

# Proračun performansi zrakoplova Diamond DV20 Katana

---

**Katić, Miljenka**

**Undergraduate thesis / Završni rad**

**2019**

*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:119:813080>

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

*Download date / Datum preuzimanja:* **2024-07-20**



*Repository / Repozitorij:*

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



**SVEUČILIŠTE U ZAGREBU**  
**FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI**

Miljenka Katić

**PRORAČUN PERFORMANSI ZRAKOPLOVA DIAMOND KATANA DV20**

ZAVRŠNI RAD

Zagreb, 2019.

Zagreb, 10. travnja 2019.

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

## ZAVRŠNI ZADATAK br. 5413

Pristupnik: **Miljenka Katić (0135242975)**  
Studij: **Aeronautika**  
Smjer: **Pilot**  
Usmjerenje: **Civilni pilot**

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

### Opis zadatka:

Zrakoplov Diamond DV20 Katana je jednomotorni laki zrakoplov koji se na Fakultetu prometnih znanosti koristi za praktično osposobljavanje civilnih pilota. U završnom radu je potrebno za isti zrakoplov prikazati njegove tehničko-eksploatacijske karakteristike te karakteristike njegovog pogonskog sustava. Na temelju dostupnih podataka potrebno je napraviti matematički model pogonskog sustava koji se sastoji od modela motora i modela elise. Pomoću tako dobivenog modela i dostupnog aerodinamičkog modela iz završnog rada studenta Petra Papočija, potrebno je napraviti proračun performansi u krstarenju i penjanju. Dobivene rezultate potrebno je usporediti s objavljenim podacima te komentirati eventualne razlike.

2. Deklarirane performanse zrakoplova Katana Dv-20
3. Model propulzije zrakoplova Dv-20
  - 3.1. Model motora
  - 3.2. Model propelera
4. Aerodinamički model
5. Proračun performansi u krstarenju i penjanju
6. Usporedba podataka s objavljenim podacima
7. Zaključak

Mentor:

Predsjednik povjerenstva za  
završni ispit:

---

dr. sc. Karolina Krajček Nikolić

**SVEUČILIŠTE U ZAGREBU**  
**FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI**

**ZAVRŠNI RAD**

**PRORAČUN PERFORMANSI ZRAKOPLOVA DIAMOND KATANA DV20**

**CALCULATION OF PERFORMANCE DATA FOR AIRCRAFT DIAMOND  
KATANA DV20**

Mentor: dr.sc. Karolina Krajček Nikolić

Student: Miljenka Katić

JMBAG:0135242975

Zagreb, 2019.

## **Sažetak:**

Pod pojmom performanse nekog zrakoplova podrazumijeva se sposobnost zrakoplova da pri određenim uvjetima leta (visina, brzina, masa) posjeduje što povoljnije karakteristike u vidu doleta, istrajnosti, što manje potrošnje goriva, optimalne duljine potrebne za polijetanje i slijetanje, itd. Pri samom početku ovog rada predstavljene su deklarirane performanse zrakoplova Diamond Katana DV20 koje se nalaze u njegovom operativnom priručniku. U nastavku rada opisan je model propulzije zrakoplova koji se koristi u sljedećim poglavljima skupa sa aerodinamičkim modelom iz rada Petra Papočija za izračun performansi zrakoplova u fazi krstarenja i penjanja. Na temelju teorijskih izračuna dobivene su vrijednosti za maksimalnu istrajnost leta od 4,9 h, maksimalnu brzinu krstarenja od 236 km/h, maksimalnu brzinu uzdizanja od 4,8 m/s, te brzina za maksimalnu brzinu uzdizanja od 100 km/h. Na kraju ovog rada uspoređeni su podatci dobiveni u ovom radu s objavljenim podacima o performansama. Temeljem usporedbe teorijski dobivenih podataka i deklariranih podataka može se zaključiti da su odstupanja minimalna i prihvatljiva.

Ključne riječi: performanse zrakoplova, model propulzije, aerodinamički model, izračun, krstarenje, penjanje.

## **Summary:**

The term performance of an aircraft means the ability of an aircraft to have the most efficient characteristics under certain conditions (altitude, speed, mass) in form of flight endurance, range, fuel consumption, length required for take off and landing, etc. At the beginning of this paper are presented performance of the aircraft Diamond Katana DV20 which are found in it's manual. The following section of the paper describe the model of propulsion, used in aircraft, along with aerodynamic model from the work of Petar Papoči, to calculate performance of this aircraft in the cruise and climb phase. At the end of this paper, the data obtained in this paper will be compared with the published performance data. In accordance with theoretical calculation the given figure for maximum flight endurance is 4,9 h, maximum cruising

speed is 236km/h, maximum lifting speed is 4,8 m/s, and the speed for maximum velocity is 100km/h. At the end of this paper the data acquired during theoretical research was compared to the published performance data of the aircraft. Based on the comparison between the theoretically obtained data and the declared performance data it can be concluded that deviations in data are minimal and acceptable.

Key words: performance of the aircraft, model of propulsion, aerodynamic model, calculation, cruise, climb.

## SADRŽAJ:

1. UVOD .....	1
2. DEKLARIRANE PERFORMANSE ZRAKOPLOVA KATANA DV20 .....	2
3. MODEL PROPULZIJE ZRAKOPLOVA KATANA DV20 .....	13
3.1. MODEL MOTORA .....	17
3.2. MODEL PROPELERA .....	18
4. AERODINAMIČKI MODEL .....	22
5. PRORAČUN PERFORMANSI U KRSTARENJU I PENJANJU .....	26
5.1. PRORAČUN PERFORMANSI U KRSTARENJU .....	26
5.2. PRORAČUN PERFORMANSI U PENJANJU .....	36
6. USPOREDBA PODATAKA S OBJAVLJENIM PODATCIMA .....	40
Zaključak .....	43
LITERATURA .....	44
POPIS SLIKA.....	45
POPIS TABLICA .....	46
POPIS DIJAGRAMA .....	47

## 1. UVOD

U ovom radu proračunate su performanse malog zrakoplova generalne avijacije Diamond Katana DV20 u krstarenju i penjanju, te uspoređene s podacima objavljenima u priručniku zrakoplova.

Prvo poglavlje predstavlja uvod.

Drugo poglavlje sadrži deklarirane podatke, te grafičke i tablične prikaze performansi ovog zrakoplova koji se nalaze u priručniku zrakoplova.

U trećem poglavlju dan je model propulzije zrakoplova Diamond Katana DV20 koji se sastoji od modela motora, te modela propelera.

Četvrto poglavlje sastoji se od podataka već dostupnog aerodinamičkog modela iz završnog rada Petra Papočija koji se koristi u petom poglavlju skupa s modelom propulzije za izračun performansi u krstarenju i penjanju.

Peto poglavlje sadrži proračun performansi DV20 u režimima krstarenja i penjanja uz pomoć aerodinamičkog modela i modela propulzije.

U šestom poglavlju uspoređeni su podatci dobiveni u petom poglavlju i podatci objavljeni u priručniku zrakoplova.

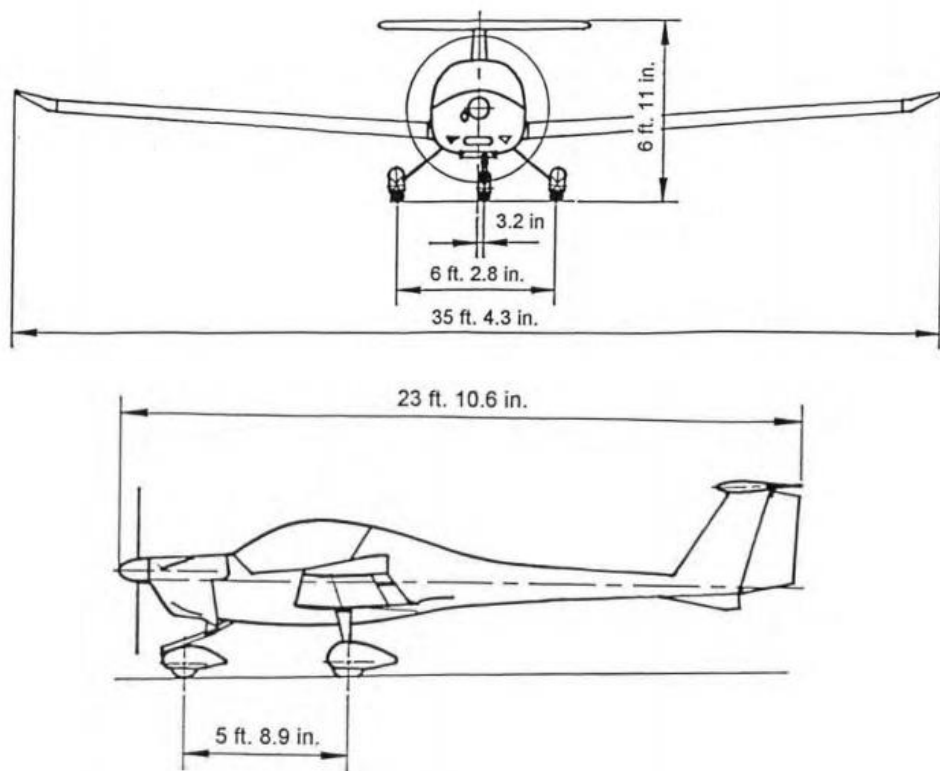


## 2. DEKLARIRANE PERFORMANSE ZRAKOPLOVA KATANA DV20

Pod pojmom performanse podrazumijevaju se određene sposobnosti zrakoplova u specifičnom režimu odnosno fazi leta: polijetanje, penjanje, horizontalan let, zaokreti, spuštanje i slijetanje. Također se pod pojmom performanse nekog zrakoplova podrazumijeva i najveći dolet zrakoplova, najdulje trajanje leta zrakoplova, najveći kut penjanja, te brzina krstarenja.

Prilikom izračuna performansi nekog zrakoplova ključni faktori su: karakteristike samog zrakoplova (masa zrakoplova, aerodinamičke karakteristike, konstruktivne karakteristike, pogonska skupina), te vanjski čimbenici (vjetar, visina leta, stanje atmosfere, stanje uzletno sletne staze). U svakoj pripremi leta, podaci o meteorološkom stanju uzletno-sletne staze i meteorološke informacije općenito na planiranoj putanji leta bitan su parametar u ostvarivanju performansi zrakoplova na tom letu.

Zrakoplov Diamond Katana DV20, niskokrilac s podvozjem u obliku tricikla, prikazan je na slici 1.



Slika 1: Diamond Katana DV20

Utjecaj mase zrakoplova ima veliku ulogu u performansama zrakoplova, zbog toga je vrlo bitno da je masa zrakoplova manja od maksimalne dopuštene mase. Masa zrakoplova utječe na potrebnu vučnu silu zrakoplova, tako što veća masa zahtjeva veću silu uzgona, te posljedično raste inducirani otpor, a time i vučna sila. Nadalje, veća masa rezultira većom minimalnom potrebnom vučnom silom, te porastom brzine za minimalnu vučnu silu. Također veća masa povećava brzinu sloma uzgona zrakoplova. U horizontalnom letu veća masa rezultira manjim doletom zrakoplova, te većom potrebnom snagom zbog većeg induciranog otpora. Penjanje s velikom masom smanjuje višak snage, što rezultira manjom brzinom uzdizanja. Masa zrakoplova također ima utjecaja i na proračun duljine potrebne za polijetanje i slijetanje, pa je s većom masom potrebna i veća duljina za zatrčavanje, ali i za slijetanje.

Duljina potrebna za slijetanje zrakoplova Diamond Katana DV20 prema podacima iz operativnog priručnika iznosi: približno 228 m (748 ft), dok je duljina potrebna za slijetanje na visini od 50 ft iznad prepreka iznosi: približno 454 m (1490ft) [1]. Prilikom ovog izračuna za potrebnu duljinu za slijetanje u obzir su uzeti slijedeći uvjeti: maksimalna masa polijetanja zrakoplova, maksimalni RPM, brzina prilaza od 110 km/h, ravna i betonirana pista, zakrilca u položaju za slijetanje, te uvjeti standardne atmosfere.

Maksimalna masa pri polijetanju za zrakoplova Diamond Katana DV20 iznosi: 730 kg.

Glavne aerodinamičke karakteristike koje utječu na performanse zrakoplova su sila uzgona i sila otpora zrakoplova, odnosno njihovi koeficijenti. U 4. poglavlju njihovi utjecaji su malo detaljnije opisani.

Pogonska skupina zrakoplova najbitniji je parametar prilikom proračuna performansi zbog svoje uloge stvaranja potrebne vučne sile odnosno snage. Karakteristike pogonske skupine veoma su podložne utjecajima promjene visine, te se s povećanjem visine smanjuju performanse pogonske skupine odnosno zrakoplova. Dakle, s povećanjem visine smanjuje se potrebna snaga, te vučna sila zrakoplova što je za zrakoplov Diamond Katana DV20 grafički prikazano u poglavlju 5.

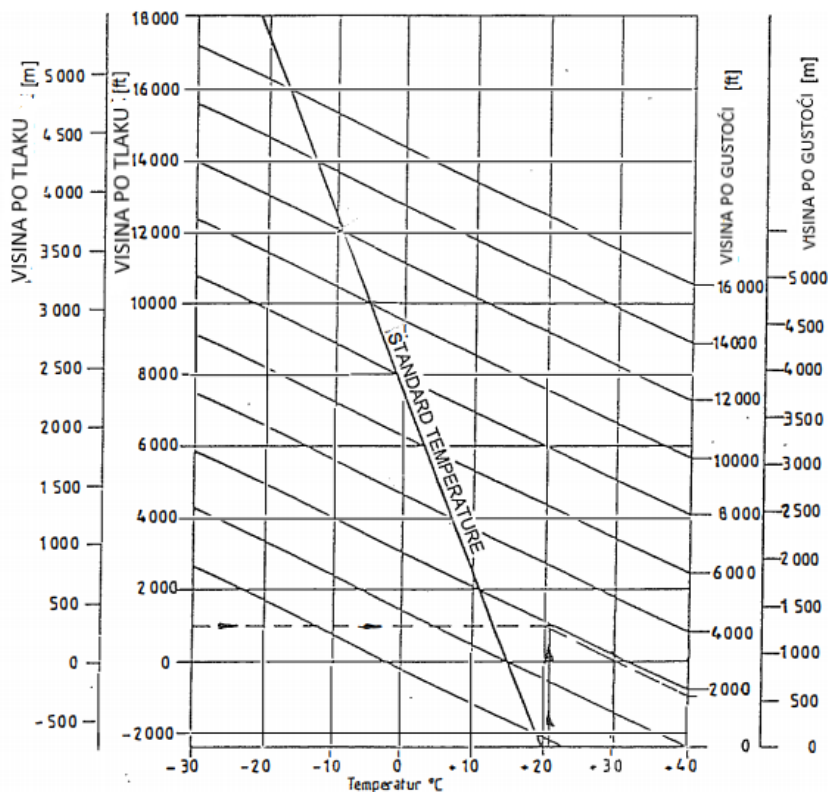
Utjecaj vjetra najviše je izražen u fazi krstarenja zrakoplova, tako što povećava, odnosno smanjuje brzinu u odnosu na tlo (*ground speed*). Tako čeoni vjetar smanjuje dolet zrakoplova, a leđni vjetar povećava dolet zrakoplova. Prilikom penjanja vjetar neće imati utjecaj na brzinu

penjanja već na kut penjanja. Tako čeonni vjetar povećava kut penjanja, a leđni vjetar smanjuje. Prilikom polijetanja i slijetanja povoljniji je čeonni vjetar jer smanjuje duljinu potrebnu za polijetanje odnosno za slijetanje.

U zrakoplovnom priručniku zrakoplova Diamond Katana DV20 moguće je pronaći dijagrame koji olakšavaju proračunavanje utjecaja pojedinih vanjskih čimbenika na performanse zrakoplova.

Visina leta zrakoplova odnosno stanje atmosfere na toj visini utječe na performanse pogonske skupine zrakoplova. S povećanjem visine leta smanjuje se i gustoća zraka što rezultira smanjenjem raspoložive snage zrakoplova. Zbog ovih negativnih učinaka svaki zrakoplov ima svoj apsolutni vrhunac leta – visina do koje se može teoretski popeti, odnosno gdje se raspoloživi potisak izjednačava s potrebnom vučnom silom. Dakle, s povećanjem visine smanjuje se raspoloživa snaga, a povećava potrebna snaga.

Nadalje, u priručniku promatranog zrakoplova moguće je pronaći dijagram za pretvorbu visine odnosno visine po tlaku u visinu po gustoći zraka u odnosu na stvarnu temperaturu i standardnu temperaturu zraka.



Slika 2: Pretvorba visina

Performanse za određeni tip zrakoplova, koje omogućuju precizan izračun podataka potrebnih za izvršavanje sigurnog leta, prikazane su u njihovim zrakoplovnim priručnicima. Potrebni podatci prikazani su u obliku tablica i dijagrama kako bi se ilustrirao utjecaj različitih varijabli. Ti su podatci prikupljeni iz testnih letova pri povoljnim uvjetima leta, te korigirani za uvjete standardne atmosfere (ISA = 15 ° C i 1013.25 mbar pri razini mora). Tablice performansi ne uzimaju u obzir sposobnosti pilota ili faktor održavanosti zrakoplova [1].

U zrakoplovnom priručniku zrakoplova Diamond Katana DV20 mogu se pronaći dijagrami za proračunavanje slijedećih performansi: performanse u krstarenju, performanse penjanja, maksimalna istrajnost leta, brzina krstarenja, duljina potrebna za slijetanje, duljina potrebna za polijetanje, najveća brzina penjanja.

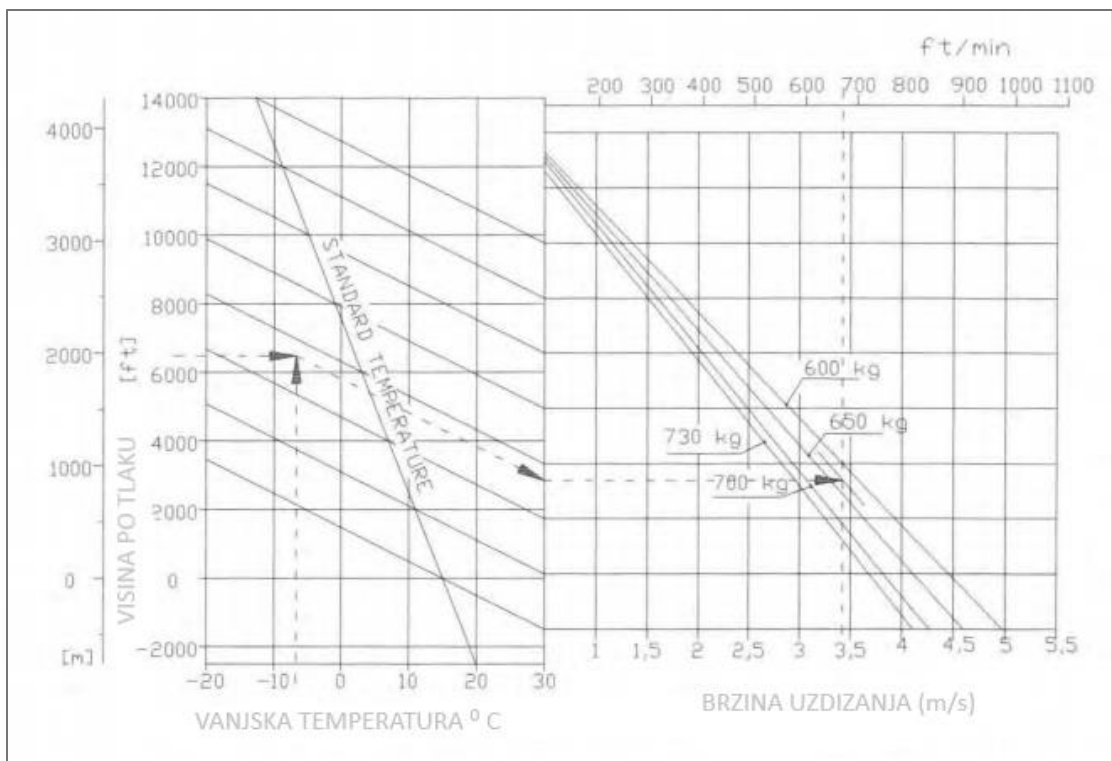
Performanse DV20 zrakoplova u krstarenju dane su u obliku tablice na slici 3 u kojoj je prikazana kombinacija odnosa brzine vrtnje propelera (RPM) i tlaka punjenja (MAP) koji daje najmanju potrošnju goriva (*Fuel flow*) pri željenom postotku snage motora i visini. Na slici 3 je prikazana tablica koja se nalazi u priručniku zrakoplova. Proizvođač preporučuje da se za brzo krstarenje odabere brzina vrtnje od 2200 o/min i tlak punjenja koji će biti najmanje 0.7 inHg manji od najvećeg mogućeg tlaka punjenja na željenoj visini krstarenja. S takvim postavkama snage omogućuje se optimalna potrošnja goriva, te takve postavke minimalno utječu na željenu brzinu leta. Također, za ekonomično krstarenje u priručniku se preporučuje brzina vrtnje propelera između 2100 i 1900 o/min, te tlak punjenja koji je manji za 1-2 inHG od maksimalnog tlaka punjenja za željenu visinu krstarenja.

Visina po tlaku		Standard Temp		Snaga motora u % maks. kontinuirane snage											
				55 %				65 %				75 %			
				RPM	MP	Protok goriva		RPM	MP	Protok goriva		RPM	MP	Protok 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		Standard Temp		85 %				95 %				105 %			
				RPM	MP	Protok goriva		RPM	MP	Protok goriva		RPM	MP	Protok 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>								

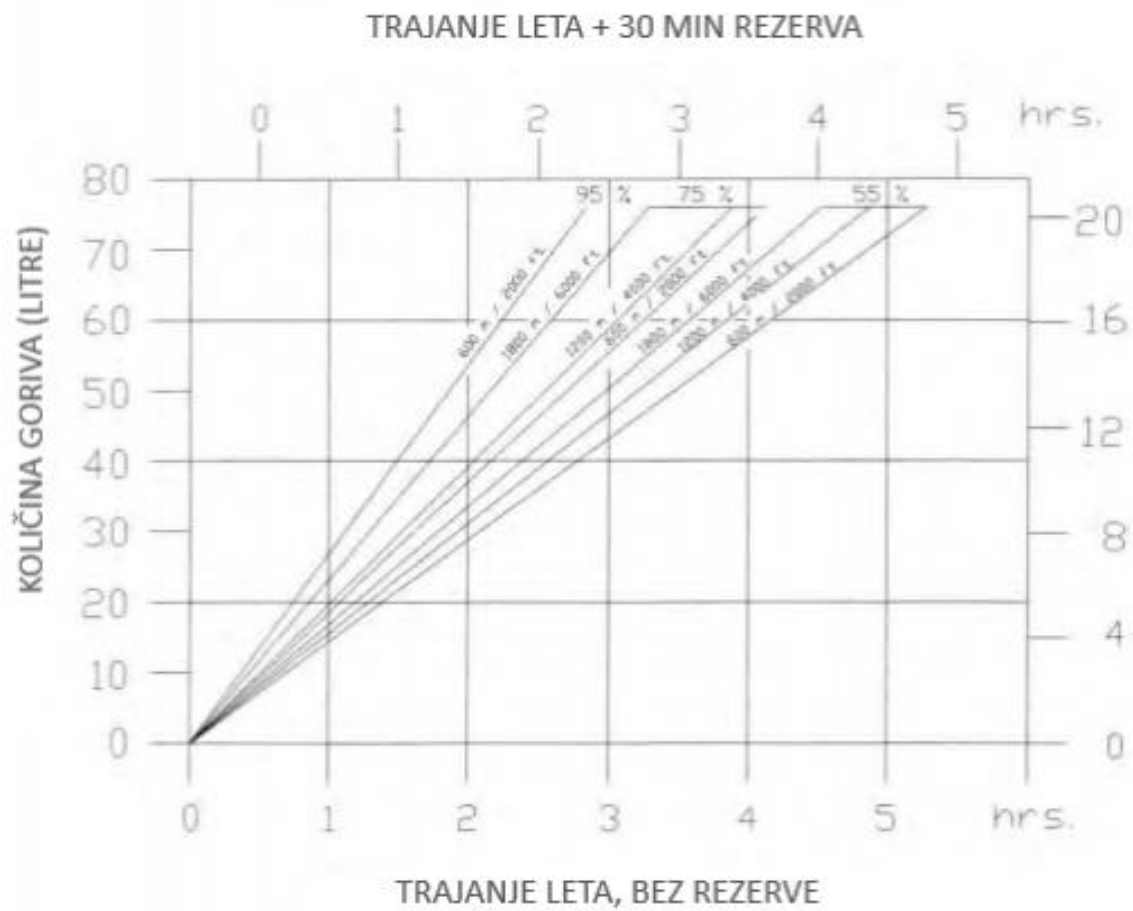
Slika 3: Performanse krstarenja

Na slici 4 prikazan je dijagram preko kojega se određuje brzina uzdizanja zrakoplova s obzirom na vanjsku temperaturu, visinu leta, te masu zrakoplova. U priručniku Diamonda DV20 nalaze se podatci za maksimalnu visinu krstarenja iznosi: 13120 ft (4000 m), dok je brzina za najbolju brzinu uzdizanja sa zakrilcima u poziciji za polijetanje iznosi 65 kts (33,4 m/s) [1].



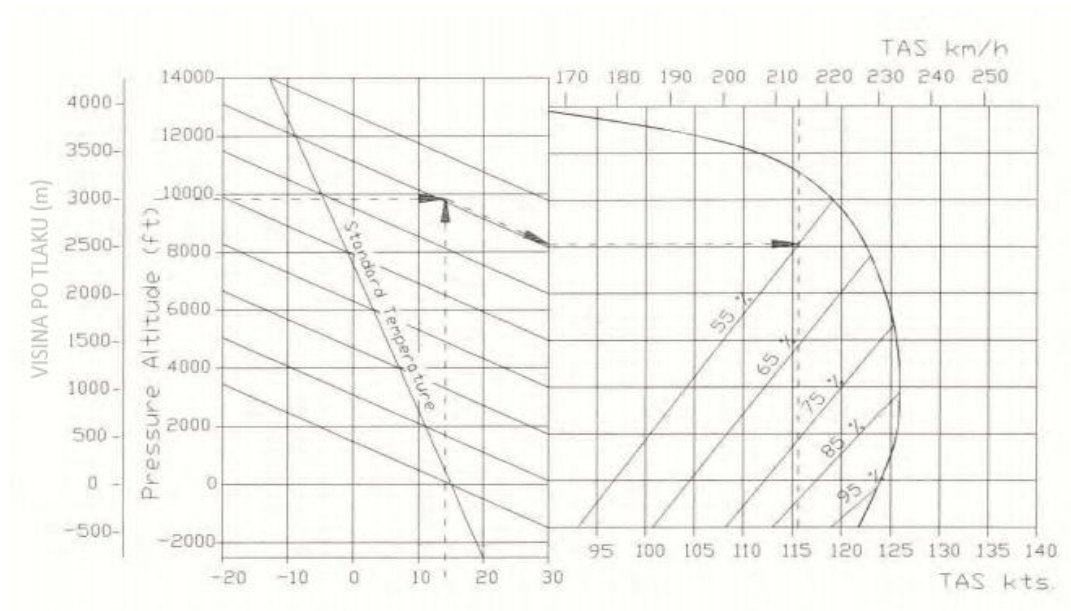
Slika 4:Performanse penjanja

Izračun maksimalne istrainosti leta sa i bez rezerve (30 minuta) izračunava se preko dijagrama na slici 5. Ta istrainost ovisi o količini korisnog goriva, te postavkama snage motora na željenoj visini [1].



Slika 5: Dijagram maksimalne istrajnosti leta

Slika 6 prikazuje dijagram očekivane stvarne brzine TAS (*True airspeed*) s obzirom na željene postavke snage i visinu leta [1].



Slika 6: Brzina krstarenja (TAS)

Brzine sloma uzgona također se mogu pronaći u zrakoplovnom priručniku Diamond Katana DV20. Brzina sloma uzgona ovisit će o položaju zakrilaca, te o kutu nagiba zrakoplova. Pri izračunu ovih brzina u obzir su uzeti sljedeći uvjeti: maksimalna masa zrakoplova, pozicija težišta što je moguće više naprijed, ručica gasa u poziciji *idle*. Na slici 7 tablično su prikazane brzine sloma uzgona.



Brzine sloma uzgona u km/h

Zakrilca	Kut nagiba							
	0°		30°		45°		60°	
	IAS	CAS	IAS	CAS	IAS	CAS	IAS	CAS
UP	79	92	85	99	94	109	112	130
T/O	72	83	77	89	85	98	102	117
LDG.	70	81	75	87	83	96	99	115

Brzine sloma uzgona u kts.

Zakrilca	Kut nagiba							
	0°		30°		45°		60°	
	IAS	CAS	IAS	CAS	IAS	CAS	IAS	CAS
UP	43	50	46	53	51	59	60	70
T/O	39	45	42	48	46	53	55	63
LDG.	38	44	41	47	45	52	54	62

Slika 7: Brzine sloma uzgona

Na temelju svih ovih prethodno opisanih dijagrama na tablicama od 1-5 prikazani su podatci o pojedinim performansama zrakoplova Diamond Katana DV20.

Tablica 1: Brzina uzdizanja [1]

Masa = 730kg	
Visina leta [m]	Brzina uzdizanja [m/s]
0 m	4,1 m/s
600 m	3,7m/s
1200 m	3,3 m/s
1800 m	2,8 m/s
2400 m	2,4 m/s
3000 m	1,9m/s
3600 m	1,5 m/s
4000 m	0 m/s

Tablica 2: Istrajnost [1]

Visina pri postavkama od 55% maksimalne kontinuirane snage	Istrajnost [h]	Istrajnost sa rezervom od 30 min [h]
Količina goriva: 77 litara		
600 m	5,15 h	4,65 h
1200 m	4,65 h	4,15 h
1800 m	4,4 h	3,9 h
Visina pri postavkama od 75% maksimalne kontinuirane snage		
600 m	4.1 h	3,6 h
1200 m	3,8 h	3,3 h
1800 m	3,3 h	2,8 h
Visina pri postavkama od 95% maksimalne kontinuirane snage		
600 m	2,8 h	2,3 h

Tablica 3: Brzine za brzo krstarenje [1]

Brzo krstarenje pri postavkama za brzo krstarenje	Stvarna brzina leta (TAS) [km/h]
600 m	209
1800 m	210
2400 m	206

Tablica 4: Brzine za ekonomično krstarenje

Brzine krstarenja pri postavkama snage za ekonomično krstarenje	Stvarna brzina leta (TAS) [km/h]
600 m	195
1800 m	195
2400 m	200

Tablica 5: Maksimalna brzina krstarenja [1]

Visina postavkama snage 95% od maksimalne kontinuirane snage	Brzina [km/h]
0 m	223

Tablica 6: Brzine za najbolju brzinu uzdizanja s uvučenim zakrilcima

Visina	Brzina [km/h]
0 – 1200 m	130
1200-2100 m	125

### 3. MODEL PROPULZIJE ZRAKOPLOVA KATANA DV20

Kroz ovo poglavlje matematičkim modelom motora i propelera predstavljen je matematički model propulzija zrakoplova DV20.

Zrakoplov Diamond Katana DV20 opremljen je četverotaktnim motorom Rotax 912 S, te je prikazan na Slika 8. Motor se sastoji od četiri cilindra postavljenih u karakterističnu bokser konfiguraciju motora. Cilindri ovog motora hlađeni su zrakom. Karakteristike ovog motora koje se mogu pronaći u priručniku zrakoplova [1] prikazane su u tablici 7.

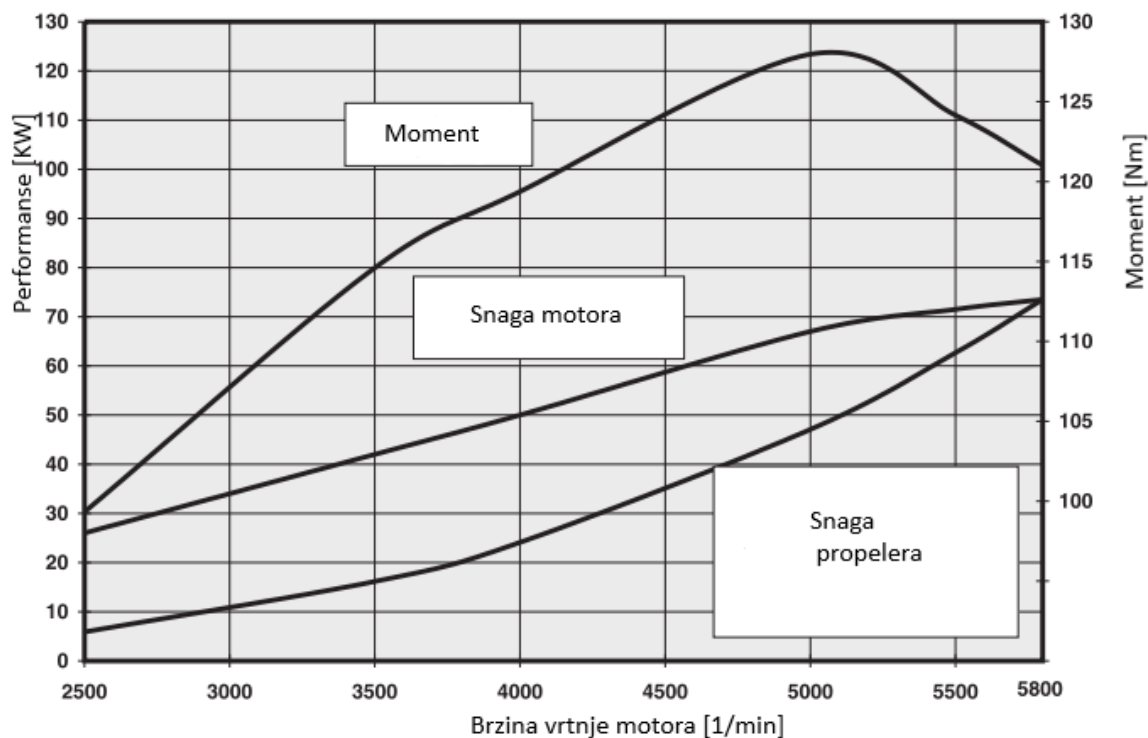
Tablica 7: Karakteristike motora

Prijenosni omjer	2.3:1
Radni volumen[l]	1.352
Maksimalna snaga	73.5 kW
Pri 5800RPM	

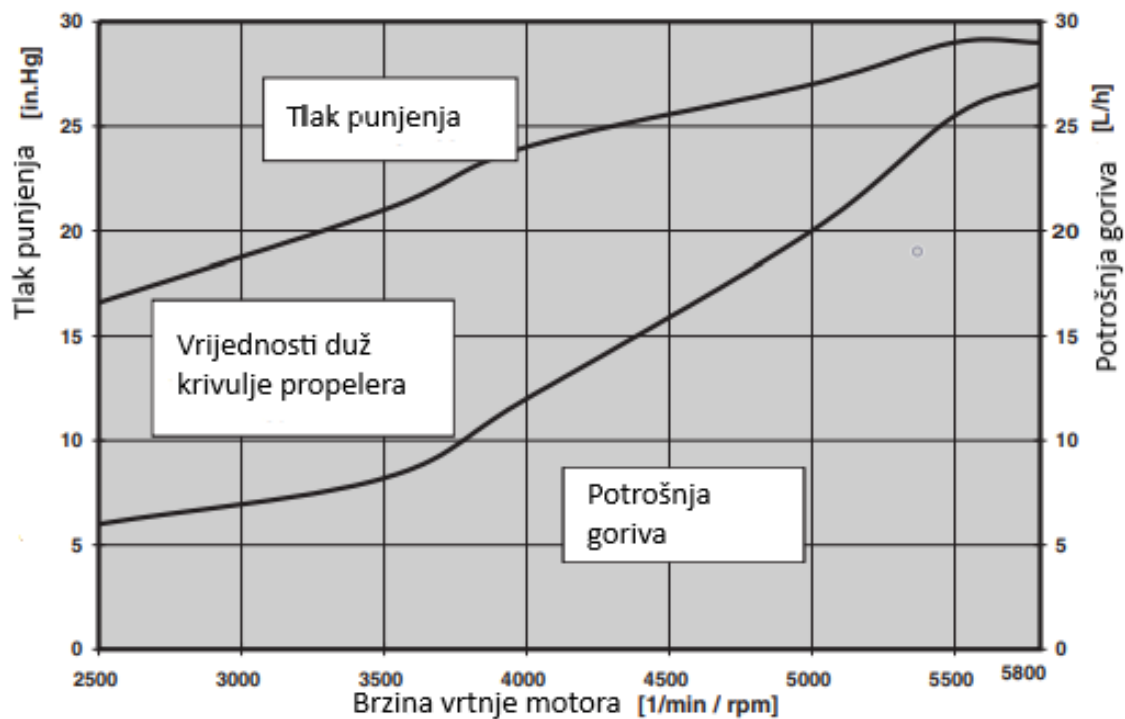


Slika 8: Motor Rotax 912 S [2]

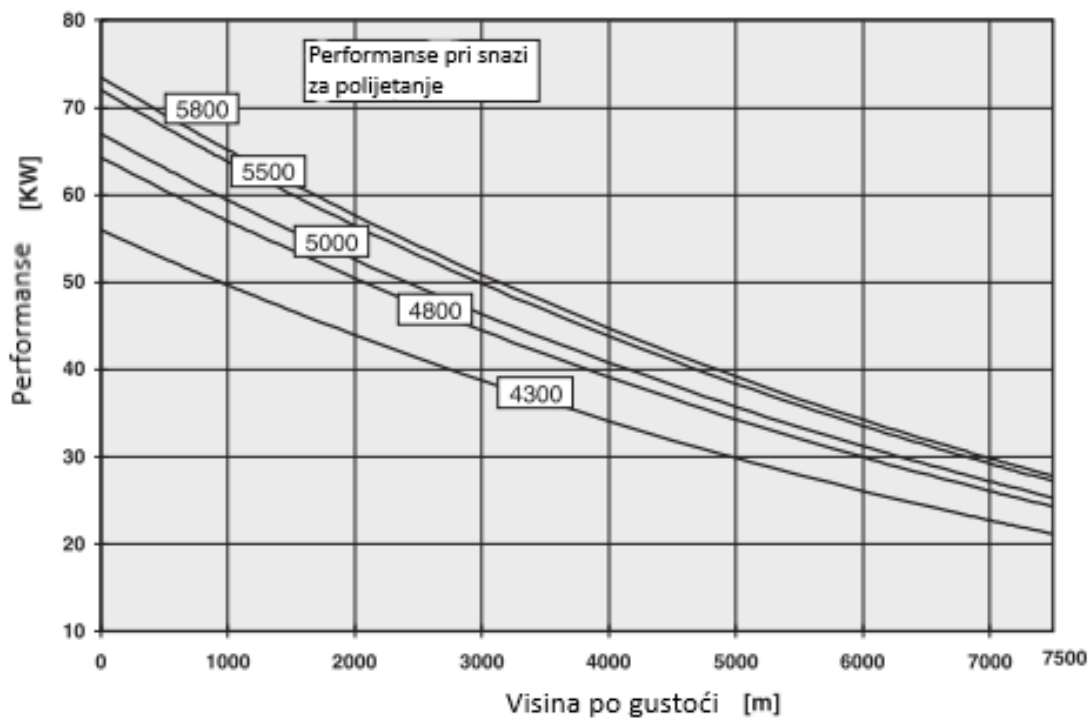
Proizvođač motora Rotax 912 S u svom operativnom priručniku daje grafove performansi motora pri standardnim uvjetima atmosfere i nestandardnim uvjetima atmosfere gdje su potrebne određene korekcije. Grafovi su prikazani na slikama 9-11. Nadalje, na slici 11 prikazano je smanjivanje performansi motora s povećanjem visine leta, te krivulje pokazuju performanse pri različitim postavkama brzine vrtnje (5800, 5500, 5000, 4800 i 4300 RPM pri potpuno otvorenoj ručici snage). Sa dijagrama na slici 11 također je moguće odrediti potrošnju goriva na temelju odrađenih postavki motora.



Slika 9: Performanse u standardnim uvjetima atmosfere



Slika 10: Performanse motora u standardnim uvjetima



Slika 11: Performanse u nestandardnim uvjetima atmosfere

Propeler zrakoplova Diamond DV20 proizvela je tvrtka Hoffmann, model: HO-V352F/170FQ. Propeler ovog zrakoplova ima promjenjiv korak propelera, te održavanje konstantne brzine vrtnje. U tablici 8 prikazane su osnovne karakteristike ovog propelera [1].

Tablica 8: Dimenzije i karakteristike propelera

Raspon postavnog kuta propelera [deg]	15° - 35°
Promjer propelera [m]	1.70

U zrakoplovnom priručniku također se mogu pronaći podatci o ograničavajućim odnosno maksimalnim brzinama ovog propelera. Tako maksimalna brzina vrtnje pri postavci za polijetanje može se koristiti maksimalno 5 minuta i iznosi 2385 o/min, dok maksimalna kontinuirana brzina vrtnje iznosi: 2260 o/min.

### 3.1. MODEL MOTORA

Proizvođači klipnih motora u većini slučajeva u svojim operativnim priručnicima prilažu dijagrame performansi tog motora. Iz tih dijagrama je moguće izvući podatak o BHP (*Break Horse Power*) na temelju brzine vrtnje motora (RPM) i tlaka punjenja (MAP). Nadalje, provode se dodatne korekcije na temelju vanjske temperature na određenoj visini i u određenim uvjetima [3]. Dijagrami su prikazani u prethodnom poglavlju u uvjetima standardne atmosfere, te pri uvjetima nestandardne atmosfere odnosno na nekoj visini leta. Cilj proračunavanja ovog modela motora je dobivanje podataka o BHP snazi na temelju nekih ulaznih parametara ako što su: tlak punjenja, visina, temperatura na visini, brzina vrtnje.

Ovisno o dostupnim motorskim dijagramima moguće je napraviti model motora prilagođen računalu. Tako se primjerice može koristiti Pettijeva jednadžba koja preko maksimalne snage motora na razini mora te primjenom određenih korekcija za temperaturu, te odnosa tlakova punjenja izračunava snagu motora u zadanim uvjetima.

$$P_{BHP} = P_{BHP \max} \sqrt{\frac{T_{std}}{T_{oat}}} \frac{[R_m - R_f(1 - R_m)] (\sigma_{std} - R_m^{0.8097}) + \left( \frac{R_m^{0.8097} - 0.117}{0.833} \right) (1 - \sigma_{std})}{1 - R_m^{0.8097}}$$

- $P_{BHP}$  – snaga motora u zadanim uvjetima (pri određenom MAP i RPM, te visini)
- $P_{BHP \max}$  – maksimalan horsepower na razini mora
- $T_{std}$  – temperatura na visini pri standardnim uvjetima
- $T_{oat}$  – vanjska temperatura zraka u zadanim uvjetima
- $R_m$  – odnos tlakova punjenja

$$R_m = \frac{MAP}{MAP_{\max}}$$

- $R_f$  – odnos snage motora



- $\sigma_{std}$  – odnos gustoće pri standardnoj temperaturi

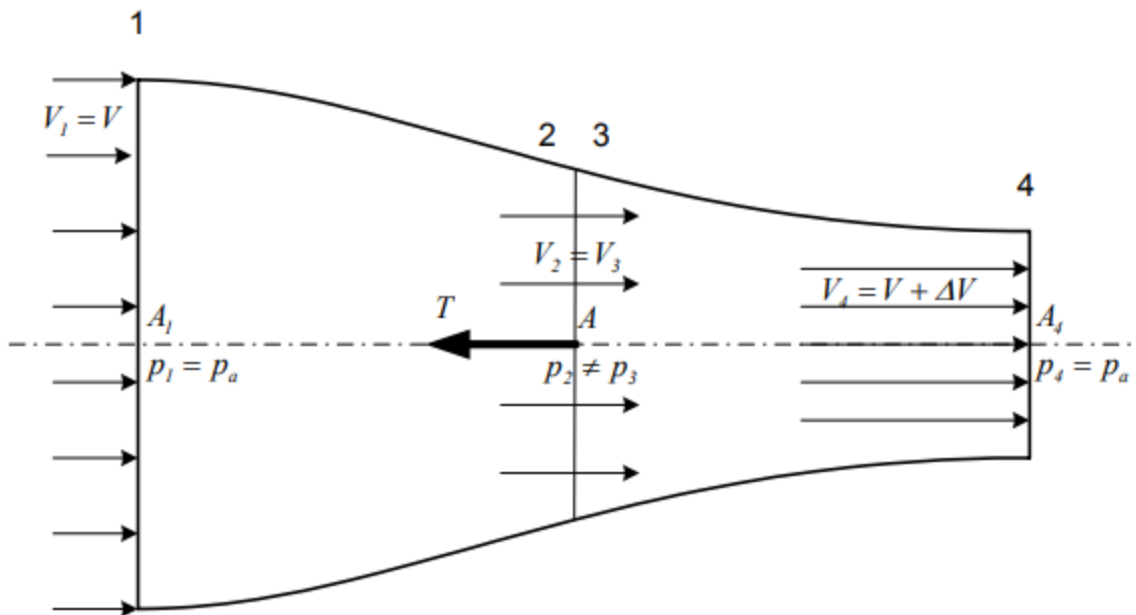
U ovom radu, zbog neadekvatnih motorskih dijagrama neće se koristiti Pettijeva jednadžba nego će se na temelju dostupnih dijagrama iščitati vrijednosti potrebne za izračun performansi. Na temelju dostupnih dijagrama karakterističnih za motor zrakoplova Diamond Katana DV20 koji se nalaze na slikama 9,10,11 dobiveni su potrebni podatci. Tako se na temelju dijagrama sa slike 9 može odrediti maksimalna snaga motora od 73.5 kW pri maksimalnoj brzini vrtnje motora od 5800 .

### 3.2. MODEL PROPELERA

Propeler je aerodinamička površina zrakoplova koja omogućava pretvorbu snage na vratilu motora u potrebni potisak. Potisak propelera jednak je masi ubrzanog zraka pomnoženom s akceleracijom. Krakovi propelera oblikovani su u obliku krila stoga potisak propelera aerodinamička sila uzgona identična sili koju proizvode krila.

Propeler zrakoplova Diamond Katana DV20 kao što je navedeno propeler promjenjivog koraka s konstantnom brzinom. Takva vrsta propelera omogućuje veliku iskoristivost u velikom rasponu stvarnih brzina leta (TAS), što nadalje rezultira boljim performansama u polijetanju i penjanju, te manju potrošnju goriva u fazi krstarenja.

Najbitnija karakteristika propelera prilikom izračuna performansi zrakoplova je njegova korisnost. Korisnost propelera dobiva se preko Froudove teorije propelera gdje se propeler opisuje kao beskonačno tanki disk koji ne stvara nikakve otpore prilikom strujanja zraka. Također, kod ovog modela propelera smatra se da je strujanje nestlačivo, tlak i brzina na disku su uniformni, struja zraka koja ulazi u disk odvojena je od okolnog zraka zamišljenom strujnom cijevi. Na slici 12 prikazan je model strujne cijevi kroz koju prolazi zrak koji prolazi kroz disk [4].



Slika 12: Strujna cijev kroz propeler diska

Presjek 1 predstavlja neporemećenu struju zraka ispred diska, gdje su sljedeće karakteristike zraka:  $p_1 = p_a$ ,  $V_1 = V$ ,  $\rho$ . Presjek 2 je neposredno ispred diska, presjek 3 neposredno iza diska, te presjek 4 niz struju diska gdje ponovno tlak jednak atmosferskom tlaku. Zbog toga što u cijevi nema ni izvora ni ponora na strujnu cijev se može primijeniti jednadžba kontinuiteta, dakle maseni protok  $\dot{m}$  kroz sve presjeke cijevi je isti. Tako se postavlja jednadžba:

$$\dot{m} = \rho_1 A_1 V_1 = \rho_2 A_2 V_2 = \rho_3 A_3 V_3 = \rho_4 A_4 V_4$$

gdje je,  $\rho$  konstantan zbog nestlačivog strujanja, te kako je  $A = A_1 = A_2$  brzina zraka pri prolasku kroz disk se ne mijenja  $V_2 = V_3$ , maseni protok će biti:

$$\dot{m} = \rho A V_2.$$

Nadalje, sila kojom propeler djeluje na zrak jednaka je :

$$T = A(p_3 - p_2)$$

Prema jednadžbi količine gibanja sila kojom propeler djeluje na zrak biti će jednaka:

$$T = I_3 - I_2$$

Kako od presjeka 1 do presjeka 2 nema djelovanja vanjskih sila  $I_2 = I_1$ , te  $I_3 = I_4$ , stoga je:

$$T = I_4 - I_1$$

Impulsne funkcije na ulazu i izlazu strujne cijevi imaju vrijednost:

$$I = \rho V_1^2 A_1^2 = V_1 \dot{m}$$

$$I = \rho V_4^2 A_4^2 = V_4 \dot{m}$$

s obzirom da je  $\dot{m} = \rho A V_2$  i  $V_4 - V_1 = \Delta V$  izraz za silu je :

$$T = \rho A V_2 - \Delta V.$$

Bernulijeva jednadžba može se jedino primijeniti za strujanje od diska do diska. Tako Bernulijeva jednadžba za strujanje ispred diska izražena je kao:

$$p_1 + \frac{1}{2} \rho V_1^2 = p_2 + \frac{1}{2} \rho V_2^2$$

te za strujanje iza diska

$$p_3 + \frac{1}{2} \rho V_3^2 = p_4 + \frac{1}{2} \rho V_4^2$$

te kako je tlak na ulazu i izlazu iz strujne cijevi jednak atmosfersko tlaku,  $p_1 = p_4 = p_a$ , a brzine  $V_2 = V_3$  jednadžba će glasiti:

$$p_3 - p_2 = \frac{1}{2} \rho (V_4^2 - V_1^2).$$

Na temelju jednadžbe za pogonsku silu  $T = A(p_3 - p_2)$  dobiva se:

$$T = \frac{1}{2} \rho A (V_4^2 - V_1^2).$$

Izjednačavanjem jednadžbi za pogonsku silu dobivenih na temelju jednadžbe kontinuiteta i Bernulijeve jednadžbe dobivamo izraz za brzinu zraka kroz disk:

$$V_2 = \frac{1}{2} (V_4 + V_1) = V + \frac{\Delta V}{2}$$

Uvrštavanjem izraza za brzinu zraka kroz diska u jednadžbu za pogonsku silu koju smo dobili na primjenom jednadžbe o količini gibanja dobiva se:

$$T = \rho A \left( V + \frac{\Delta V}{2} \right) \Delta V$$

te se iz nje može izraziti odnos za porast brzine zraka kroz disk propelera:

$$\Delta V = \sqrt{V_2 + \frac{2T}{\rho A}} - V$$

Potrebna snaga na propeleru jednaka je povećanju kinetičke energije masenog protoka zraka kroz propeler:

$$P = \frac{1}{2} \dot{m} [(V + \Delta V)^2 - V^2] = \dot{m} \Delta V \left( V + \frac{\Delta V}{2} \right)$$

gdje je  $T = \dot{m}\Delta V$  dobiva se:

$$P = T \left( V + \frac{\Delta V}{2} \right).$$

Na temelju postavljene jednadžbe za potrebnu snagu propelera može se postaviti odnos koji opisuje iskoristivost idealnog propelera. Iskoristivost idealnog propelera omjer je korisne snage i ukupne uložene snage:

$$\eta = \frac{TV}{P} = \frac{TV}{TV + T \frac{\Delta V}{2}} = \frac{1}{1 + \frac{\Delta V}{V}}$$

Koeficijent iskoristivosti nekog propelera uvijek mora biti manji od 1. Prilikom izračuna performansi za zrakoplov Diamond Katana DV20 u fazi krstarenja koristi se vrijednost iskoristivosti od 0.85, odnosno 85%, dok prilikom izračuna u fazi penjanja 0.7, odnosno 70%.

## 4. AERODINAMIČKI MODEL

Aerodinamičke karakteristike najvažnija su skupina karakteristika zrakoplova, prema njima određuju se performanse zrakoplova, koje opet moraju biti prilagođene zadatku ili misiji koju taj zrakoplov mora odraditi. Prema aerodinamičkim karakteristikama zrakoplov može biti stabilan, visoke finese kako bi imao što bolji profil planiranja i manju potrošnju goriva, ili može biti napravljen za vojne misije kod kojih prevladavaju karakteristike brzine i upravljivosti gdje potrošnja goriva nije jedan od prioriteta.

Nadalje zrakoplov Diamond DV20 mali je zrakoplov generalne avijacije koji se često koristi u područjima početne obuke pilota, jedna od njegovih velikih pozitivnih karakteristika je njegova mala masa i mala potrošnja goriva koju možemo povezati s vrlo dobrim aerodinamičkim oblikovanjem.

Uz oblikovanje trupa zrakoplova, aeroprofil, krila i stabilizatori pridonose krajnjem rezultatu aerodinamičkih karakteristika. Zrakoplov Diamond DV20 samim vizualnim pogledom lako je smjestiti među kategoriju vrlo povoljno aerodinamički oblikovanih zrakoplova. Krila su napravljena od posebnog aeroprofila kako bi imala što bolju finesu, nisu geometrijski niti aerodinamički uvijena, visokog su aspektnog odnosa. U tablici 9 prikazane su osnovne dimenzije i karakteristike krila zrakoplova Diamond Katana DV20. Stabilizatori su napravljeni od simetričnih aeroprofila. Trup zrakoplova je izdužen i u potpunosti zaobljen što, bez oštih prijelaza što smanjuje parazitni otpor i pospješuje aerodinamičke karakteristike.

Tablica 9: Dimenzije i karakteristike krila

Aeroprofil	Wortmann FX 63-137
Površina krila [m <sup>2</sup> ]	11.6
Srednja aerodinamička tetiva [m]	1.09
Aspektni odnos	10
Kut dijedra [deg]	+4
Kut strijele prednjeg brida [deg]	+1
Površina krilaca [m <sup>2</sup> ]	0.658
Površina zakrilaca [m <sup>2</sup> ]	1.236

Na temelju rada Petra Papočija koji je uz pomoć XFLR5 programa i inženjerskih metoda dobio aerodinamičke karakteristike aeroplofa zrakoplova Diamond Katana DV20, te određivanjem koeficijenta otpora trenja svih zrakoplovnih komponenata uporabom projektnih metoda postavljaju se sljedeće formule koje opisuju aerodinamičke koeficijente za zrakoplov Diamond Katana DV20.

Koeficijent nultog otpora zrakoplova  $C_{D_0}$  prikazuje, odnosno opisuje ovisnost nultog otpora o brzini leta zrakoplova. On predstavlja onaj nepoželjan otpor koji je nemoguće izbjeći ali moguće ga je smanjiti pomnim aerodinamičkim oblikovanjem. Unutar ovog otpora uračunati su otpori krila, trupa, horizontalnog i vertikalnog stabilizatora te podvozja.

$$C_{D_0} = 0,029 [4]$$

Pomoću sljedećih aerodinamičkih koeficijenta definirane su aerodinamičke karakteristike zrakoplova, i njihova ovisnost o raznim parametrima leta, odnosno gibanju zrakoplova kroz zrak [4].

Koeficijent normalne sile zrakoplova  $C_N$  :

$$C_N = 6,2973\alpha + 4,9593i_W + 0,6557i_{HS} + 0,3172K_f\delta_m + 0,6735$$

Koeficijent momenta propinjanja zrakoplova  $C_m$  :

$$C_m = -(4,5013 - 6,2973\overline{h_m})\alpha - (1,7002 - 4,9593\overline{h_m})i_W - (3,0127 - 0,6557\overline{h_m})i_{HS} \\ - 1,707 + 0,6735\overline{h_m} - (1,4924 - 0,3749\overline{h_m})K_f\delta_m$$

Koeficijent bočne sile zrakoplova  $C_Y$ :

$$C_Y = -0,1686\beta - 0,0086p + 0,0561r + 0,0867K_{fVS}$$

Koeficijent momenta skretanja zrakoplova  $C_n$ :

$$C_n = -0,0435\beta + 0,0036p - 0,0236r + 0,0027\delta_W + -0,0366\delta_{VS}$$

Koeficijent momenta valjanja zrakoplova  $C_l$ :

$$C_l = -0,1566\beta + -0,379p + (0,9644\alpha + 0,1187)r + 0,0822\delta_W + 0,0044\delta_{VS}$$

Najbitniji aerodinamički parametri za izračun performansi zrakoplova predstavljeni su ukupnim koeficijentom otpora zrakoplova. Ti koeficijenti se mogu prikazati grafički u obliku polare zrakoplova. Polara ovog zrakoplova bit će prikazana za čistu konfiguraciju, dakle bez izvučenih zakrilaca. Ukupni otpor zrakoplova dan je preko sljedeće jednadžbe :

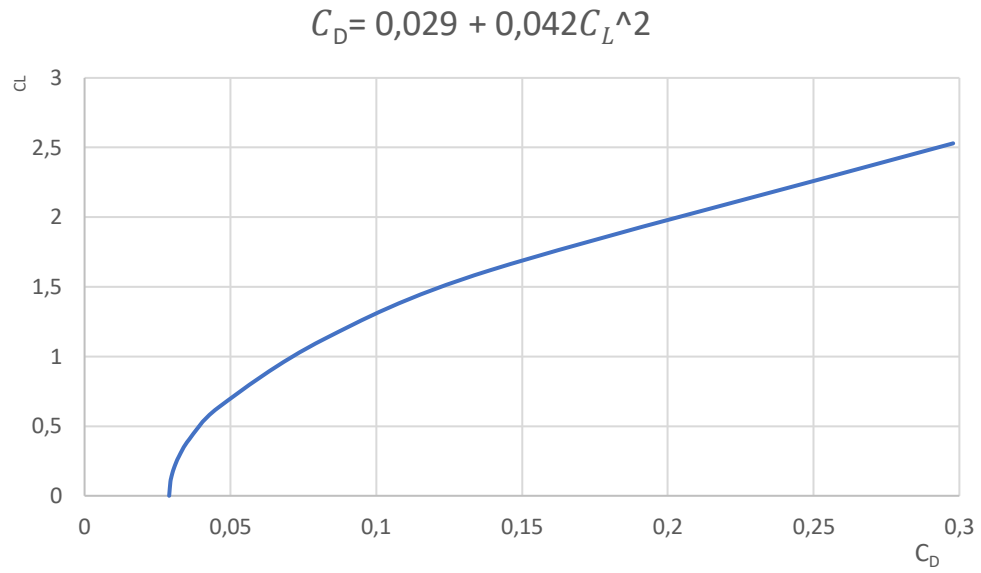
$$C_D = C_{D0} + C_{Di}$$

Dakle ukupni otpor zrakoplova bit će zbroj koeficijenta nultog otpora zrakoplova  $C_{D,0}$  i indiciranog otpora zrakoplova  $C_{Di}$ . Nadalje koeficijent indiciranog otpora zrakoplova izračunava se preko formule:

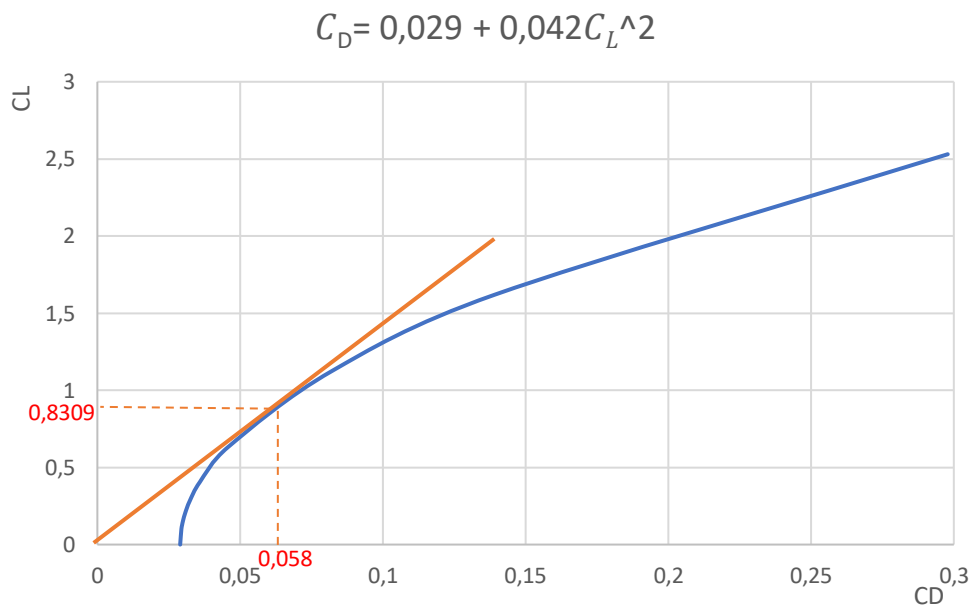
$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi e AR}$$

- $C_L$  – koeficijent uzgona zrakoplova,  $C_L = \frac{2F_G}{\rho V^2 A}$
- $e$  – Oswaldov koeficijent, koji za zrakoplov Diamond Katana DV20 iznosi 0,756
- $AR$  – aspektni odnos krila koji predstavlja omjer kvadrata raspona krila i površine krila, te za zrakoplov Diamond Katana DV20 iznosi: 10,018

Dakle, na temelju ovih formula na temelju različitih brzina i visini na razini mora dobiva se polara zrakoplova prikazana na dijagramu 1. Na temelju ovog grafičkog prikaza polare moguće je povlačenjem tangente na krivulju polare dobiti odnos gdje je  $\left(\frac{C_L}{C_D}\right)_{\max}$ . Taj odnos predstavlja finesu zrakoplova, koja će biti korištena prilikom proračuna za najbolji dolet i istrajnost zrakoplova.



Dijagram 1: Polara zrakoplova Diamond Katana DV20



Dijagram 2: Prikaz točke gdje je odnos  $\left(\frac{C_L}{C_D}\right)_{max}$

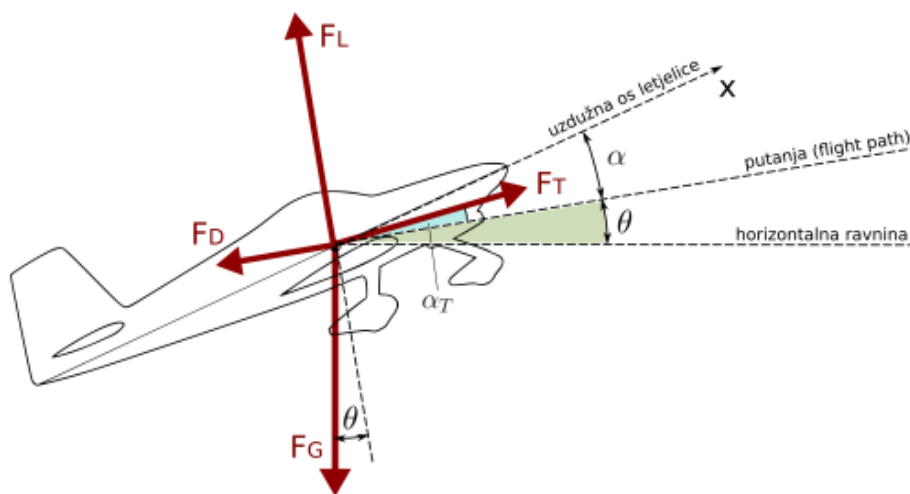


## 5. PRORAČUN PERFORMANSI U KRSTARENJU I PENJANJU

U ovom poglavlju prikazani su odnosi sila zrakoplova u režimima krstarenja i penjanja, te su na temelju toga postavljene određene jednadžbe potrebne za izračun određenih performansi zrakoplova Diamond Katana DV20. U režimu krstarenja proračunate su vrijednosti za najveći dolet, najveću istrajnost, minimalnu potrošnju, te maksimalnu brzinu krstarenja. Nadalje, u režimu penjanja proračunata je najveća brzina penjanja, te najveći kut penjanja.

### 5.1. PRORAČUN PERFORMANSI U KRSTARENJU

Kako bi se proračunali potrebni elementi za izračun performansi zrakoplova režimu krstarenja promatra se zrakoplov sa svim silama koje djeluju na njega tijekom krstarenja. Na slici 12 prikazan je zrakoplov sa svim silama koje djeluju na njega. Zrakoplov je postavljen pod određenim kutom  $\theta$  u odnosu na putanju leta jer se promatra zrakoplov sa zakrivljenim aeroprofilom.



Slika 13: Sile koje djeluju na zrakoplov u krstarenju

Na temelju slike 12 moguće je postaviti osnovnu jednadžbu gibanja zrakoplova prilikom krstarenja. Dakle, sile koje djeluju na zrakoplov su  $F_L$  – sila uzgona koja je okomita na putanju leta zrakoplova,  $F_G$  – sila gravitacije koja djeluje vertikalno prema dolje u odnosu na zemlju i ta sila se nalazi pod nekim kutom  $\theta$  u odnosu na silu uzgona zrakoplova,  $F_T$  – sila potiska zrakoplova koja djeluje pod nekim kutom  $\alpha_T$  u odnosu na putanju leta zrakoplova. Također je bitno napomenuti da će se u svrhu analize promatrati zrakoplov bez ubrzanja odnosno akceleracije stoga će kut u odnosu na putanju leta  $\theta$  biti jednak nuli. Nadalje za većinu konvencionalnih zrakoplova kut sile potiska je dovoljno mali da se može smatrati da je  $\cos \alpha_T \approx 1$  i  $\sin \alpha_T \approx 0$ . Na temelju ovih saznanja moguće je postaviti glavne jednadžbe koje vrijede za pravocrtni horizontalni let, te na temelju kojih će se proračunavati karakteristike za najbolji dolet, istrajnost, te maksimalnu brzinu krstarenja:

$$F_T = F_D$$

$$F_L = F_G$$

Nadalje potrebno je definirat potreban potisak i snagu za horizontalni let. Na temelju jednadžbe vidljivo je da vučna sila treba biti jednaka sili otpora zrakoplova. Prilikom leta na određenoj visini i pri određenoj brzini pogonska skupina zrakoplova treba proizvesti određenu silu potiska koja se naziva potrebna vučna sila  $F_V$ , ta sila biti će jednaka sili otpora zrakoplova. Dakle, može se postaviti sljedeći odnos:

$$F_T = F_D = F_V$$

Na temelju tog odnosa moguće je napraviti jednadžbu za izračun potrebne vučne sile u ovisnosti o sili otpora zrakoplova:

$$F_V = F_D$$

$$F_V = \frac{1}{2} \rho S_{ref} V^2 C_D$$

gdje je,

$$C_D = C_{D,0} + \frac{C_L^2}{\pi eAR}$$

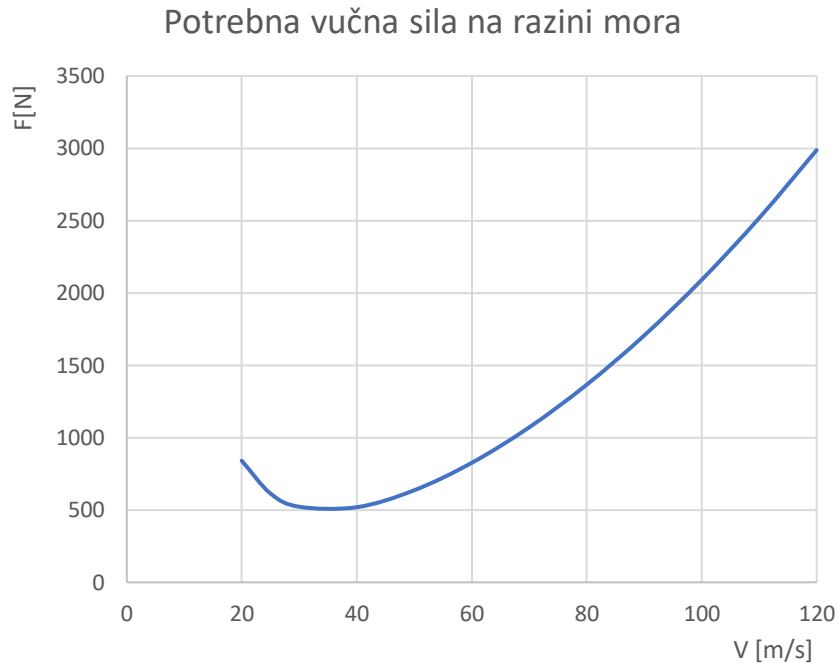
te, uvrštavanjem tog izraza dobiva se konačna formula za izračun potrebne vučne sile:

$$F_V = \frac{1}{2} \rho S_{ref} V^2 \left( C_{D,0} + \frac{C_L^2}{\pi eAR} \right)$$

Ovisnosti potrebne vučne sile u ovisnosti o brzini moguće je prikazati pomoću grafa. Kako bi se dobila krivulja potrebnog potiska, odabere se neka vrijednost brzine, zatim se za tu vrijednost brzine izračuna koeficijent uzgona. Nakon toga, izračuna se koeficijent otpora iz poznate polare zrakoplova, formira se omjer koeficijent uzgona i otpora te se u konačnici iscrtava krivulja za različite vrijednosti brzina.

Za zrakoplov Diamond Katana DV20 potrebna vučna sila u ovisnosti o brzini dana je u jednadžbi koja je dobivena na temelju vrijednosti izračunatih u poglavlju 4., te gustoći na razni mora. Na grafikonu su prikazane vrijednosti potrebne vučne sile pri različitim brzinama.

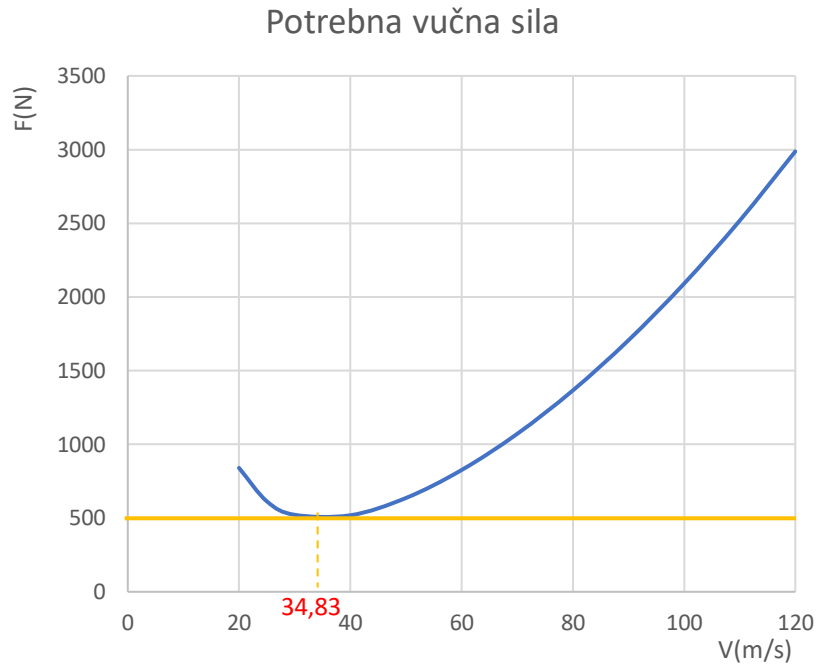
$$F_V = 0,206V^2 + 303157,9 \frac{1}{V^2}$$



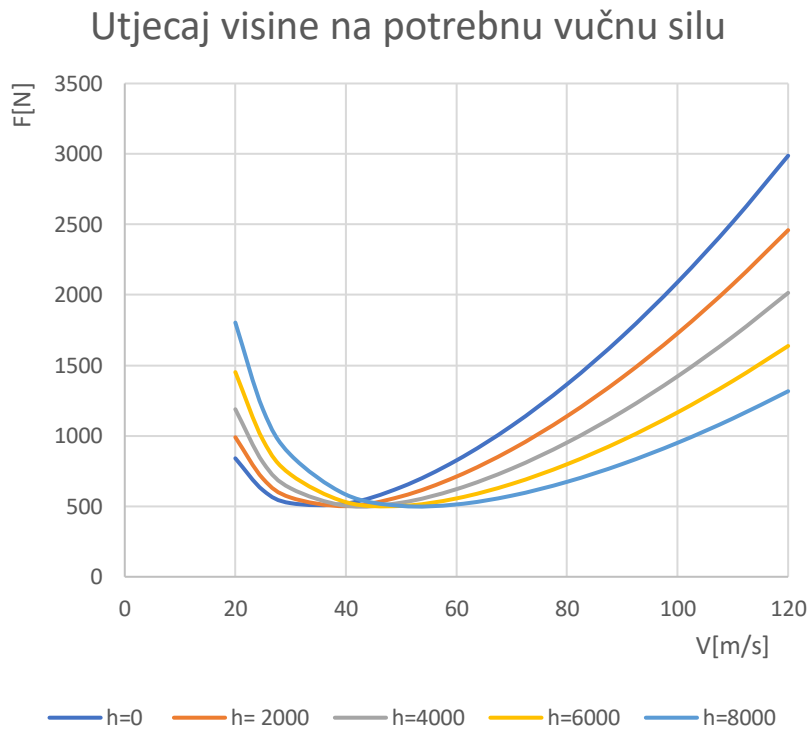
Dijagram 3: Potrebna vučna sila na razini mora

Brzina za najmanju vučnu silu nalazi se u točki na krivulji gdje je  $\left(\frac{C_L}{C_D}\right)_{max}$ . Na dijagramu 4 je prikazana brzina za minimalnu vučnu silu, te je na dijagramu 5 prikazan utjecaj visine leta na silu potiska. Za dobivanje minimalne potrebne sile odnosno izraza za režim minimalne potrebne sile potrebno je derivirati izraz za  $F_V$  po brzini  $V$ . Deriviranjem se dobiva izraz se koristit prilikom izračuna za maksimalni dolet zrakoplova. Izraz glasi:

$$C_L = \sqrt{\frac{C_{D,0}}{K}} = \sqrt{\frac{0,029}{0,042}} = 0,8309$$



Dijagram 4: Minimalna potrebna vučna sila i uvjet za najbolji dolet



Dijagram 5: Utjecaj visine na vučnu silu

Snaga je predstavljena kao umnožak sile i brzine. Kako se u ovom poglavlju promatra zrakoplov u horizontalnom letu bez ubrzanja, na nekoj visini i pri nekoj brzini  $V$  moguće je postaviti slijedeći odnos:

$$P_R = F_V V$$

gdje je:

- $P_R$  [W] – potrebna snaga
- $F_V$  [N] – potrebna vučna sila
- $V$  [m/s] – brzina

Uvrštavanjem izraza za potrebnu vučnu silu u izraz za potrebnu snagu dobiva se slijedeći izraz:

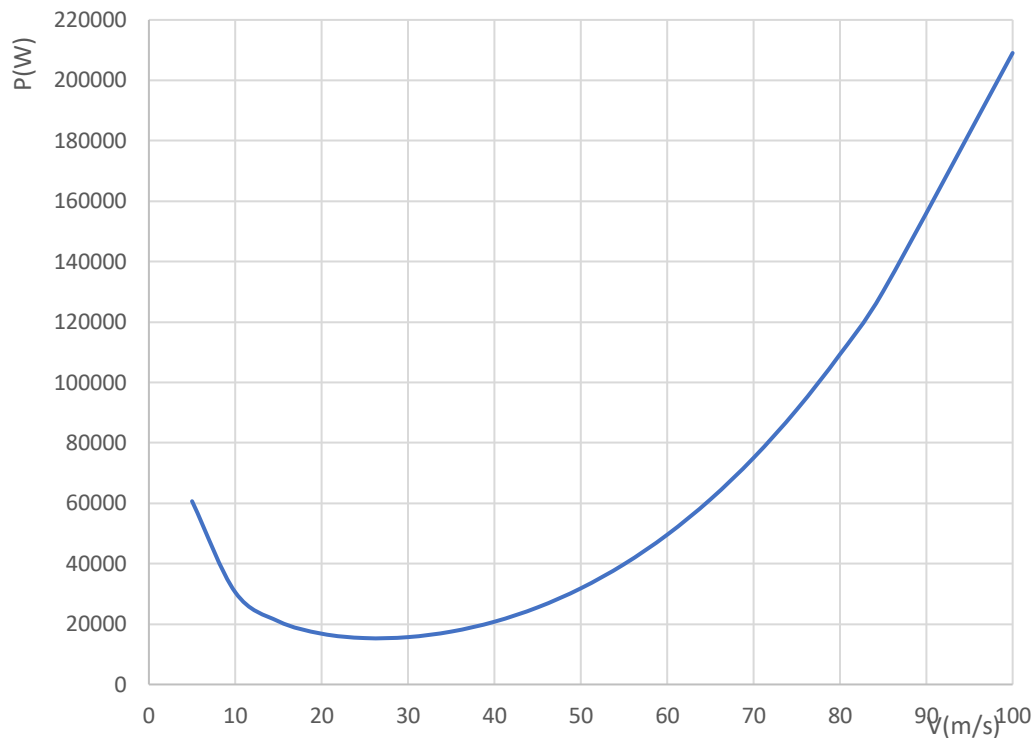
$$P_R = \frac{1}{2} \rho V^3 S_{ref} \left( C_{D,0} + \frac{C_L^2}{\pi e A R} \right)$$

$$P_R = \frac{1}{2} \rho V^3 S_{ref} \left( C_{D,0} + \frac{2 F_G^2}{\pi e A R \rho V} \right)$$

Potrebna snaga za zrakoplov Diamond Katana DV20 u ovisnosti o brzini dana je slijedećom jednačinom, te prikazana na dijagramu 6:

$$P_R = 0,206V^3 + 303157,9 \frac{1}{V}$$

### Potrebna snaga na razini mora

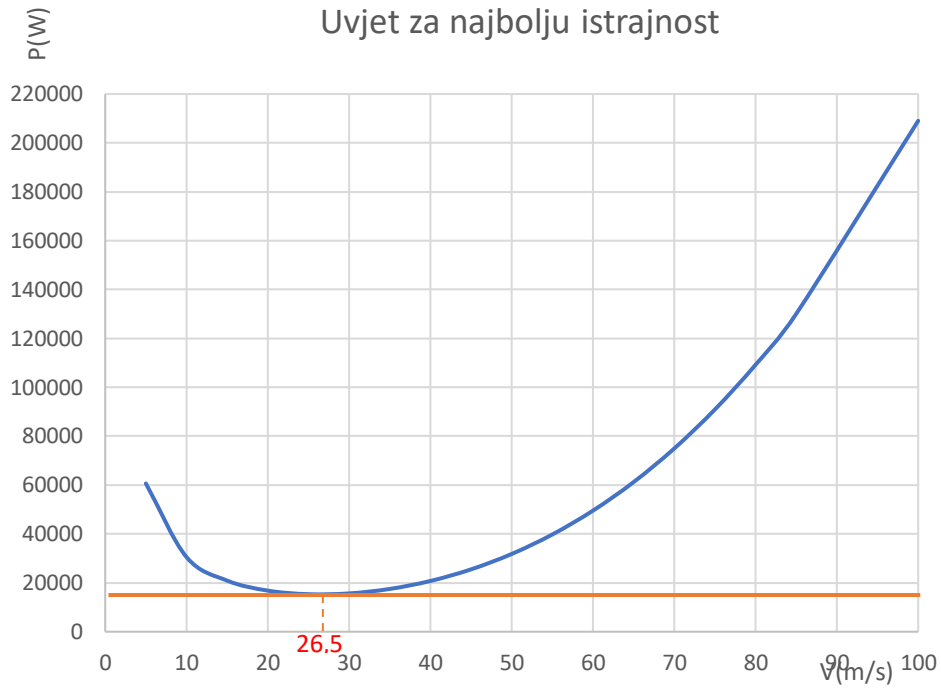


Dijagram 6: Potrebna snaga

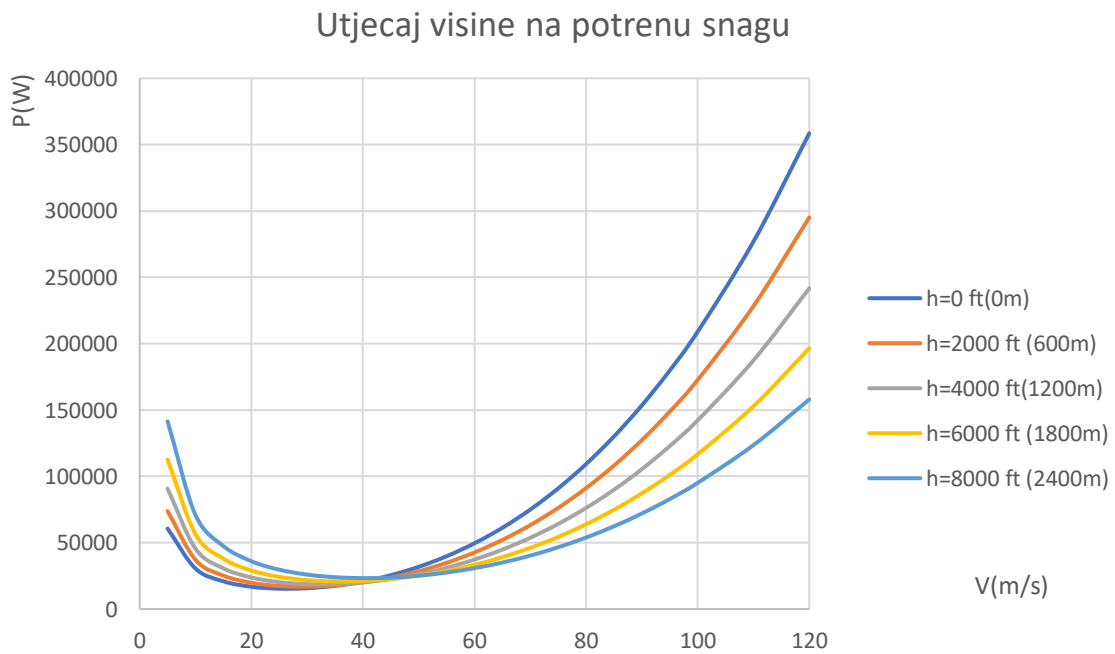
Deriviranjem izraza za potrebnu snagu po brzini dobiva se izraz za režim minimalne potrebne snage koji se koriste za izračun maksimalnog trajanja leta zrakoplova.

$$C_L = \sqrt{\frac{3C_{D,0}}{K}} = \sqrt{\frac{3 \cdot 0,029}{0,042}} = 1,439$$

Prilikom leta na brzini za minimalnu potrebnu snagu zrakoplov će letjeti pri napadnom kutu gdje je omjer  $\left(\frac{C_L^{3/2}}{C_D}\right)_{max}$ . Na dijagramu 7 prikazana je brzina za minimalnu potrebnu snagu zrakoplova Diamond Katana DV20, dok je na dijagramu 8 prikazan utjecaj visine na potrebnu snagu zrakoplova.



Dijagram 7: Potrebna snaga i uvjet za najbolju istrajnost



Dijagram 8: Utjecaj visine na potrebnu snagu (0-8000ft)



Konačne formule za izračunavanje doleta i istrajnosti zrakoplova dane su Breguetovim formulama za dolet i istrajnost. Breguetova jednadžba za dolet prikazana je sljedećom zavisnosti:

$$R = \frac{\eta_P}{gC_P} \frac{C_L}{C_D} \ln \frac{m_0}{m_1}$$

gdje je:

- $R$  – dolet zrakoplova [km],
- $\eta_P$  – učinkovitost propelera,
- $C_P$  – specifična potrošnja goriva (*specific fuel consumption – SFC*)
- $m_0$  [kg] – ukupna masa,
- $m_1$  [kg] – ukupna masa umanjena za masu goriva.

Prema Breguetovoj jednadžbi za dolet uvrštavanjem podatka za zrakoplov Diamond Katana DV20 na visini 600 m s količinom goriva od 58 kg dobiva se sljedeća vrijednost za maksimalni dolet:

$$R = \frac{\eta_P}{gC_P} \frac{C_L}{C_D} \ln \frac{m_0}{m_1} = \frac{0,85}{9,81 \cdot 1,7769 \cdot 10^{-7}} \frac{0,8309}{0,058} \ln \frac{730}{672} = 567,9 \text{ km}$$

Breguetova formula za istrajnost leta, dana je sljedećom zavisnošću:

$$E = \frac{2\eta_P}{gC_P} \sqrt{\frac{\rho S_{ref}}{2g}} \frac{C_L^{3/2}}{C_D} \left( \frac{1}{\sqrt{m_1}} - \frac{1}{\sqrt{m_0}} \right)$$

gdje je:

- $C_P$  – specifična potrošnja goriva (*specific fuel consumption – SFC*)
- $m_0$  [kg] – ukupna masa,
- $m_1$  [kg] – ukupna masa umanjena za masu goriva.
- $\eta_P$  – učinkovitost propelera,

Prema Breguetovoj jednadžbi za istrajnost uvrštavanjem podatka za zrakoplov Diamond Katana DV20 na visini od 600 m s količinom goriva od 58 kg dobiva se sljedeća vrijednost za maksimalnu istrajnost:

$$\begin{aligned}
E &= \frac{2\eta_P}{gC_P} \sqrt{\frac{\rho S_{ref}}{2g} \frac{C_L^{3/2}}{C_D}} \left( \frac{1}{\sqrt{m_1}} - \frac{1}{\sqrt{m_0}} \right) \\
&= \frac{2 \cdot 0,85}{9,81 \cdot 1,7769 \cdot 10^{-7}} \sqrt{\frac{1,0065 \cdot 11,6}{2 \cdot 9,81} \frac{1,439^{3/2}}{0,116}} \left( \frac{1}{\sqrt{672}} - \frac{1}{\sqrt{730}} \right) \\
&= 4,9 \text{ h}
\end{aligned}$$

Vrijednost maksimalne brzine dobiva se pomoću izjednačavanja izraza za raspoloživu snagu s izrazom za potrebnu snagu na razini mora:

$$P_A = \eta \cdot P_{mot} = 0,85 \cdot 73500 = 62475 \text{ W}$$

$$P_A = P_R = P_R = 0,206V^3 + 303157,9 \frac{1}{V}$$

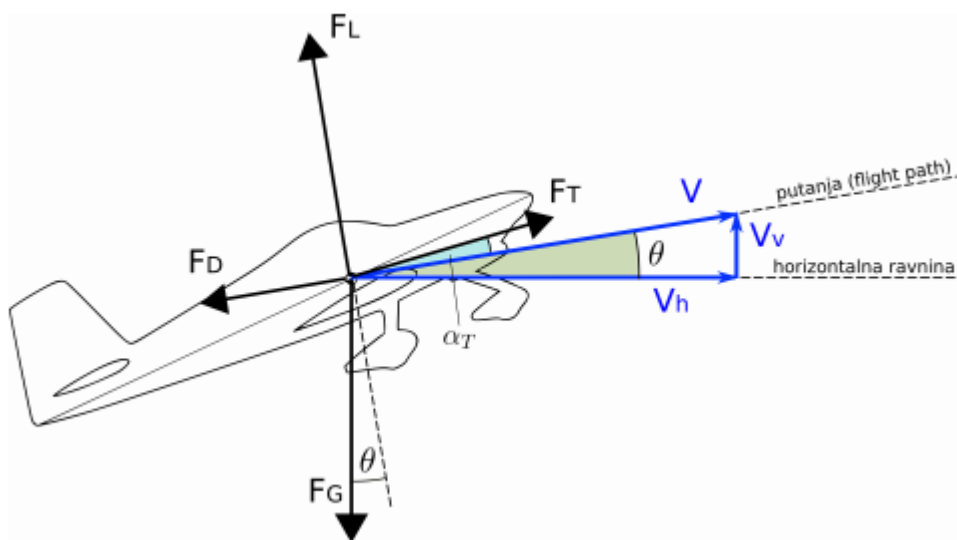
$$V_{max} = \sqrt[4]{303276V - 1417637,86}$$

Na temelju prethodno opisane zavisnosti za maksimalnu brzinu, njena vrijednost će se dobiti provođenjem metode iteracije.

$$V_{max} = 65,51 \text{ m/s}$$

## 5.2 PRORAČUN PERFORMANSI U PENJANJU

U cilju određivanja potrebnih odnosa i elemenata za proračun performansi zrakoplova u penjanju na slici su prikazane sve sile koje djeluju na zrakoplov prilikom jednolikog penjanja zrakoplova.



Slika 14: Sile koje djeluju na zrakoplov u penjanju

Dakle, sila uzgona djeluje okomito na putanju leta zrakoplova, dok sila otpora djeluje u smjeru putanje leta zrakoplova. Sila gravitacije okomita je na horizontalnu ravninu, te vučna sila djeluje pod nekim kutom  $\alpha_T$  u odnosu na putanju leta. Međutim taj kut  $\alpha_T$  je dovoljno mali da se može zanemariti, stoga sila potiska djeluje u pravcu putanje leta. Sama putanja zrakoplova postavljena je pod nekim kutom  $\theta$  u odnosu na horizontalnu ravninu. U režimu penjanja vučna sila potrebana je da bi svladala prisutni otpor, te također kako bi podržala dodatnu komponentu težine u pravcu brzine leta.

Zbrajajući ove sile u smjeru osi  $x$  i osi  $y$  dobivaju se slijedeći odnosi:

$$F_T = F_D + F_G \sin \theta$$

$$F_L = F_G \cos \theta$$

Na temelju postavljenih jednadžbi moguće je zaključiti da je potrebna sila uzgona manja od težine zbog dodatne komponente koja se javlja prilikom penjanja. Iz formule moguće je dobiti izraz za kut penjanja zrakoplova koji glasi:

$$\sin \theta = \frac{F_T - F_D}{F_G}$$

Kako bi se dobila brzina penjanja zrakoplova ( $R/C$ , *rate of climb*) potrebno je jednadžbu pomnožiti s brzinom, te se dobiva slijedeći izraz:

$$\frac{F_T V - F_D V}{F_G} = V \sin \theta$$

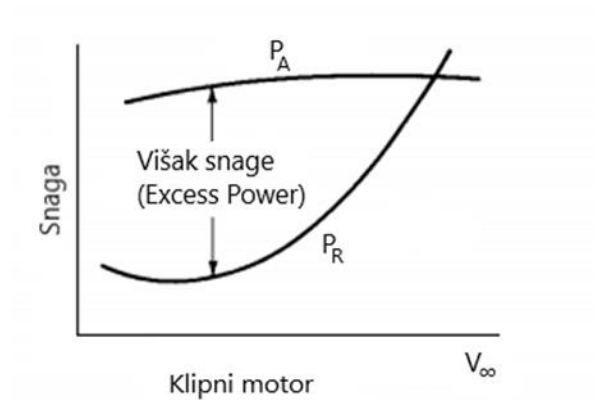
Izraz  $V \sin \theta$  predstavlja vertikalnu komponentu brzine zrakoplova koja je prikazana na slici i označena s  $V_V$ . Ta vertikalna komponenta brzine naziva se još i brzinom uzdizanja zrakoplova i označava s  $R/C$  (*Rate of climb*). Dakle, izraz za brzinu uzdizanja zrakoplova glasi:

$$R/C = V \sin \theta$$

Iz jednadžbe izraz  $F_T V - F_D V$  predstavlja višak snage. Umnožak  $F_T V$  predstavlja raspoloživu snagu zrakoplova  $P_A$ , a umnožak  $F_D V$  predstavlja potrebnu snagu zrakoplova. Dakle, moguće je zapisati izraz za brzinu uzdizanja kao jednadžbu gdje odnos  $P_A - P_R$  predstavlja višak snage zrakoplova.

$$R/C = \frac{P_A - P_R}{F_G}$$

Penjanje zrakoplova dakle ovisi o višku snage zrakoplova. Vrijednost viška potiska ovisi o brzini zrakoplova kao što je prikazano na slici 15. Pri brzini koja daje najveći višak potiska je i najveća brzina uzdizanja zrakoplova.



Slika 15: Prikaz ovisnosti viška potiska o brzini

Za izračun maksimalne brzine penjanja i maksimalnog kuta penjanja potrebno je definirati potrebnu snagu ovisnosti o brzini za određenu masu i visinu. Razmatra se penjanje zrakoplova Diamond Katana DV20 s maksimalnom masom od 730 kg na razini mora.

Zavisnost potrebne snage o brzini dana je izrazom:

$$P_R = 0,206V^3 + 303157,9 \frac{1}{V}$$

Uz poznatu raspoloživu snagu:

$$P_A = \eta \cdot P_{mot} = 0,7 \cdot 73500 = 51450 \text{ W}$$

brzina uzdizanja ima slijedeću zavisnost:

$$R/C = \frac{P_A - P_R}{F_G} = \frac{51450 - 0,206V^3 - 303157,9 \frac{1}{V}}{730 \cdot 9,81}$$

Deriviranjem zavisnosti brzine uzdizanja po brzini i izjednačavanjem s nulom dobiva se vrijednost brzine za maksimalnu brzinu uzdizanja:

$$\frac{d(R/C)}{dV} = -0,618V^2 + 303157,9 \frac{1}{V^2} = 0$$

$$0,618 V^4 = 303157,9$$

$$V = \sqrt[4]{490546,76} = 26,5 \text{ m/s}$$

Za dobiveni rezultat brzine za maksimalnu brzinu uzdizanja može se odrediti maksimalna brzina uzdizanja:

$$R/C = \frac{51450 - 0,206 \cdot 26,5^3 - 303157,9 \cdot \frac{1}{26,5}}{730 \cdot 9,81} = 4,9 \text{ m/s}$$

Za određivanje brzine za maksimalan kut penjanja potrebno je jednadžbu za brzinu uzdizanja podijeliti s brzinom V, te zatim derivirati po brzini i izjednačiti s nulom.

$$\frac{R/C}{V} = \frac{7,184}{V} - 2,876 \cdot 10^{-5} V^2 - 42,33 \frac{1}{V^2}$$

$$\frac{d\left(\frac{R/C}{V}\right)}{dV} = -\frac{7,184}{V^2} - 5,752 \cdot 10^{-5} V + 84,66 \frac{1}{V^3} = 0$$

$$5,752 \cdot 10^{-5} V^4 + 7,184 V - 84,66 = 0$$

$$V^4 = 1,47 \cdot 10^6 - 12,49 \cdot 10^4 V$$

$$V = \sqrt[4]{1,47 \cdot 10^6 - 12,49 \cdot 10^4 V}$$

Tablica 10: Određivanje brzine maksimalog kuta penjanja metodom iteracije

i	$V_i$	$V_{i+1}$
1	10	21,68
2	11	17,606
3	11,61	11,878
4	11,62	11,68
5	11,63	11,48

$$V = 11,68 \text{ m/s}$$

Nakon određivanja brzine maksimalnog kuta penjanja metodom iteracije određuje se brzina uzdizanja, te vrijednost maksimalnog kuta penjanja.

$$(R/C)_{\theta_{max}} = \frac{51450 - 0,206 \cdot 11,68^3 - 303157,9 \cdot \frac{1}{11,68}}{730 \cdot 9,81} = 3,51 \text{ m/s}$$

$$\theta_{max} = \arcsin \frac{(R/C)_{\theta_{max}}}{V} = \frac{3,51}{11,68} = 17,48^\circ$$

## 6. USPOREDBA PODATAKA S OBJAVLJENIM PODATCIMA

U ovom poglavlju uspoređene su teorijske dobivene vrijednosti za određene performanse s onima dostupnima u zrakoplovnom priručniku zrakoplova Diamond Katana DV20.

U 5. poglavlju se na temelju Breguetovih formula izračunala istrajnost zrakoplova Diamond Katana DV20. Uvjeti koji su se uzeli u obzir prilikom izračuna su sljedeći: maksimalna masa zrakoplova od 730 kg, od kojih je 58 kg goriva, zatim visina leta od 600 m, te postavke snage od 55 % od maksimalne kontinuirane snage. U tablici 11 uspoređene su vrijednosti dobivene teorijski preko Breguetovih formula s vrijednostima iz zrakoplovnog priručnika zrakoplova definiranim u tablici 2.

Maksimalni dolet također se izračunao prema Breguetovoj formuli, te maksimalni dolet iznosi 569,7 km. Maksimalan dolet izračunat je za uvjete na visini leta od 600 m, masom od 730 kg, te količinom goriva od 58 kg.

Prilikom izračuna vrijednosti za istrajnost i dolet zrakoplova korištena je specifična potrošnja goriva (SFC) dobivena na temelju podataka o potrošnji goriva za visinu leta od 600 m, pri postavkama snage od 55 % od maksimalne kontinuirane snage, te potrebnoj minimalnoj snazi na visini od 600 m. Podatak o potrošnji goriva pri tim uvjetima nalazi na slici 3.

Također, za fazu krstarenja izračunata je maksimalna brzina krstarenja. Maksimalna brzina zrakoplova teorijski je izračunata izjednačavanjem izraza za raspoloživu snagu s izrazom za potrebnu snagu na razini mora. Raspoloživa snaga definirana je preko stupnja iskoristivosti i snage motora, dok je izraz za potrebnu snagu definiran na početku 5. poglavlja. Na temelju ovog odnosa izračunata je maksimalna brzina krstarenja zrakoplova Diamond Katana DV20. U tablici 11 prikazan je teorijski dobiven podatak za maksimalnu brzinu s podatkom o maksimalnoj brzini objavljenim u priručniku zrakoplova i prikazanim u tablici 5.

Prilikom izračuna performansi zrakoplova u fazi penjanja u obzir su se uzimali sljedeći uvjeti leta: maksimalna masa zrakoplova od 730 kg, te uvjeti na razini mora.

Pri izračunu najbolje brzine uzdizanja koristila se raspoloživa snaga izražena preko koeficijenta iskoristivosti i snage motora, te izraz za potrebnu snagu na razini mora. Na temelju tablice 1 brzina uzdizanja zrakoplova Diamond Katana DV20 na razini mora i masom 730 kg iznosi 4,1, dok je na

temelju proračuna izračunata brzina od 4,8 m/s. Odnos proračunate i deklarirane vrijednosti za maksimalnu brzinu uzdizanja prikazan je u tablici 11.

Nadalje, podatak za maksimalni kut penjanja nije priložen u priručniku zrakoplova Diamond Katana DV20, ali je su objavljeni podatci za brzinu za maksimalnu brzinu uzdizanja. Prilikom izračuna brzine za maksimalnu brzinu uzdizanja također su uzeti uvjeti na razini mora, te maksimalna masa od 730 kg. Na temelju tablice 6 brzina za najbolju brzinu uzdizanja na razini mora iznosi 130 km/h, dok je na temelju proračuna dobivena brzina od 100 km/h. U tablici 11 prikazani su teorijski dobiveni podatci s deklariranim podacima.

Tablica 11: Usporedba teorijski dobivenih podataka s podacima dostupnim u priručniku zrakoplova, te prikaz odstupanja

	Deklarirani podatci iz priručnika zrakoplova	Teorijski dobiveni rezultati	Odstupanje od deklariranih podataka
Istrajnost pri visini od 600 m, postavke snage 55% od maksimalne kontinuirane snage	5,15 h	4,9 h	0,25 h (4,8%)
Maksimalna brzina krstarenja pri razini mora	223 km/h	235 km/h	9 km/h (5,1%)
Maksimalna brzina uzdizanja na razini mora	4,1 m/s	4,8m/s	0,7 m/s (14,6%)
Brzina za maksimalnu brzinu uzdizanja na razini mora	130 km/h	100 km/h	30 km/h (23%)

Odstupanja prikazana u tablici 11 za istrajnost zrakoplova, maksimalnu brzinu krstarenja, maksimalnu brzinu uzdizanja, te brzinu za maksimalnu brzinu uzdizanja su prihvatljivo mali.



Podatci dobiveni na temelju teorijskih proračuna bili bi precizniji kad bi se obavilo testiranje samih performansi zrakoplova u letu, no i ti podatci se ne bi u potpunosti podudarali s podacima deklariranim u priručniku zrakoplova zbog podložnosti promjena performansi zrakoplova u letu pri različitim uvjetima atmosfere jer kao što je navedeno u poglavlju 2 performanse zrakoplova se mijenjaju s obzirom na tlak zraka, gustoću zraka, te s obzirom na utjecaj vjetra.

## Zaključak

Performanse zrakoplova ključan su faktor prilikom projektiranja zrakoplova. Na performanse zrakoplova utječu različiti elementi stoga se performanse zrakoplova mijenjaju ovisno o visini leta, masi zrakoplova, atmosferskim uvjetima, konfiguraciji zrakoplova, aerodinamičkim karakteristikama samog zrakoplova. Na temelju rada može se zaključiti da su aerodinamičke karakteristike zrakoplova, te karakteristike pogonske skupine, odnosno raspoložive sile, odnosno snage najbitniji parametri koji utječu na vrijednosti performansi zrakoplova.

U poglavlju gdje su se izračunavale performanse zrakoplova u krstarenju prikazane su Breguetove formule za izračun performansi doleta i istrajnosti zrakoplova, te se su vrijednosti dobivene preko njih ne odstupaju vrlo od vrijednosti prikazanih u zrakoplovnom priručniku. Pri proračunu performansi u penjanju zrakoplova na izračunate vrijednosti ponajviše je utjecao višak snage zrakoplova odnosno razlika raspoloživog potiska i potrebnog potiska. Teorijski izračunate vrijednosti u režimu penjanja nešto se razlikuju od onih objavljenima u priručniku zrakoplova. Izračuni performansi zrakoplova bio bi znatno precizniji kada bi se imao precizan model motora i propelera koji bi omogućili preciznije određivanje podataka za izračun performansi zrakoplova kao što su iskoristivost propelera, te raspoloživa snaga, ali u nedostatku vremena i adekvatnih dijagrama motora koristili su se unaprijed dostupni podatci za izračun performansi. Također, određivanje modela motora i propelera bilo bi korisno i pri izračunima neravnotežnih režima leta kao što su zaokreti, polijetanje i slijetanje.

Na kraju se može zaključiti da je zrakoplova Diamond Katana DV20 zrakoplov koji svojim performansama savršeno odgovara svojoj namjeni. Zrakoplov se ponajviše koristi pri školovanju pilota, te rekreativnom vizualnom letenju, te jedna od boljih karakteristika ovog zrakoplova je mala potrošnja goriva. Na temelju osobnog iskustva letenja na zrakoplovu Diamond Katana DV20 mogu zaključiti da je zrakoplov izrazito povoljan za početnu obuku školovanja za stjecanje dozvole civilnog pilota. Zrakoplovom je jednostavno upravljati, postiže zadovoljavajuće performanse, te je dobro aerodinamički oblikovan.

## LITERATURA

- [1] D. A. Industries, Airplane flight manual Dv-20, 1999.
- [2] Preuzeto:<https://www.flyrotax.com/produkte/detail/rotax-912-uls-s.html>, (pristupljeno kolovoz, 2019) .
- [3] S. Gudmundsson, General Aviation Aircraft design, Oxford, Elsevier Inc, 2014.
- [4] Preuzeto:[https://www.fsb.unizg.hr/hydro/web\\_pdf/Aerodinamika/2007/8\\_Propeler.pdf](https://www.fsb.unizg.hr/hydro/web_pdf/Aerodinamika/2007/8_Propeler.pdf), (pristupljeno kolovoz,2019).
- [5] P. Papoči, Završni rad: Procjena aerodinamičkih karakteristika zrakoplova Diamond Katana DV 20, Zagreb, 2018.
- [6] J. D. Anderson, Introduction to Flight Third Edition, McGraw-Hill Book Company, 1989.

## POPIS SLIKA

Slika 1: Diamond Katana DV20 .....	2
Slika 2: Pretvorba visina .....	4
Slika 3: Performanse krstarenja .....	6
Slika 4: Performanse penjanja .....	7
Slika 5: Dijagram maksimalne istrajnosti leta .....	8
Slika 6: Brzina krstarenja (TAS) .....	9
Slika 7: Brzine sloma uzgona .....	10
Slika 8: Motor Rotax 912 S [2] .....	13
Slika 9: Performanse u standardnim uvjetima atmosfere .....	14
Slika 10: Performanse motora u standardnim uvjetima .....	15
Slika 11: Performanse u nestandardnim uvjetima atmosfere .....	15
Slika 12: Strujna cijev kroz propeler diska .....	19
Slika 13: Sile koje djeluju na zrakolov u krstarenju .....	26
Slika 14: Sile koje djeluju na zrakoplov u penjanju .....	36
Slika 15: Prikaz ovisnosti viška potiska o brzini .....	38

## POPIS TABLICA

Tablica 1: Brzina uzdizanja [1] .....	10
Tablica 2: Istrajnost [1] .....	11
Tablica 3: Brzine za brzo krstarenje [1] .....	11
Tablica 4: Brzine za ekonomično krstarenje .....	12
Tablica 5: Maksimalna brzina krstarenja [1].....	12
Tablica 6: Brzina za najbolju brzinu uzdizanja s uvučenim zakrilcima.....	12
Tablica 7: Karakteristike motora .....	13
Tablica 8: Dimenzije i karakteristike propelera .....	16
Tablica 9: Dimenzije i karakteristike krila .....	22
Tablica 10: Određivanje brzine maksimalnog kuta penjanja metodom iteracije.....	39
Tablica 11: Usporedba teorijski dobivenih podataka s podacima dostupnim u priručniku zrakoplova, te prikaz odstupanja.....	41

## POPIS DIJAGRAMA

Dijagram 1: Polara zrakoplova Diamond Katana DV20.....	25
Dijagram 2: Prikaz točke gdje je odnos $CL$ $CD_{max}$ .....	25
Dijagram 3: Potrebna vučna sila na razini mora .....	29
Dijagram 4: Minimalna potrebna vučna sila i uvjet za najbolji dolet .....	30
Dijagram 5: Utjecaj visine na vučnu silu.....	30
Dijagram 6: Potrebna snaga .....	32
Dijagram 7: Potrebna snaga i uvjet za najbolju istrajnost.....	33
Dijagram 8: Utjecaj visine na potrebnu snagu (0-8000ft) .....	33



Sveučilište u Zagrebu  
Fakultet prometnih znanosti  
10000 Zagreb  
Vukelićeva 4

## IZJAVA O AKADEMSKOJ ČESTITOSTI I SUGLASNOST

Izjavljujem i svojim potpisom potvrđujem kako je ovaj \_\_\_\_\_

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 \_\_\_\_\_

pod naslovom \_\_\_\_\_

---

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

Student/ica:

U Zagrebu, 9/13/2019 \_\_\_\_\_

\_\_\_\_\_  
(potpis)