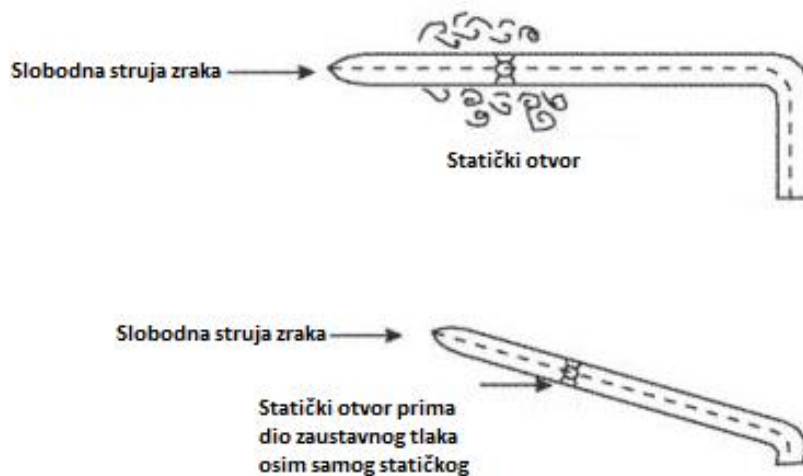


Slika 3: Pitot – Prandtlova cijev [7]

## 4.2. Greške zrakoplovnog brzinomjera

Jedna od nezaobilaznih grešaka zrakoplovnog brzinomjera je greška indikatora brzine. Zrakoplovni instrumenti su baždareni do visoke razine točnosti, ali nikada neće prikazivati u potpunosti točnu fizikalnu vrijednost te zbog toga treba uzeti u obzir grešku prikazivanja brzine prilikom testiranja performansi zrakoplova. Greška prikazivanja brzine će biti jednaka neovisno o brzini i mjestu instalacije brzinomjera na ploču instrumenata zrakoplova.

Druga greška je greška zbog pozicije statičkog i totalnog otvora tlaka zraka. Greška pozicije ovisi o mogućnosti mjerenja statičkog i zaustavnog tlaka ovisno o njihovom položaju u odnosu na vektor brzine zračne struje. Sonda za mjerenje zaustavnog tlaka mora biti postavljena direktno u smjeru vektora zračne struje, a sonda za mjerenje statičkog tlaka mora biti postavljena pod pravim kutom u odnosu na vektor zračne struje. Tijekom leta položaj zrakoplova se mijenja te je ne moguće održavati konstantan idealan položaj u rasponu operativnih brzina koji je potreban da sonde za statički i zaustavni tlak mjere točne vrijednosti tlakova i zbog toga će se javljati greška pozicije zrakoplovnog brzinomjera. Efekt greške zbog položaja sonde za mjerenje tlakova se smanjuje instalacijom Pitot – Prandtlove cijevi ispod krila te se na tom položaju nalazi na zrakoplovu Diamond DV20 Katana. Prikaz greške zbog pozicije otvora statičkog i totalnog tlaka prikazan je na slici 4.



**Slika 4:** Greška položaja zrakoplovnog brzinomjera [8]

Zbog mnogih izvora grešaka koji utječu na očitavanje brzine zrakoplova, definiraju se različite vrijednosti brzina zrakoplova.

- $V_i$  – indicirana ili prividna brzina. Brzina koja se očitava sa zrakoplovnog brzinomjera, korigirana je za mehaničke greške brzinomjera.
- $V_{cal}$  – kalibrirana brzina. To je indicirana brzina korigirana za grešku pozicije Pitot – Prandtlove cijevi.

- $V_e$  – ekvivalentna brzina. To je kalibrirana brzina korigirana za stlačivost zraka. Pri manjim brzinama vrijedi da je ekvivalentna brzina jednaka kalibriranoj brzini te će se ta pretpostavka uzeti u obzir kod praktičnog mjerenja brzine u ovom radu.
- $V_t$  – stvarna brzina. To je ekvivalentna brzina korigirana za gustoću zraka, za manje brzine vrijedi da je to kalibrirana brzina korigirana za gustoću zraka.

Za većinu praktičnih mjerenja potreban je podatak o stvarnoj brzi zrakoplova  $V_t$ . Za dobivanje stvarne brzine zrakoplova prvo je potrebno indiciranu brzinu zrakoplova korigirati za grešku položaja kako bi se dobio podatak o kalibriranoj brzini  $V_{cal}$ . Zbog testiranja pri manjim brzinama nije potrebno korigirati kalibriranu brzinu za ekvivalentnu brzinu. Nakon dobivanja podataka o kalibriranoj brzini ona se lako može pretvoriti u stvarnu brzinu određivanjem omjera gustoće s pomoću vrijednosti temperature zraka i visine po tlaku.

Zrakoplovni brzinomjer je kalibriran u odnosu na standardnu gustoću zraka pri srednjoj morskoj razini te dobiva podatak o dinamičkom tlaku po jednadžbi:

$$q = \frac{1}{2} \rho_0 V_{cal}^2 \quad (15)$$

Za dobivanje podatka o stvarnoj brzini zrakoplova koristit će se podatak o stvarnoj gustoći zraka te će onda jednadžba biti:

$$q = \frac{1}{2} \rho V_t^2 \quad (16)$$

Kada se jednadžbe (15) i (16) izjednače, dobije se:

$$\frac{1}{2} \rho V_t^2 = \frac{1}{2} \rho_0 V_{cal}^2 \quad (17)$$

Iz čega slijedi:

$$V_t = \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}} \cdot V_{cal} = \frac{1}{\sqrt{\sigma}} \cdot V_{cal} \quad (18)$$

Kod savršenog sustava zrakoplovnog brzinomjera statički otvor bi prikupljao samo statički tlak iz okolne atmosfere zrakoplova. Zbog fizikalnih razloga to nije moguće te će statički otvor mjeriti određenu razinu dinamičkog tlaka na svom otvoru što je prikazano u jednadžbi.

$$p_p = p_s + q_p \quad (19)$$

- $p_p$  – ukupni tlak statičkog otvora
- $p_s$  – statički tlak
- $q_p$  – dinamički tlak na otvoru statičkog tlaka

U jednadžbi (19) vidljivo je da je ukupni tlak statičkog otvora jednak zbroju statičkog i dinamičkog tlaka u statičkom otvoru.

Dinamički tlak na statičkom otvoru se može definirati kao umnožak koeficijenta tlaka i dinamičkog tlaka slobodne struje zraka [5]:

$$q_p = C_p q = C_p \frac{1}{2} \rho V_t^2 \quad (20)$$

- $C_p$  – koeficijent tlaka

Uvrštavanjem jednadžbe (20) u jednadžbu (19) za totalni tlak dobiva se:

$$p_p = p_s + C_p \frac{1}{2} \rho V_t^2 \quad (21)$$

Zrakoplovni brzinomjer je kalibriran koristeći gustoću zraka na srednjoj morskoj razini te koristi zbroj totalnog tlaka izmjenjenog na statičkom otvoru s dinamičkim tlakom za određivanje brzine pa iz toga slijedi jednadžba:

$$p_t \text{ brzinomjer} = p_p + \frac{1}{2} \rho_0 V_i^2 \quad (22)$$

Dodavanjem koeficijenta tlaka u jednadžbu može se napisati:

$$\frac{1}{2} \rho_0 V_i^2 = p_t - \left( C_p \frac{1}{2} \rho V_t^2 \right) \quad (23)$$

Kada se jednadžba (23) podijeli s dinamičkim tlakom slobodne struje zraka dobit će se:

$$\frac{\rho V_i^2}{\rho V_t^2} = \frac{p_t - p_s}{\frac{1}{2} \rho V_t^2} - C_p \quad (24)$$

Za manje brzine vrijedi da je:

$$p_t - p_s = \frac{1}{2} \rho V_t^2 \quad (25)$$

Iz čega slijedi:

$$\frac{V_i^2}{\sigma V_t^2} = 1 - C_p \quad (26)$$

Iz jednadžbe (26) slijedi:

$$V_t = \frac{V_i}{\sqrt{\sigma(1 - C_p)}} \quad (27)$$

Ako se umjesto stvarne brzine uvrsti jednadžba za kalibriranu brzinu dobit će se:

$$V_t = \frac{V_{cal}}{\sqrt{\sigma}} = \frac{V_i}{\sqrt{\sigma(1 - C_p)}} \quad (28)$$



Iz čega slijedi da je kalibrirana brzina jednaka:

$$V_{cal} = \frac{1}{\sqrt{1 - C_p}} \cdot V_i \quad (29)$$

Iz izvoda za dobivanje kalibrirane brzine može se zaključiti da je  $\frac{1}{\sqrt{1 - C_p}}$  faktor korekcije za određivanje greške pozicije zrakoplovnog brzinomjera.

U slučaju zrakoplova Diamond DV20 Katana za određivanje kalibrirane brzine koristit će se graf 2 iz drugog poglavlja rada.

## 5. ODREĐIVANJE MAKSIMALNE BRZINE ZRAKOPLOVA

### 5.1. Analitičko određivanje maksimalne brzine zrakoplova

Maksimalna brzina zrakoplova u horizontalnom letu ovisi o dostupnoj snazi motora i potrebnoj snazi motora za održavanje horizontalnog leta. Oba navedena faktora ovise o visini leta te će zbog tog razloga maksimalna brzina zrakoplova ovisiti o visini. Većina zrakoplova ima vremensko ograničenje za korištenje maksimalne snage motora što uključuje zrakoplov Diamond DV20 Katana te će se zbog tog razloga sva mjerenja i određivanja brzine vršiti pri maksimalnoj trajnoj snazi.

Za analitičko određivanje performansi zrakoplova koristit će se podaci iz završnog rada [10] i diplomskog rada [9] u kojima su računalnim metodama i eksperimentalnim mjerenjima dobiveni podaci o aerodinamičkim karakteristikama zrakoplova Diamond DV20 Katana.

Maksimalna brzina zrakoplova bit će kada je potrebna snaga izjednačena sa raspoloživom snagom:

$$P_A = P_R \quad (30)$$

Jednadžba za potrebnu snagu:

$$P_R = \frac{1}{2} C_{D0} \rho A V_t^3 + \frac{2F_G^2}{\pi e AR \rho A} \cdot \frac{1}{V_t} \quad (31)$$

Gdje su:

- $C_{D0}$  – koeficijent parazitnog otpora zrakoplova
- $F_G$  – težina zrakoplova
- $e$  – Oswaldow koeficijent, za Diamond DV20 Katanu iznosi 0.756 [10]
- $AR$  – aspektni odnos krila,  $AR = \frac{b^2}{A}$ , iznosi 10
- $A$  – površina krila, iznosi 11.6 m<sup>2</sup>

Jednadžba za raspoloživu snagu:

$$P_A = \eta P_{mot} \quad (32)$$

Gdje su:

- $\eta$  – stupanj korisnog djelovanja elise, za Diamond DV20 Katanu će se uzeti da iznosi 0.85 zbog nedostupnosti stvarne vrijednosti stupnja korisnog djelovanja elise, koristit će se navedena vrijednost koja je dobivena praktičnim testiranjima [5]
- $P_{mot}$  – snaga motora

Za određivanje snage motora pri određenoj visini koristit će se empirijska jednadžba koju su dobili Gagg i Farrar. Jednadžba se koristi za dobivanje snage motora pri visini ako je poznata snaga motora na srednjoj morskoj razini.

$$P_{mot} = \left( BHP_{sl} \cdot \left( \frac{\sigma_{act} - 0.117}{0.883} \right) \cdot 745.699 \right) \quad (33)$$

Gdje su:

- $BHP_{sl}$  – konjska snaga motora na srednjoj morskoj razni
- 745.699 – faktor konverzije konjske snage [BHP] u snagu [W]

S pomoću jednadžbe (33) može se odrediti snaga motora u odnosu na visinu po gustoći. Vrijednosti za koje će se određivati snaga motora bit će u inkrementima od 1000 stopa zbog razloga što će se praktično ispitivanje vršiti u inkrementima od tisuću stopa. Vrijednosti dostupne snage i raspoložive snage motora u odnosu na visinu iznosi:

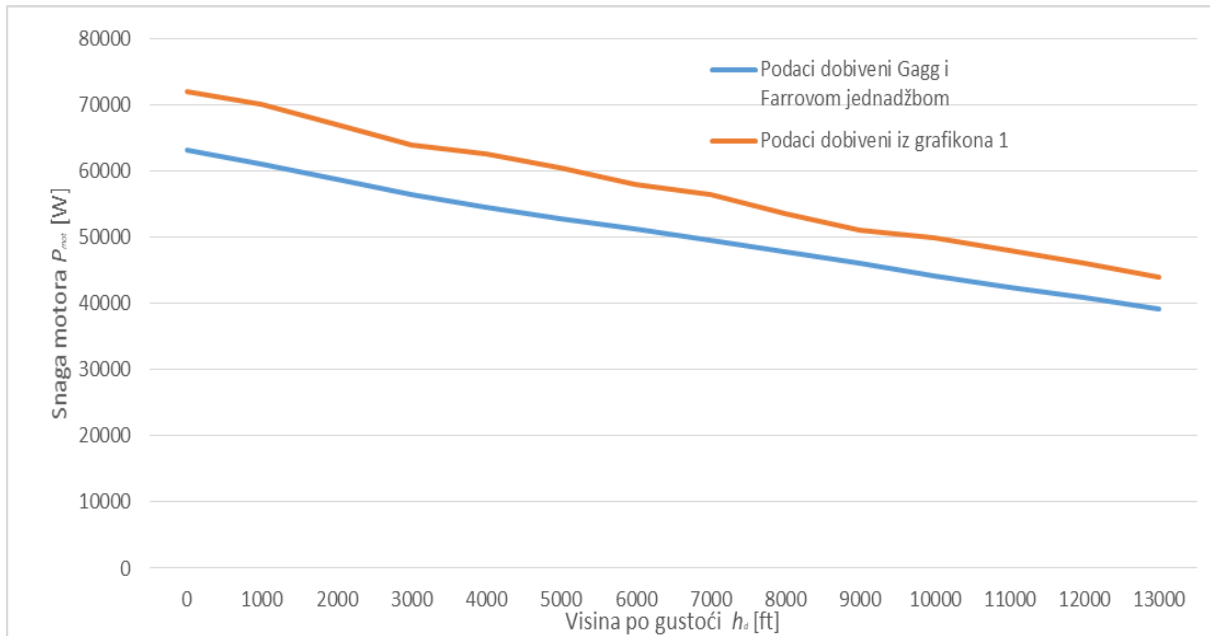
**Tablica 5:** Dostupna i raspoloživa snaga na visini po gustoći

Visina po gustoći $h_d$ [ft]	Dostupna snaga motora $P_{mot}$ [W]	Raspoloživa snaga $P_A$ [W]
<b>0</b>	63 090.58	53 633.79
<b>1000</b>	60 995.24	51 845.95
<b>2000</b>	58 718.17	49 910.45
<b>3000</b>	56 496.95	48 022.41
<b>4000</b>	54 542.52	46 361.14
<b>5000</b>	52 836.27	44 910.83
<b>6000</b>	51 185.87	43 507.99
<b>7000</b>	49 566.48	42 131.51
<b>8000</b>	47 785.78	40 617.91
<b>9000</b>	45 986.47	39 088.50
<b>10 000</b>	44 125.11	37 506.34
<b>11 000</b>	42 431.27	36 066.58
<b>12 000</b>	40 973.20	34 827.22
<b>13 000</b>	39 211.11	33 329.45

Za potrebe ovog rada koristit će se vrijednosti dostupne snage motora dobivene Gagg i Farrovom jednadžbom unatoč tome što je dostupan graf koji prikazuje dostupnu snagu motora u odnosu na visinu po gustoći od proizvođača motora. Razlog zbog kojeg se graf proizvođača motora neće koristiti je to što su vrijednosti visina i inkrementi neprikladni za svrhu praktičnog testa u ovom radu, što onemogućuje precizno očitavanje snage motora u odnosu na visinu po gustoći.

Kada se vrijednosti dostupne snage motora u odnosu na visinu po gustoći dobivene Gagg i Farrovom jednadžbom uvrste u graf dobiva se krivulja koja je slična krivulji 1 dostupnoj od proizvođača motora te se jasno vidi gubitak snage s povećanjem visine po gustoći. Grafikon

6 prikazuje usporedbu vrijednosti snage motora dobivene Gagg i Farrovom jednadžbom i vrijednosti dobivene iz grafikona 1.



**Grafikon 6:** Usporedba ovisnosti dostupne snage motora i visine po gustoći dobivene Gagg i Farrovom jednadžbom i podacima iz grafikona 1

U ovom radu određivat će se parametri brzina u odnosu na visinu po gustoći do visine od 13000 stopa, zbog razloga što praktični plafon leta zrakoplova Diamond DV20 Katana iznosi 13120 stopa.

Sljedeći korak pri određivanju maksimalne brzine zrakoplova pri maksimalnoj trajnoj snazi u odnosu na visinu je izjednačavanje jednadžbe potrebne snage i jednadžbe raspoložive snage.

$$P_A = \frac{1}{2} C_{D0} \rho A V_t^3 + \frac{2F_G^2}{\pi e A R \rho A} \cdot \frac{1}{V_t} \quad (34)$$

Za teorijsku metodu određivanja maksimalne brzine zrakoplova, koristit će se i podaci dobiveni u diplomskom radu [9] u kojem su ispitivanjima u letu dobiveni podaci za zrakoplov Diamond DV20 Katana, koji iznose:

- $C_{D0} = 0.020254$  i  $K = 0.060273$  [9]

Za usporedbu maksimalne brzine zrakoplova koristit će se i vrijednosti dobivene računalnom metodom procjene aerodinamičkih koeficijenata u završnom radu [10] u kojem su dobivene sljedeće vrijednosti:

- $C_{D0} = 0.029$  i  $K = 0.042$  [10]

Kad se ulazne vrijednosti iz izvora [9] uvrste u jednadžbu (34) dobije se:

$$P_A = 0.11747 \cdot \rho \cdot V_t^3 + 0.01039 \cdot \frac{F_G^2}{\rho} \cdot \frac{1}{V_t}$$

Kad se ulazne vrijednosti iz izvora [10] uvrste u jednadžbu (34) dobije se:

$$P_A = 0.1682 \cdot \rho \cdot V_t^3 + 0.00724 \cdot \frac{F_G^2}{\rho} \cdot \frac{1}{V_t}$$

Preostale potrebne vrijednosti za teorijsko određivanje maksimalne brzine zrakoplova u odnosu na visinu po gustoći su masa zrakoplova i gustoća zraka pri određenim visinama.

Masa zrakoplova koja će se koristiti za računsku metodu bit će izračunata masa pomoću tablice 3 dostupne od proizvođača zrakoplova. U tablici 6 prikazana je izračunata masa pri određenim visinama praktičnog testiranja te potrošnja goriva pri određenim visinama praktičnog testiranja. Masa zrakoplova prije početka praktičnog testiranja iznosi 724.9 kg što je prikazano u tablici 10.

**Tablica 6:** Izračunata masa zrakoplova pri određenim visinama sa postavkom maksimalne trajne snage i podacima iz tablice 3

Visina po tlaku $H_p$ [ft]	Potrošnja goriva [kg/h]	Provedeno vrijeme na visini [min]	Izračunata masa zrakoplova [kg]
0	19.5	2	704.75
1000	19.8	2	705.3
1500	19.95	2	705.96
2000	20.1	2	706.62
3000	19.5	3	707.29
4000	18.9	2	708.26
5000	18.15	3	708.89
6000	17.4	2	709.8
7000	17.56	2	710.38
8000	17.7	2	710.97
9000	17.25	2	711.56
10 000	16.8	2	712.13
11 000	16.05	2	712.69
12 000	15.3	3	713.23
13 000	14.59	4	713.99

Na početku praktičnog testiranja zrakoplov je prvo penjao na visinu od 13000 stopa. Vrijeme potrebno da zrakoplov popne na visinu od 13000 stopa na dan ispitivanja performansi

iznosi 35 minuta. Za određivanje potrošenog goriva i mase zrakoplova na visini od 13000 stopa koristi se prosjek potrošnje goriva od 0 stopa do 130000 stopa koji iznosi 17.045 kg/h. Izračunata masa zrakoplova nakon penjanja na visini od 13000 stopa iznosi 714.96 kg.

**Tablica 7:** Gustoća zraka atmosfere na dan mjerenja performansi zrakoplova

$H_p$ [ft]	$\rho$ [kg/m <sup>3</sup> ]
0	1.1603
1000	1.1264
2000	1.0897
3000	1.0539
4000	1.0224
5000	0.9949
6000	0.9683
7000	0.9422
8000	0.9135
9000	0.8845
10 000	0.8545
11 000	0.8272
12 000	0.8037
13 000	0.7753

Zbog nedostupnosti podataka, vrijednosti za potrošnju goriva pri neparnim visinama po tlaku su određene interpolacijom. Vrijednosti za masu zrakoplova i vrijeme provedeno na visini za visine 1000 stopa i 0 stopa su određene interpolacijom zbog nemogućnosti izvođenja praktičnog testiranja pri danim visinama.

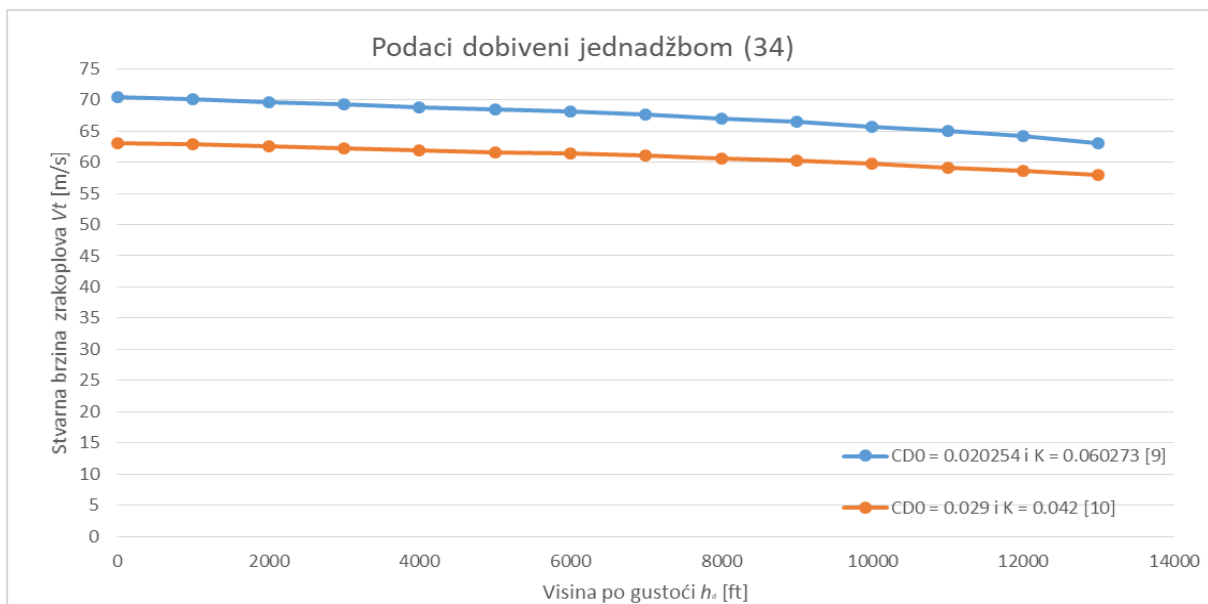
Za dobivanje podataka o stvarnoj brzini zrakoplova koristit će se vrijednosti gustoće zraka na dan mjerenja performansi koje su prikazane u tablici 7.

Nakon uvrštavanja vrijednosti u jednadžbu (34) može se konstruirati tablica ovisnosti maksimalne brzine pri maksimalnoj trajnoj snazi u odnosu na visinu po gustoći.

**Tablica 8:** Ovisnost visine po gustoći i maksimalne stvarne brzine zrakoplova pri maksimalnoj trajnoj snazi koristeći jednadžbu (34)

Visina po gustoći $H_d$ [ft]	Stvarna brzina $V_t$ [m/s] $C_{D0} = 0.020254$ i $K = 0.060273$ [9]	Stvarna brzina $V_t$ [m/s] $C_{D0} = 0.029$ i $K = 0.042$ [10]
0	70.399	63.045
1000	70.082	62.810
2000	69.695	62.526
3000	69.283	62.224
4000	68.874	61.927
5000	68.483	61.646
6000	68.061	61.345
7000	67.613	61.025
8000	67.064	60.639
9000	66.441	60.204
10 000	65.706	59.698
11 000	64.941	59.179
12 000	64.188	58.678
13 000	63.132	57.988

Tablične vrijednosti iz tablice 9 mogu se prikazati grafički u grafikonu 7.

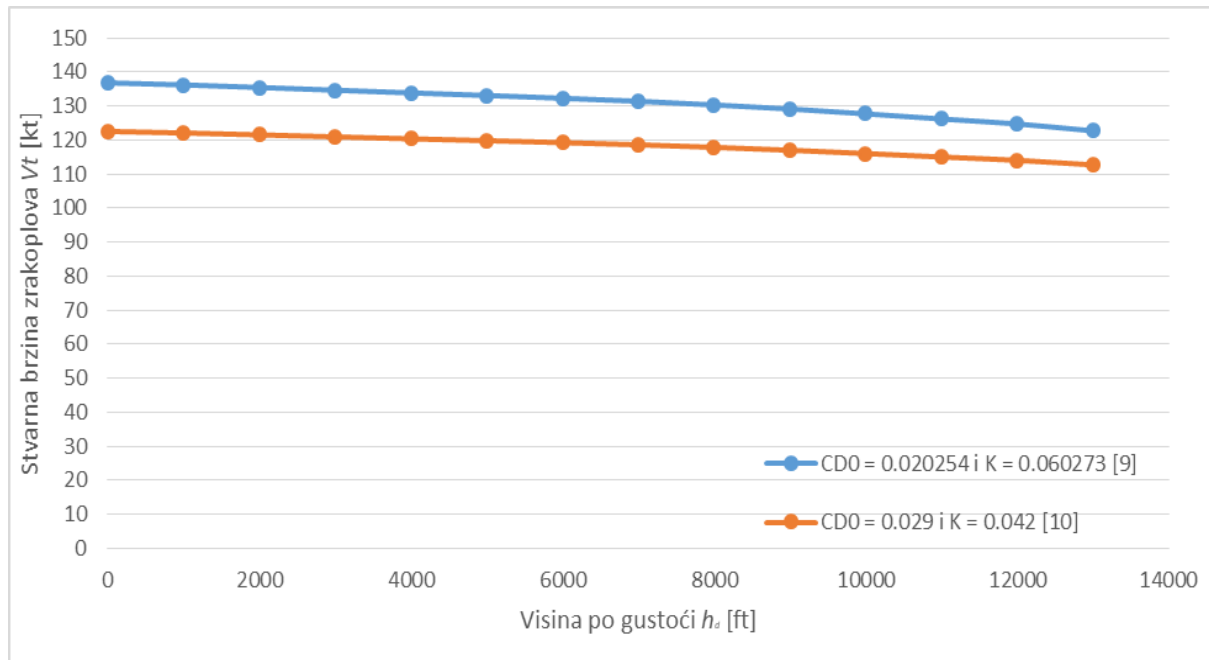


**Grafikon 7:** Ovisnost visine po gustoći i maksimalne stvarne brzine zrakoplova u metrima po sekundi pri maksimalnoj trajnoj snazi dobiveni jednadžbom (34)

U zrakoplovstvu za indiciranje brzine se najčešće koriste čvorovi [kt] te faktori konverzije iznose:

$$1 \text{ kt} = 1.852 \frac{\text{km}}{\text{h}} = 0.5144 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

Zbog tog razloga u grafikonu 8 prikazan je odnos visine po gustoći i maksimalne stvarne brzine zrakoplova pri maksimalnoj trajnoj snazi gdje je brzina prikazana u čvorovima radi lakše usporedbe s podacima iz priručnika zrakoplova i s podacima s praktičnog testiranja zrakoplova.



**Grafikon 8:** Ovisnost visine po gustoći i maksimalne stvarne brzine zrakoplova u čvorovima pri maksimalnoj trajnoj snazi

## 5.2. Opis procedure praktičnog mjerenja maksimalne brzine zrakoplova

Procedura eksperimentalnog mjerenja maksimalne brzine zrakoplova nije previše zahtjevna. Tijekom leta postavlja se maksimalna trajna snaga te se očitava brzina pri horizontalnom letu. Prilikom mjerenja maksimalne brzine zrakoplova potrebno je uzeti u obzir faktore koji mogu utjecati na točnost izmjerenih podataka. Tijekom horizontalnog leta male devijacije od stvarne visine zrakoplova mogu značajno utjecati na promjenu otpora zrakoplova te se tako može stvoriti greška pri očitavanju brzine zrakoplova. Vještine pilota i stanje atmosfere može imati značajan utjecaj na održavanje horizontalnog leta i stvarne visine zrakoplova. Zbog tog razloga praktično testiranje se mora vršiti u mirnoj atmosferi, najčešće u jutarnjim satima. Pilot koji upravlja zrakoplovom tijekom praktičnog testiranja mora održavati horizontalni let i pravu visinu zrakoplova nekoliko minuta da se osigura da ne postoje tendencije penjanja ili spuštanja zrakoplova. U slučaju sumnje da horizontalni let nije bio održavan tijekom



praktičnog ispitivanja, potrebno je ponoviti ispitivanje za određenu visinu na kojoj se sumnja da je nastala greška. Tijekom testiranja vrijednosti će biti zapisane u tablicu 9.

**Tablica 9:** Tablica za unos podataka tijekom praktičnog mjerenja

PODACI DOBIVENI PRAKTIČNIM MJERENJEM							
ODREĐIVANJE MAX. BRZINE ZRAKOPLOVA PRI MAX. TRAJNOJ SNAZI							
Datum:				Masa pilota:			
Totalizer:				Masa prtljage:			
Masa goriva:				Ukupna masa zrakoplova:			
Visina po tlaku [ft]	IAS [kt]	OAT [°C]	Totalizer	Vrijeme	RPM	MAP [inHg]	Komentar
0							
1000							
2000							
3000							
4000							
5000							
6000							
7000							
8000							
9000							
10 000							
11 000							
12 000							
13 000							

Na početku testiranja zrakoplov treba biti opterećen što je moguće bliže maksimalnoj certificiranoj masi pri polijetanju. Masa zrakoplova utječe samo na inducirani otpor zrakoplova koji predstavlja manji dio ukupnog otpora zrakoplova pri većim brzinama, dopuštene su devijacije od 10 % maksimalne mase zrakoplova pri polijetanju zbog razloga što neće imati značajan učinak na mjerenje maksimalne brzine zrakoplova.



**Slika 5:** Meteorološka situacija na dan praktičnog mjerenja [11]

Kada je pilot siguran da održava horizontalni let i kada je zrakoplov prestao ubrzavati, može se izvršiti očitavanje indicirane brzine zrakoplova, vanjske temperature zraka i visine po tlaku. Nakon testiranja potrebno je korigirati indiciranu brzinu zrakoplova za grešku položaja

kako bi se dobio podatak o kalibriranoj brzini zrakoplova te nakon toga je potrebno korigirati kalibriranu brzinu zrakoplova za gustoću zraka kako bi se dobio podatak o stvarnoj brzini zrakoplova.

Potrebno je odrediti visinu po gustoći tako da se izračuna omjer gustoće zraka s pomoću izmjerenih podataka o visini po tlaku i vanjskoj temperaturi zraka. Na kraju testiranja izrađuje se grafikon ovisnosti stvarne brzine zrakoplova i visine po gustoći za maksimalnu trajnu snagu.

### 5.3. Tijek praktičnog mjerenja maksimalne brzine zrakoplova

Let za praktično mjerenje izveden je 2. 9. 2024. Let je izveden na području aerodroma Lučko (LDZL) na visinama od 1500 stopa do 13000 stopa. Prije leta detaljno je proučena meteorološka situacija koja je prikazana na slici 5 te je bilo utvrđeno da nije bilo nikakvih smetnji koje bi mogle utjecati na mjerenje performansi zrakoplova. Prije leta određena je pozicija težišta i masa zrakoplova pri polijetanju što je prikazano na slici 6.



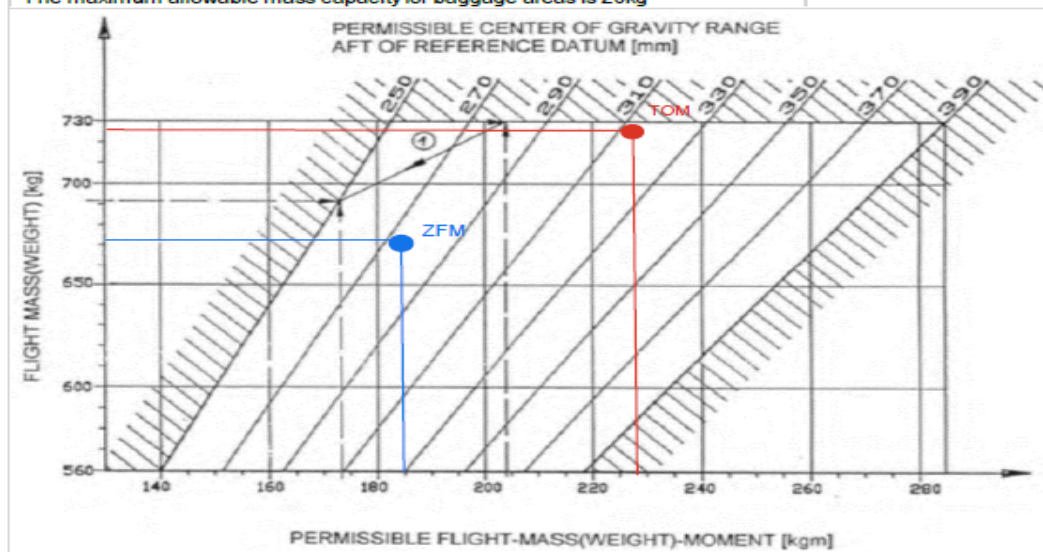
W&B DV-20

1/1

In accordance with POH (AFM) Diamond DV 20 Section 6; Pages 6-9, 6-10; Rev August 1999

Registration	Date	Pilot	Signature
9A-DIG	02.09.2024.	Marko Bošnjak Lukša Vugec	
Loading	Mass [kg]	CG arm [m]	Moment [kg·m]
BEM (use data pertaining to specific airplane)	513,4	0,3113	159,83
Pilot and Front PAX	156	0,143	22,31
Baggage /20 kg max	3	0,824	2,47
Zero Fuel Mass	672,4	–	184,61
Usable fuel (0,75 kg/Liter) standard tanks /77 Liters max	52,5	0,824	43,26
TOM /730 kg max	724,9	–	227,87

\*The maximum allowable mass capacity for baggage areas is 20kg



Slika 6: Masa zrakoplova i položaj težišta pri polijetanju

Polijetanje je izvedeno u 05:43 po standardnom vremenu, te je zrakoplov penjao na visinu od 13000 stopa. Nakon što je dosegnuta željena visina očitani su potrebni parametri nakon čega se zrakoplov spuštao u inkrementima od 1000 stopa te su ponovno očitani parametri nakon što je zrakoplov prestao ubrzavati u horizontalnom letu. Zrakoplovom je upravljao instruktor letenja Marko Bošnjak. Tablica 10 prikazuje izmjerene podatke tijekom praktičnog mjerenja.

**Tablica 60:** Izmjereni parametri tijekom praktičnog testiranja

PODACI DOBIVENI PRAKTIČNIM MJERENJEM							
ODREĐIVANJE MAX. BRZINE ZRAKOPOLOVA PRI MAX. TRAJNOJ SNAZI							
Datum: 02.09.2024				Masa pilota: 156 kg			
Totalizer: 916,0				Masa prtljage: 3 kg			
Masa goriva: 52,5 kg				Ukupna masa zrakoplova: 724,9 kg			
Visina po tlaku [ft]	IAS [kt]	OAT [°C]	Totalizer	Vrijeme	RPM	MAP [inHg]	Komentar
0	/	/	/	/	/	/	Nije moguće izmjeriti
1500	126	28	917,3	6:47	2260	28	Izmjereno na 1500 ft zbog terena
2000	125,5	28	917,3	6:45	2260	27,1	Nema
3000	124,5	27	917,2	6:42	2260	26,1	Nema
4000	118,2	25	917,2	6:40	2260	25,1	Nema
5000	112,5	22	917,2	6:38	2260	24,5	Nema
6000	111,5	19	917,1	6:35	2260	23,8	Nema
7000	109,2	16	917,1	6:33	2260	22,8	Nema
8000	106,2	14	917	6:31	2260	21,9	Nema
9000	105,5	12	917	6:29	2260	21	Nema
10 000	100,7	11	917	6:27	2260	20	Nema
11 000	100,5	9	916,9	6:25	2260	19,2	Nema
12 000	96,5	6	916,9	6:22	2260	18,5	Nema
13 000	84,2	5	916,8	6:18	2260	18	Nema

Prvo je potrebno izvesti korekciju brzinomjera. Za dobivanje stvarne brzine zrakoplova potrebno je indiciranu brzinu korigirati za grešku položaja statičkog otvora, a potom korigirati indiciranu brzinu za gustoću zraka za dobivanje stvarne brzine zrakoplova. Za dobivanje kalibrirane brzine koristit će se grafikon 2 iz drugog poglavlja rada. Odnos indicirane i kalibrirane brzine prikazan je u tablici 11.

**Tablica 11:** Vrijednosti korekcije indicirane brzine za grešku položaja

$H_p$ [ft]	$V_i$ [kt]	$V_{cal}$ [kt]
1500	126	125,7
2000	125,5	124,5
3000	124,5	121,5
4000	118,2	117,8
5000	112,5	112
6000	111,5	110,4
7000	109,2	108,8
8000	106,2	106,7
9000	105,5	104,5
10 000	100,7	102,4
11 000	100,5	100,7
12 000	96,5	97
13 000	84,2	85,5

Sljedeći korak je izračunati visinu po gustoći s pomoću podataka o visini po tlaku i temperaturi zraka kako bi se kalibrirana brzina mogla korigirati za gustoću zraka da se dobije stvarna brzina zrakoplova.

Parametri za određivanje visine po gustoći i dobiveni rezultati visine po gustoći su prikazani u tablici 12. Jednadžbe za određivanje visine po gustoći prikazane su u trećem poglavlju.

Iz tablice 12 može se primijetiti da je na dan praktičnog testiranja maksimalne brzine zrakoplova pri maksimalnoj trajnoj snazi temperatura okolnog zraka u atmosferi bila viša od standardne temperature zraka. Zbog tog razloga visina po gustoći je na dan testiranja performansi viša od visine po tlaku. Shodno tome performanse zrakoplova su lošije na dan testiranja nego kad bi temperatura zraka bila jednaka temperaturi zraka u standardnoj atmosferi.

Kada uzmemo u obzir devijaciju od standardne temperature u standardnoj atmosferi i temperature atmosfere na dan praktičnog mjerenja, dobije se da prosječna devijacija od standardne temperature između 1500 i 13000 stopa iznosi ISA+16 °C.

**Tablica 12:** Ovisnost visine po gustoći i visine po tlaku na dan mjerenja performansi

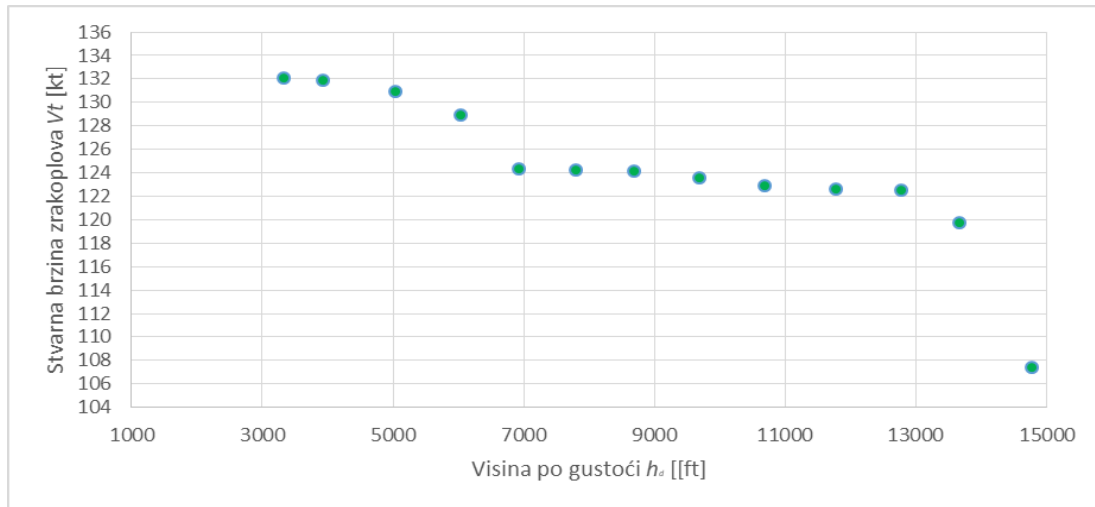
Visina po tlaku $H_p$ [ft]	Stvarni omjer tlaka $\delta_{act}$	Stvarna temperatura $t$ [°C] (OAT)	Stvarni omjer temperature $\theta_{act}$	Stvarni omjer gustoće $\sigma_{act}$	Visina po gustoći [ft] $H_d$
1500	0.9469	28	1.0451	0.9060	3328.2
2000	0.9298	28	1.0451	0.8897	3931.9
3000	0.8962	27	1.0416	0.8604	5038.8
4000	0.8637	25	1.0347	0.8347	6033.6
5000	0.8320	22	1.0243	0.8123	6920.0
6000	0.8014	19	1.0139	0.7904	7804.9
7000	0.7716	16	1.0035	0.7689	8692.1
8000	0.7428	14	0.9965	0.7454	9683.7
9000	0.7148	12	0.9896	0.7223	10 682.1
10 000	0.6877	11	0.9861	0.6974	11 786.0
11 000	0.6614	9	0.9792	0.6754	12 786.8
12 000	0.6360	6	0.9688	0.6565	13 666.6
13 000	0.6113	5	0.9653	0.6333	14 773.5

Korak nakon izračuna visine po gustoći je izraditi grafikon i tablicu odnosa visine po gustoći i maksimalne brzine zrakoplova pri maksimalnoj trajnoj snazi. Prije toga je potrebno napraviti korekciju kalibrirane brzine za gustoću zraka s pomoću jednadžbe iz 4 poglavlja rada. Rezultati su prikazani u tablici 13.

**Tablica 13:** Ovisnost stvarne brzine zrakoplova i visine po gustoći sa postavkama maksimalne trajne snage

Visina po tlaku $H_p$ [ft]	$V_{cal}$ (CAS) [kt]	Visina po gustoći $H_d$ [ft]	$V_t$ (TAS) [kt]
1500	125,7	3328.2	132,1
2000	124,5	3931.9	131.9
3000	121.5	5038.8	130.9
4000	117,8	6033.6	128.9
5000	112	6920.0	124.3
6000	110,4	7804.9	124.2
7000	108,8	8692.1	124.1
8000	106,7	9683.7	123.6
9000	104,5	10 682.1	122.9
10 000	102,4	11 786.0	122.6
11 000	100,7	12 786.8	122.5
12 000	97	13 666.6	119.7
13 000	85,5	14 773.5	107.4

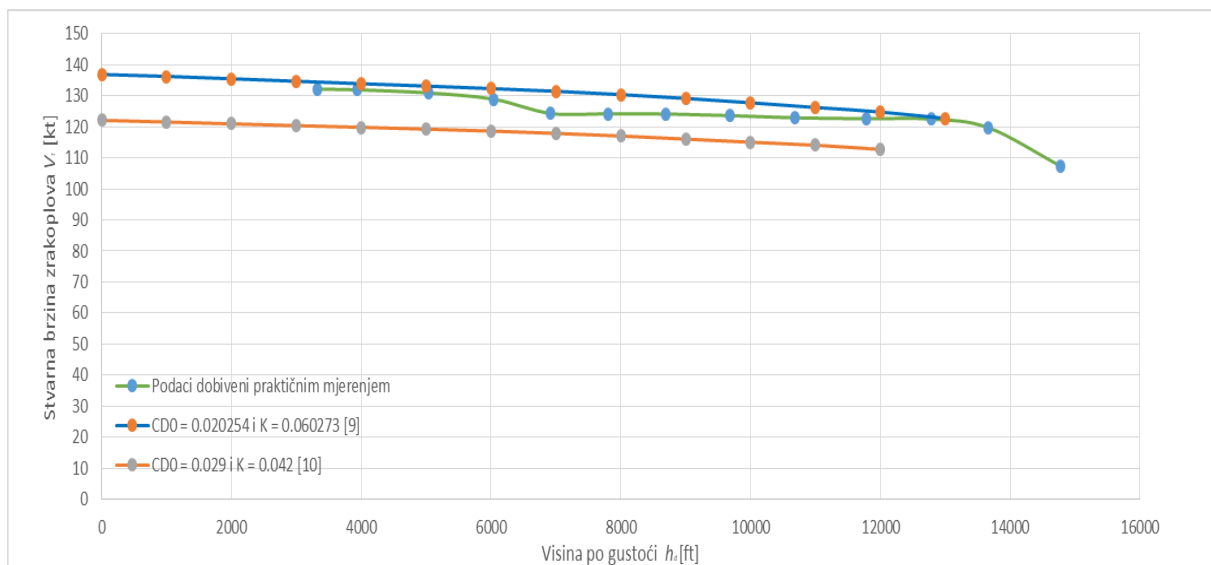
S pomoću dobivenih podataka može se konstruirati graf ovisnosti stvarne brzine zrakoplova i visine po gustoći.



**Grafikon 9:** Izmjerena stvarna brzina zrakoplova pri maksimalnoj trajnoj snazi na zadanim visinama

#### 5.4. Usporedba podataka određivanja performansi matematičkom metodom i praktičnim mjerenjem

Nakon što je konstruiran graf ovisnosti maksimalne brzine zrakoplova pri maksimalnoj trajnoj snazi u odnosu na visinu po gustoći, podaci dobiveni praktičnim mjerenjem se mogu usporediti s podacima dobivenima matematičkom metodom što je prikazano na grafikonu 10.



**Grafikon 10:** Usporedba maksimalne brzine zrakoplova pri maksimalnoj trajnoj snazi i zadanim visinama dobivenih eksperimentalnim mjerenjem i teoretskom metodom

Narančasta krivulja predstavlja performanse dobivene jednadžbom (34) s ulaznim vrijednostima iz izvora [10], a plava krivulja s ulaznim vrijednostima iz izvora [9], a zelena krivulja predstavlja performanse dobivene praktičnim mjerenjem. Na obje krivulje vidljiv je značajan pad maksimalne brzine s povećanjem visine. Krivulja dobivena matematičkom metodom se razlikuje od krivulje dobivene praktičnim testiranjem zbog:

- Korištenja Gagg i Farrar jednadžbe za određivanje snage motora. Jednadžba prikazuje aproksimaciju snage motora u odnosu na visinu te ne određuje egzaktnu vrijednost snage motora.
- Korištenje izračunate mase zrakoplova u jednadžbi za potrebnu snagu. Korištena je izračunata masa zrakoplova koja se može razlikovati od stvarne mase zrakoplova te tako utjecati na inducirani otpor koji utječe na maksimalnu brzinu zrakoplova. Veća masa povećava inducirani otpor i smanjuje maksimalnu brzinu zrakoplova.
- Korištenje aproksimiranog stupnja korisnog djelovanja elise. Vrijednost pravog stupnja korisnog djelovanja elise nije dostupna pa je korištena vrijednost od 0.85.
- Zaokruživanje vrijednosti. Prilikom izračuna performansi zrakoplova sve dobivene vrijednosti zaokružene su na treću decimalu što može utjecati na dobivene rezultate.

Tijekom praktičnog testiranja na izmjerene podatke mogli su utjecati sljedeći čimbenici:

- Greška pito-statičkog sustava. Mehaničke greške pito-statičkog sustava su minimalne u zrakoplovnim instrumentima, ali svejedno su mogle utjecati na izmjerene podatke.
- Postavka snage. Zrakoplov Diamond DV20 Katana ima mehanički indikator broja okretaja elise, tijekom testiranja posebno se obraćala pozornost na postavku maksimalne trajne snage, međutim zbog nepreciznog indikatora broja okretaja mogla se pojaviti greška postavke snage.
- Upravljanje zrakoplovom. Zrakoplovom je upravljao instruktor letenja te se tijekom mjerenja performansi osiguravalo da zrakoplov bude u horizontalnom letu. U realnosti, ne moguće je da ne postoje oscilacije zrakoplova te je moguće da se javila greška izmjerenih podataka zbog oscilacija zrakoplova.
- Atmosfera zraka. Na dan mjerenja performansi atmosfera je bila bez najavljene turbulencije ili potencijalnih nepogoda za mjerenje performansi. Unatoč tome, atmosfera nikada nije u potpunosti mirna te se mogla javiti greška mjerenja performansi zbog stanja atmosfere.
- Stanje zrakoplova. Iako su performanse zrakoplova i motora dostupne u pilotskom priručniku. Pravo stanje zrakoplova može se za određenu marginu razlikovati od podataka dostupnih u priručniku što može utjecati na izmjerene podatke.



Parametri zbog kojih se može javiti greška uslijed stanja zrakoplova su: starost zrakoplova, broj sati rada motora, adekvatno održavanje zrakoplova, čistoća i glatkost oplata zrakoplova, moguća oštećenja tijekom eksploatacije zrakoplova i još mnogo drugih čimbenika.

- Pretvorba indicirane brzine u kalibriranu brzinu. Za pretvorbu iz indicirane u kalibriranu brzinu dostupan je grafikon iz priručnika aviona, ali zbog nepreglednosti i većih inkrementa brzina, nije moguće precizno odrediti kalibriranu brzinu s pomoću indicirane brzine.

## 6. ZAKLJUČAK

Praktično mjerenje performansi je od izuzetne važnosti u tijeku proizvodnje zrakoplova. Izmjerene performanse dokazuju proračunate vrijednosti te dodatna ukazuju na potencijalne greške koje su se mogle javiti tijekom proizvodnje zrakoplova. Iako se većina performansi zrakoplova može odrediti matematičkim metodama, korištenjem aerotunela ili korištenjem računalnih simulacija, nikada se performanse neće moći u potpunosti utvrditi dok se ne izvede praktično testiranje u letu.

U ovom seminarskom radu izvršeno je praktično mjerenje maksimalne brzine zrakoplova u odnosu na visinu po gustoći pri postavkama maksimalne trajne snage na zrakoplovu Diamond DV20 Katana. Podaci dobiveni matematičkom metodom i podaci dobiveni praktičnim mjerenjem razlikuju se za određenu marginu zbog čimbenika koji su navedeni u petom poglavlju rada, od kojih je jedan od čimbenika masa zrakoplova koja se tijekom praktičnog ispitivanja smanjuje zbog potrošnje goriva i tako se povećava maksimalna brzina zrakoplova zbog smanjenja otpora. Razlika u vrijednostima dobivenih praktičnim mjerenjem i matematičkim metodama je u suštini dokaz za potrebom izvođenja praktičnih testiranja prilikom certificiranja novih zrakoplova ili prilikom proizvodnje novog zrakoplova.

Iako se s velikim pouzdanjem može vjerovati performansama dobivenima analitičkim metodama, za potpuni dokaz performansi zrakoplova potrebno je izvesti let tijekom kojega će se te iste performanse ispitati i dokazati u stvarnoj atmosferi.

## LITERATURA

- [1] BRP-Rotax GmbH & CO KG, *Operators Manual for Rotax Engine Type 912 Series*. Austria; 2023. Preuzeto s: <https://www.flyrotax.com/p/service/technical-documentation> [Pristupljeno: 10. lipnja 2024.].
- [2] D. A. Industries, *Airplane Flight Manual*; 1999. Preuzeto s: <https://skynet.fpz.hr/assets/files/6c0efdd0a4d2bed7d298bb0722e90f78.pdf> [Pristupljeno: 10. lipnja 2024.].
- [3] McCormick BW. *Aerodynamics, Aeronautics & Flight Mechanics*. John Wiley & Sons, Inc.; 1979. Preuzeto s: <https://www.academia.edu> [Pristupljeno: 12. lipnja 2024.].
- [4] Aviation Performance. *The International Standard Atmosphere*; 2020. Preuzeto s: <https://aviationperformance.wordpress.com/2020/08/29/basic-performance/> [Pristupljeno: 12. lipnja 2024.].
- [5] Hubert S. *Introduction to Aircraft Flight Test Engineering*. Jeppesen Sanderson; 1988  
Preuzeto s: [https://www.abebooks.com/servlet/BookDetailsPL?bi=31514754793&searchurl=d%3D30%26isbn%3D9780891002253%26rollup%3Don%26sortby%3D17&cm\\_sp=snippet\\_-\\_srp0\\_-\\_title1](https://www.abebooks.com/servlet/BookDetailsPL?bi=31514754793&searchurl=d%3D30%26isbn%3D9780891002253%26rollup%3Don%26sortby%3D17&cm_sp=snippet_-_srp0_-_title1) [Pristupljeno: 13. lipnja 2024.].
- [6] Aviation Parts Executive. *Altimeter*. Preuzeto s: <https://www.aviationpartsinc.com> [Pristupljeno: 13. lipnja 2024.].
- [7] Laura R. *Solid State Ship's Log Project*; 2013. Preuzeto s: <https://tushiplog.weebly.com> [Pristupljeno: 16. lipnja 2024.].
- [8] The Free Dictionary. *Position Error*. Preuzeto s: <https://encyclopedia2.thefreedictionary.com/> [Pristupljeno: 18. srpanja 2024.].
- [9] Papoči P. *Modelling and validation of BADA 4 aircraft piston performance*. Diplomski rad. Sveučilište u Zagrebu, Fakultet prometnih znanosti; 2020. Preuzeto s: <https://repositorij.fpz.unizg.hr/islandora/object/fpz:2256> [Pristupljeno: 18. srpanja 2024.].
- [10] Papoči P. *Procjena aerodinamičkih karakteristika zrakoplova Diamond Katana DV20*. Završni rad. Sveučilište u Zagrebu, Fakultet prometnih znanosti; 2018. Preuzeto s: <https://repositorij.fpz.unizg.hr/islandora/object/fpz%3A1446/datastream/PDF/view> [Pristupljeno: 19. srpanja 2024.].
- [11] Croatia Control Aeronautical Meteorology Service (MET). *SWL Chart*. Preuzeto s: <https://met.crocontrol.hr> [Pristupljeno: 2. rujna 2024.].

## POPIS SLIKA

<b>Slika 1:</b> Prikaz apsolutne visine, visine po tlaku, visine po gustoći i relativne visine [5].....	11
<b>Slika 2:</b> Standardni zrakoplovni visinomjer [6].....	13
<b>Slika 3:</b> Pitot – Prandtlova cijev [7] .....	15
<b>Slika 4:</b> Greška položaja zrakoplovnog brzinomjera [8] .....	16
<b>Slika 5:</b> Meteorološka situacija na dan praktičnog mjerenja [11].....	28

## POPIS GRAFIKONA

<b>Grafikon 1:</b> Performanse motora u odnosu na visinu po gustoći [1].....	3
<b>Grafikon 2:</b> prikaz ovisnosti indicirane brzine $V_{ias}$ (IAS) i kalibrirane brzine $V_{cas}$ (CAS) [2] .....	4
<b>Grafikon 3:</b> Određivanje brzine krstarenja pri odabranoj postavci snage za zrakoplov Diamond DV20 Katana [2] .....	5
<b>Grafikon 4:</b> Ovisnost stupnja korisnog djelovanja elise i koeficijenta napredovanja elise s konstantnim brojem okretaja [3].....	7
<b>Grafikon 5:</b> Prikaz ovisnosti temperature i visine u standardnoj atmosferi [4] .....	9
<b>Grafikon 6:</b> Usporedba ovisnosti dostupne snage motora i visine po gustoći dobivene Gagg i Farrovom jednadžbom i podacima iz grafikona 1.....	22
<b>Grafikon 7:</b> Ovisnost visine po gustoći i maksimalne stvarne brzine zrakoplova u metrima po sekundi pri maksimalnoj trajnoj snazi dobiveni jednadžbom (34) .....	25
<b>Grafikon 8:</b> Ovisnost visine po gustoći i maksimalne stvarne brzine zrakoplova u čvorovima pri maksimalnoj trajnoj snazi.....	26
<b>Grafikon 9:</b> Izmjerena stvarna brzina zrakoplova pri maksimalnoj trajnoj snazi na zadanim visinama	33
<b>Grafikon 10:</b> Usporedba maksimalne brzine zrakoplova pri maksimalnoj trajnoj snazi i zadanim visinama dobivenih eksperimentalnim mjerenjem i teoretskom metodom .....	33

## POPIS TABLICA

<b>Tablica 1:</b> Performanse motora ovisno o postavljenom broju okretaja motora i tlaku punjenja motora prema [1] .....	4
<b>Tablica 2:</b> Ograničenja brzina zrakoplova prema [2].....	5
<b>Tablica 3:</b> Performanse u krstarenju za zrakoplov Diamond DV20 Katana [2] .....	6
<b>Tablica 4:</b> Parametri standardne atmosfere do 15000 ft [4] .....	10
<b>Tablica 5:</b> Dostupna i raspoloživa snaga na visini po gustoći.....	21
<b>Tablica 10:</b> Izmjereni parametri tijekom praktičnog testiranja.....	30

Sveučilište u Zagrebu  
Fakultet prometnih znanosti  
Vukelićeva 4, 10000 Zagreb

## IZJAVA O AKADEMSKOJ ČESTITOSTI I SUGLASNOSTI


Izjavljujem i svojim potpisom potvrđujem da je \_\_\_\_\_ završni rad  
(vrsta rada)

isključivo rezultat mogega 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 Mjerenje performansi zrakoplova Diamond DV20 Katana, u Nacionalni repozitorij završnih i diplomskih radova ZIR.

Student/ica:

U Zagrebu, 10.09.2024.

Lukša Vugec,   
(ime i prezime, potpis)