

# Analiza zahtjeva regulative CS-23 s obzirom na performanse zrakoplova

---

**Blagus, Domagoj**

**Undergraduate thesis / Završni rad**

**2022**

*Degree Grantor / Ustanova koja je dodijelila akademski / stručni stupanj:* **University of Zagreb, Faculty of Transport and Traffic Sciences / Sveučilište u Zagrebu, Fakultet prometnih znanosti**

*Permanent link / Trajna poveznica:* <https://urn.nsk.hr/urn:nbn:hr:119:305886>

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

*Download date / Datum preuzimanja:* **2025-02-18**



*Repository / Repozitorij:*

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



Sveučilište u Zagrebu  
Fakultet prometnih znanosti

## **ZAVRŠNI RAD**

**ANALIZA ZAHTJEVA REGULATIVE CS-23 S OBZIROM NA  
PERFORMANSE ZRAKOPLOVA**

**ANALYSIS OF CS-23 REGULATION REQUIREMENTS  
REGARDING AIRCRAFT PERFORMANCE**

Mentor: mr. sc. Davor Franjković

Student: Domagoj Blagus

JMBAG: 0135257527

Zagreb, rujan 2022.

Zagreb, 11. svibnja 2022.

Zavod: **Zavod za aeronautiku**  
Predmet: **Zrakoplovna prijevozna sredstva**

## ZAVRŠNI ZADATAK br. 6792

Pristupnik: **Domagoj Blagus (0135257527)**  
Studij: **Aeronautika**  
Smjer: **Kontrola leta**

Zadatak: **Analiza zahtjeva regulative CS-23 s obzirom na performanse zrakoplova**

### Opis zadatka:

Objasniti općenito što je regulativa CS-23, tko je donosi, na što se odnosi i što sve propisuje.  
Navesti i objasniti zahtjeve regulative CS-23 s obzirom na performanse zrakoplova u različitim fazama operacije od uzlijetanja, preko penjanja, krstarenja, zaokreta, spuštanja i prilaza, sve do slijetanja zrakoplova.  
Odabrati reprezentativan broj zrakoplova iz kontrolne grupe koja se koristi na simulatorima kontrole zračnog prometa, te prema podacima iz njihovih letnih priručnika provjeriti udovoljavanje zahtjevima regulative CS-23.  
Izvesti zaključke.

Mentor:



---

mr. sc. Davor Franjković, v. pred.

Predsjednik povjerenstva za  
završni ispit:

---

## **Sažetak**

Zbog sve većeg porasta zračnog prometa u Europi, javila se potreba za unifikacijom zajedničkih pravila u vidu performansi zrakoplova. EASA donosi zajedničke standarde kako bi se postigla što veća razina sigurnosti i unifikacije na području država članica. Performanse zrakoplova zapravo predstavljaju sposobnost zrakoplova da putem različitih sila (potisak, uzgon, otpor i težina) pruži korisni rad. Kako se let sastoji od nekoliko segmenata, te svaki segment iziskuje različite performanse, potrebno je donijeti striktnu uvjete koji će unificirati zahtjeve specifičnih kategorija zrakoplova. Ovaj rad definira zahtjeve regulative CS-23 te ih direktno uspoređuje s performansama zrakoplova koja će biti izračunate.

Ključne riječi: CS-23, EASA, C172N, C172R, određivanje performansi zrakoplova, analiza zahtjeva regulative

## **Summary**

Due to the increasing growth of air traffic in Europe, there was a need to establish common rules for aircraft performance. EASA establishes common standards to achieve the highest possible level of safety and uniformity among member states. Aircraft performance is the ability of the aircraft to do useful work through various forces (thrust, lift, drag and weight). Each flight consists of several segments, and each segment requires different performance. For this reason, it is necessary to adopt strict conditions that unify the requirements of each category of aircraft. This thesis defines the CS-23 requirements and compares them directly with performance of the aircraft, which is calculated.

Keywords: CS-23, EASA, C172N, C172R, determination of aircraft performance, analysis of regulatory requirements

# SADRŽAJ

<b>1. UVOD</b> .....	1
<b>2. OPĆENITO O REGULATIVI CS-23</b> .....	3
<b>3. ZAHTJEVI REGULATIVE CS-23 ZA PERFORMANSE ZRAKOPLOVA</b> .....	5
<b>3.1 DOKAZ O USKLAĐENOSTI, MASA ZRAKOPLOVA I TEŽIŠTE</b> .....	6
<b>3.2 PODODJELJAK B - PERFORMANSE ZRAKOPLOVA</b> .....	8
3.2.1 Zahtjevi performansi regulative za brzinu sloma uzgona.....	9
3.2.2 Zahtjevi performansi regulative za uzlijetanje.....	10
3.2.3 Zahtjevi performansi regulative za penjanje.....	15
3.2.4 Zahtjevi performansi regulative za rutno penjanje i spuštanje.....	18
3.2.5 Zahtjevi performansi regulative za jedrenje – jednomotorni zrakoplovi.....	19
3.2.6 Zahtjevi performansi regulative za slijetanje.....	19
<b>4. ODREĐIVANJE I USPOREDBA PERFORMANSI ZRAKOPLOVA SA ZAHTJEVIMA CS-23</b> .....	22
<b>4.1 IZRAČUN PERFORMANSI ZRAKOPLOVA C172N</b> .....	23
4.1.1 Težište i brzina sloma uzgona – C172N.....	23
4.1.2 Izračun potrebne duljine uzlijetanja – C172N.....	25
4.1.3 Određivanje maksimalne brzine penjanja (vertikalne brzine), vremena, goriva i udaljenosti potrebnih za penjanje – C172N.....	27
4.1.4 Određivanje performansi krstarenja – dolet i istrajnost (C172N).....	29
4.1.5 Određivanje performansi u spuštanju, prilazu i slijetanju – C172N.....	31
<b>4.2 IZRAČUN PERFORMANSI ZRAKOPLOVA C172R</b> .....	33
4.2.1 Težište i brzina sloma uzgona – C172R.....	33
4.2.2 Izračun potrebne duljine uzlijetanja – C172R.....	34
4.2.3 Određivanje maksimalne vertikalne brzine, vremena, goriva i udaljenosti potrebnih za penjanje – C172R.....	36
4.2.4 Određivanje performansi krstarenja – dolet i istrajnost (C172R).....	38
4.2.5 Određivanje performansi u spuštanju, prilazu i slijetanju – C172R.....	41
<b>4.3 USPOREDBA PERFORMANSI SA ZAHTJEVIMA REGULATIVE</b> .....	42
<b>5. ZAKLJUČAK</b> .....	45
<b>LITERATURA</b> .....	46
<b>POPIS SLIKA</b> .....	48
<b>POPIS TABLICA</b> .....	49

# 1. UVOD

Performanse zapravo opisuju različite značajke koje zrakoplov može postići u danim uvjetima preko sila koje djeluju na njega. U te pojmove spadaju dolet, istrajnost, najveći kut penjanja, jedrenje s minimalnim kutom spuštanja itd. Različiti zrakoplovi imaju različite performanse koje ovise o uvjetima atmosfere te se dijele na segmente leta (polijetanje, penjanje, krstarenje...). Sve to predstavlja potrebu za razvojem zajedničkih standarda koji će definirati minimalne uvjete sigurnosti po pojedinom segmentu i tako ujediniti pravila diljem Europe. EASA (*European Aviation Safety Agency* – Europska agencija za sigurnost zrakoplovstva) kao organizacija zadužena za sigurnost donosi propise u ovim područjima te time pokušava dostići navedene ciljeve. Ovaj završni rad opisati će zahtjeve regulative koje donosi EASA, te će preko izračuna za specifične primjere dokazati usklađenost s istim. Završni rad dijeli se u pet poglavlja:

1. Uvod
2. Općenito o regulativi CS-23
3. Zahtjevi regulative CS-23 za performanse zrakoplova
4. Izračun i usporedba performansi zrakoplova C172N i C172R sa zahtjevima regulative
5. Zaključak.

Drugo poglavlje općenito će objasniti što je to EASA, što su to zahtjevi za certificiranje (*Certification Specifications, CS*), tko ih donosi, koja je svrha regulative koju donosi ova europska organizacija te će biti objašnjena kategorizacija zrakoplova koji spadaju u tu regulativu.

Treće poglavlje će po pojedinim segmentima leta definirati zahtjeve regulative, odnosno koje performanse zrakoplov mora ispuniti kako bi ispunio zahtjeve sigurnosti. Podrazumijeva se da je svaki zahtjev rađen kako bi mogao pokriti što veći broj zrakoplova za danu podjelu, a u isto vrijeme ispuniti potrebe sigurnosti. Sljedeće poglavlje, četvrto, bavit će se izračunom performansi dvaju zrakoplova, Cessna 172R i 172N, koji spadaju u kategorizaciju ove regulative te će naposljetku izračunate performanse usporediti sa zahtjevima kako bi se dokazala usklađenost. Podaci koji se koriste za izračun uzimaju se iz letačkih priručnika zrakoplova. Posljednje poglavlje sumirat će

sve navedene teze te će na temelju istih donijeti sveukupni zaključak koji se tiče regulative i performansi zrakoplova koji spadaju u istu.

## 2. OPĆENITO O REGULATIVI CS-23

Prije nego što se uđe u opis regulative CS-23, poželjno bi bilo objasniti što su to Certification Specifications (u daljnjem radu CS) i tko ih donosi. Naime ovakve pravne akte donosi EASA, a to je organizacija osnovana od strane Europske Unije zadužena da održava visoku razinu sigurnosti europskog zrakoplovstva, provodi raznorazna istraživanja, no ono najvažnije ovdje – propisuje striktno zahtjeve certifikacije, a sve to da se europskim građanima pruži najviša razina sigurnog te okolišu prihvatljivog zrakoplovstva. Inspekcije za usklađenost s ovim zahtjevima provode državna ili privatna tijela koja su nadležna za takve radnje (*NSA – National Supervisory Authority*) [1].

CS su neobvezujući tehnički standardi koje je usvojila EASA kako bi ispunila bitne zahtjeve Basic Regulation-a koji je temeljni obvezujući akt. Ovakvi tehnički dokumenti koriste se za uspostavljanje temelja za certifikaciju (*certification basis, CB*). Ukoliko aerodromski operater ne može ispuniti preporuke CS-ova, on može dokazati podjednaku razinu sigurnosti (*Equivalent Level of Safety, ELOS*) koja demonstrira kako oni namjeravaju ispuniti zahtjev CS-a. Kao dio dogovorenog CB-a, CS postaju obvezujući na individualnoj razini za pristupnika [2].

Sada kada su jasni temeljni pojmovi, CS-23 zapravo pruža tehničke zahtjeve za certifikaciju „malih“ zrakoplova, odnosno kakve performanse zrakoplov koji spada u kategorije definirane ovom regulativom mora ispuniti u vidu minimalnih zahtjeva. Naravno, ovi zahtjevi postoje radi postizanja što veće razine sigurnosti i kvalitete europskog zrakoplovstva. Trenutno je aktivan peti amandman regulative koji je stupio na snagu 29. ožujka 2017. godine, a napravljen je u svrhu svjetske harmonizacije s propisima FAA (*Federal Aviation Authority*) [3]. Ova regulativa sastoji se od ukupno 7 pododjeljaka, a svakom pododjeljku dodijeljeno je slovo (A-G). Svaki pododjeljak definira određene zahtjeve za zrakoplove u određenim područjima izrade i korištenja zrakoplova. U ovom radu specifično je najvažniji Pododjeljak B naziva *Let (Subpart B – Flight)* koji se tiče zahtjeva za performanse zrakoplova u pojedinim fazama leta, a i za kasniju usporedbu performansi zrakoplova sa zahtjevima regulative. Regulativa CS-23 definira zahtjeve za sljedeće kategorije zrakoplova [4]:

1. Jednomotorni zrakoplovi u normalnoj, namjenskoj i akrobatskoj kategoriji s konfiguracijom od 9 ili manje sjedećih mjesta, ali pilotsko sjedalo(a) je isključeno i najviša masa pri polijetanju je manja ili jednaka 5680 kilograma,

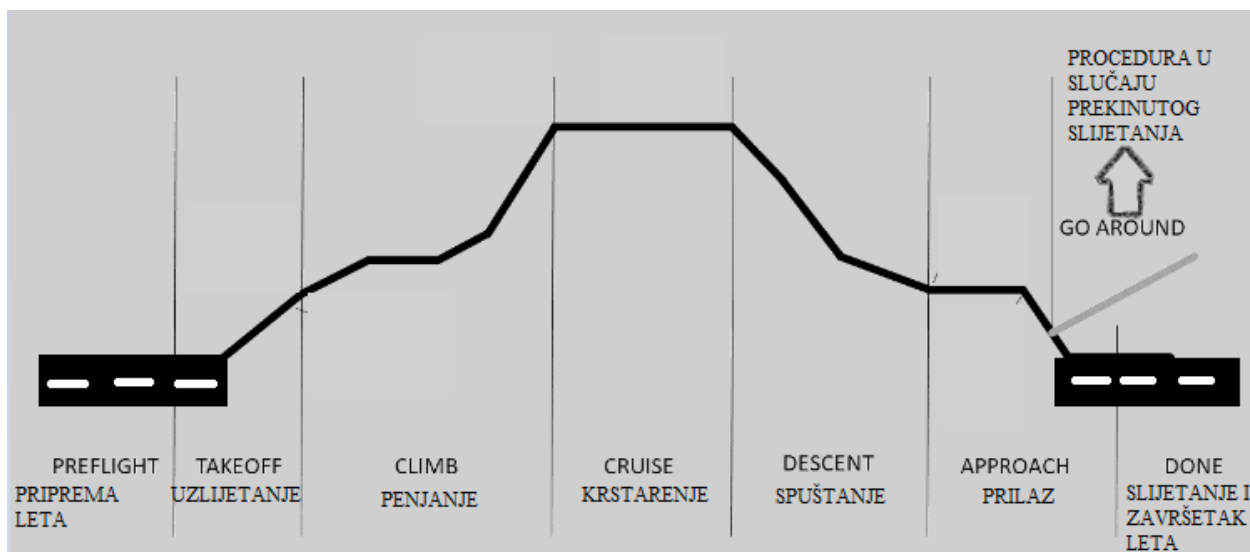


2. Dvomotorni zrakoplovi s konfiguracijom od 19 ili manje sjedećih mjesta, ali pilotsko sjedalo(a) je isključeno i najvišom masom pri polijetanju manjom ili jednakom 8618 kilograma – putnički (*commuter*) zrakoplovi.

Kategorizacija zrakoplova nalazi se u pododjeljku A naziva Općenito (*general*). Normalna kategorizacija odnosi se na neakrobatske operacije, namjenski letovi (*utility*) su normalni letovi koji uključuju i rotaciju oko uzdužne osi (spinovi) i druge manevre (npr. manevri gdje je kut nagiba veći od 60 stupnjeva, ali ne veći od 90). Akrobatska kategorija nema restrikcija. Zrakoplovi koji podliježu certifikaciji regulative CS-23 mogu se koristiti u VFR, specijalnim VFR, noćnim VFR i IFR operacijama, naravno uz odgovarajuću opremu [4].

### 3. ZAHTJEVI REGULATIVE CS-23 ZA PERFORMANSE ZRAKOPLOVA

Regulativa CS-23 definira zahtjeve performansi za sve faze leta manjih zrakoplova, a faze leta koju su definirane ovom regulativom su uzlijetanje (*take off*), penjanje (*climb*), krstarenje (*cruise*), spuštanje i prilaz (*descent and approach*) te slijetanje (*landing*). Ove faze su sadržane i u operativnim priručnicima zrakoplova kako bi se mogle izračunati performanse zrakoplova po pojedinim dijelovima i time se dokazala cjelokupna učinkovitost i sigurnost leta po svim segmentima [5]. Segmente leta moguće je vidjeti na slici 1.



Slika 1. Faze (segmenti) leta zrakoplova, [6]

Nadalje će se u radu definirati zahtjevi regulative za pojedine segmente leta, a ovi zahtjevi sadržani su u Pododjeljku B naziva Let (*Flight*), no ponajprije će se analizirati Pododjeljak A (*Subpart A*) naziva Općenito koji definira standarde plovidbenosti za izdavanje certifikata tipa (*Type Certificate*) te za izmjenu certifikata za zrakoplove u normalnoj kategoriji. Ovaj pododjeljak primjenjuje definiciju „kontinuiranog sigurnog leta i slijetanja“ što zapravo predstavlja mogućnost zrakoplova za nastavak kontroliranog leta, uz eventualno korištenje hitnih postupaka, a bez zahtjeva za iznimne pilotske vještine ili snagu pilota. Nadalje, pododjeljak A ove regulative

definira četiri razine za certifikaciju zrakoplova u CS-23 kategoriji, a kao kriterij se uzima broj sjedala. Druga podjela je na 2 razine s obzirom na brzinu  $V_{NO}$  (normalna operativna brzina, odnosno brzina iznad koje postoji mogućnost dolaska do strukturalnih oštećenja u slučaju turbulentnih uvjeta atmosfere) ili  $V_{MO}$  (maksimalna operativna brzina), odnosno podjela zrakoplova na razine performansi. U regulativi se nalazi i  $M_{MO}$  što zapravo predstavlja brzinu u vidu Machova broja. Podjela na 4 razine za certifikaciju, je sljedeća [4]:

- a) razina 1 – zrakoplovi s maksimalnom sjedećom konfiguracijom od 0 do 1,
- b) razina 2 - zrakoplovi s maksimalnom sjedećom konfiguracijom od 2 do 6,
- c) razina 3 - zrakoplovi s maksimalnom sjedećom konfiguracijom od 7 do 9,
- d) razina 4 - zrakoplovi s maksimalnom sjedećom konfiguracijom od 10 do 19.

Druga podjela je s obzirom na razine performansi kao što je definirano gore, a to je sljedeća [4]:

- a) zrakoplovi malih brzina –  $V_{NO}$  ili  $V_{MO} \leq 250$  KCAS ili  $M_{MO} \leq 0,6$ ,
- b) zrakoplovi velikih brzina –  $V_{NO}$  ili  $V_{MO} > 250$  KCAS ili  $M_{MO} > 0,6$ .

KCAS predstavlja kalibriranu zračnu brzinu izraženu u čvorovima. Sada kada je prijeđen općeniti dio u pododjeljku A, u nastavku će biti obrađen pododjeljak B koji se tiče leta i letnih performansi te značajki.

### **3.1 DOKAZ O USKLADENOSTI, MASA ZRAKOPLOVA I TEŽIŠTE**

Naravno svaki zahtjev ovog pododjeljka mora biti ispunjen pri svakoj odgovarajućoj kombinaciji mase i težišta unutar raspona uvjeta opterećenja za koje se traži certifikacija. To se dokazuje testiranjima na zrakoplovu za čiji je tip potrebna certifikacija ili izračunima koji se temelje na rezultatima testiranja. Drugi način dokazivanja jest sistematsko istraživanje svake moguće kombinacije mase i težišta. Kada se izračuna raspon mase i težišta unutar kojeg zrakoplov može sigurno operirati, radnja koju provodi proizvođač zrakoplova, isto mora biti objavljeno i mora uključivati raspon za poprečnu poziciju težišta ako uvjeti opterećenja mogu utjecati na značajnu promjenu pozicije težišta. Naravno, raspodjela opterećenja ne smije prelaziti odabrana ograničenja i strukturalna ograničenja. Što se tiče ograničenja za masu definiraju se maksimalna i minimalna masa [7].

Maksimalna masa je najveća masa pri kojoj se dokazuje usklađenost sa svim zahtjevima CS-23. Ova masa nije manja od one pri kojoj zrakoplov ima svako zauzeto sjedalo pri čemu se za osobu uzima 77 kg za normalnu kategoriju i 86 kg za namjensku i akrobatsku kategoriju, a uvjeti uz to su da je ulje pri punom kapacitetu i količina goriva za operaciju s maksimalnom kontinuiranom snagom barem 30 minuta za VFR zrakoplove danju i 45 minuta za VFR zrakoplove noću te IFR zrakoplove [7].

Minimalna masa je najmanja masa pri kojoj se dokazuje usklađenost za regulativom CS-23 i ne smije biti veća od zbroja [7]:

- mase praznog zrakoplova koja se određuje prema točki CS 23.29 regulative,
- masi minimalnog potrebnog letačkog osoblja (uzima se 77 kilograma za svakog člana posade),
- masa sljedeće količine goriva:
  - za turbopropelerske zrakoplove, 5 % ukupnog kapaciteta goriva ,
  - za ostale zrakoplove, količina goriva potrebnog za polusatnu operaciju pri maksimalnoj kontinuiranoj snazi.

Gore je spomenuto određivanje mase praznog zrakoplova i težišta u točki CS 23.29, a to se određuje tako što se zrakoplov važe s fiksnim balastom, neupotrebljivim gorivom i svim tekućinama potrebnim za operaciju zrakoplova kao što su: ulje, hidraulička tekućina i ostale tekućine koje su potrebne za normalnu operaciju sustava u zrakoplovu. Prilikom završetka vaganja dobiva se točna masa zrakoplova i izračunava se težište. Vrlo je važno napomenuti da masa zrakoplova utječe na performanse u svim fazama leta, u polijetanju na akceleraciju, sigurnosne brzine uzlijetanja, gradijent penjanja, otpor te na brzinu sloma uzgona, odnosno povećanjem mase povećava se i brzina sloma uzgona [7] [5], što je moguće vidjeti u sljedećoj formuli (1):

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{2 \times W}{\rho \times A \times Cl_{max}}} \quad (1)$$

gdje oznake imaju sljedeća značenja [8]:

- $V_{\text{stall}}$  – brzina sloma uzgona,
- $W$  – težina zrakoplova,
- $\rho$  – gustoća zraka,
- $A$  – površina krila zrakoplova,
- $C_{\text{lmax}}$  – koeficijent uzgona.

Na slici se u brojniku pod korijenom nalazi oznaka za težinu zrakoplova u kojoj je sadržana masa, odnosno  $W = m \times g$ . Stoga je izrazito važno odrediti masu zrakoplova prije operacije, a pozicija težišta važna je zbog momenta oko težišta kako bi se prije leta ustvrdili balans i masa, te s kojim teretom zrakoplov može na siguran način poletjeti i operirati [5] [7] [8].

### **3.2 PODODJELJAK B - PERFORMANSE ZRAKOPLOVA**

Nakon što je pređen općeniti dio pododjeljka B koji se tiče težišta i mase zrakoplova, nadalje se ovaj dio regulative bavi performansama. Postoje zahtjevi za performanse, a oni kažu da, ukoliko drugačije nije propisano, proračunate performanse moraju biti izvedene u uvjetima [7]:

1. standardne i stabilne atmosfere,
2. okolne atmosfere, za zrakoplove s klipnim motorima maksimalne mase veće od 2722 kilograma i za turbopropelerske zrakoplove.

Postoje i uvjeti za određivanje podataka o performansama koji se određuju u rasponima ne većim od [7]:

1. nadmorske visine aerodroma do 3048 m (10000 stopa),
2. za klipne zrakoplove čija je maksimalna masa manja ili jednaka od 2722 kg, određuju se od standardne temperature do 30 °C iznad standardne temperature,
3. za klipne zrakoplove čija je najveća masa veća od 2722 kg i za turbopropelerske zrakoplove, određuju se u rasponima od standardne do 30 °C iznad standardne ili

maksimalne okolne temperature atmosfere koja zadovoljava uvjete odredbe hlađenja po CS 23.1041 do CS 23.1047, odnosno oni koji su propisani u istoj regulativi.

Podaci performansi zrakoplova određuju se s otvorenim poklopcem za hlađenje ili drugim načinima koji se koriste za kontrolu hlađenja motora zrakom, odnosno u položaju koji se koristio u testiranjima hlađenja koji su zahtijevani u točkama regulative od CS 23.1041 do CS 23.1047. Raspoloživi potisak mora odgovarati snazi motora, a da pritom ne prelazi dozvoljenu snagu, a koja je umanjena za gubitke koji nastaju u instalacijama i one gubitke snage koji nastaju zbog raznih dodataka i usluga koje su potrebne za trenutačne okolišne uvjete atmosfere. Atmosferski uvjeti koji se uzimaju za podatke performansi na temelju snage motora, obično se temelje na relativnoj vlazi koja iznosi 80 % na ili ispod standardne temperature, a 34 % na ili iznad standardne temperature koja je uvećana za 28 °C. [7]. Relativna vlažnost u stvarnim uvjetima ne mora biti tolika, ali se uzima za potrebe određivanja performansi.

Prilikom određivanja udaljenosti za uzlijetanje i slijetanje, određuju se podaci za glatke, suhe i uzletno-sletne staze s tvrdom podlogom za sljedeće potrebne udaljenosti [7]:

- potrebna duljina za uzlijetanje,
- potrebna duljina za ubrzanje i zaustavljanje,
- potrebna duljina za zatrčavanje,
- potrebna duljina za slijetanje.

Procedure navedene gore obavlja pilot s prosječnim vještinama i sposobnostima u atmosferskim uvjetima koji se očekuju za vrijeme službe, a očekuje se od pilota da će ovakve procedure moći ispunjavati kontinuirano sa sličnim rezultatima [7].

### **3.2.1 Zahtjevi performansi regulative za brzinu sloma uzgona**

Postoje dvije brzine sloma uzgona koje ova regulativa definira, a to su  $V_{S0}$  i  $V_{S1}$ . Razlika je u tome što je  $V_{S0}$  brzina sloma uzgona s konfiguracijom za slijetanje, zakrilca izvučena, podvozje izvučeno, odnosno slovo „o“ može se interpretirati kao „out“ iliti prijevodom vani. U drugu ruku

$V_{S1}$  predstavlja neku specifičnu konfiguraciju za npr. krstarenje gdje je sve uvučeno [9]. Brzina sloma uzgona određuje se za svaku konfiguraciju leta, odnosno za sve navedene faze leta. U obzir se uzimaju i najnepovoljniji uvjeti tijekom leta za svaku konfiguraciju pojedine faze [7].

$V_{S0}$  i  $V_{S1}$  su brzine sloma uzgona ili minimalne brzine stabilnog leta (*CAS* – kalibrirana zračna brzina) pri kojima je zrakoplov upravljiv [7]:

- za zrakoplove s klipnim motorom, postavka minimalne snage, ručica snage je zatvorena ili ne više od snage potrebne za nula potiska pri brzini koja ne prelazi 110 % brzine sloma uzgona,
- za turbopropelerske zrakoplove, potisak koji se koristi za pogon ne smije biti veći od nule pri brzini sloma uzgona ili ako rezultatni potisak nema željeni učinak na brzinu sloma uzgona, ručica snage je zatvorena i motor u praznog hodu,
- kut (korak) propelera je u poziciji za uzlijetanje,
- zrakoplov je namješten u konfiguraciju za  $V_{S0}$  ili  $V_{S1}$ ,
- težište je u položaju koji rezultira najvećom vrijednošću  $V_{S0}$  i  $V_{S1}$ .

$V_{S0}$  i  $V_{S1}$  moraju biti određeni testiranjima,  $V_{S0}$  pri maksimalnoj masi ne smije prelaziti 113 km/h za jednomotorne zrakoplove i dvomotorne zrakoplove čija je maksimalna masa manja ili jednaka 2722 kg i ne mogu postići vertikalnu brzinu penjanja koja je definirana u CS 23.67 (a)(1).

### 3.2.2 Zahtjevi performansi regulative za uzlijetanje

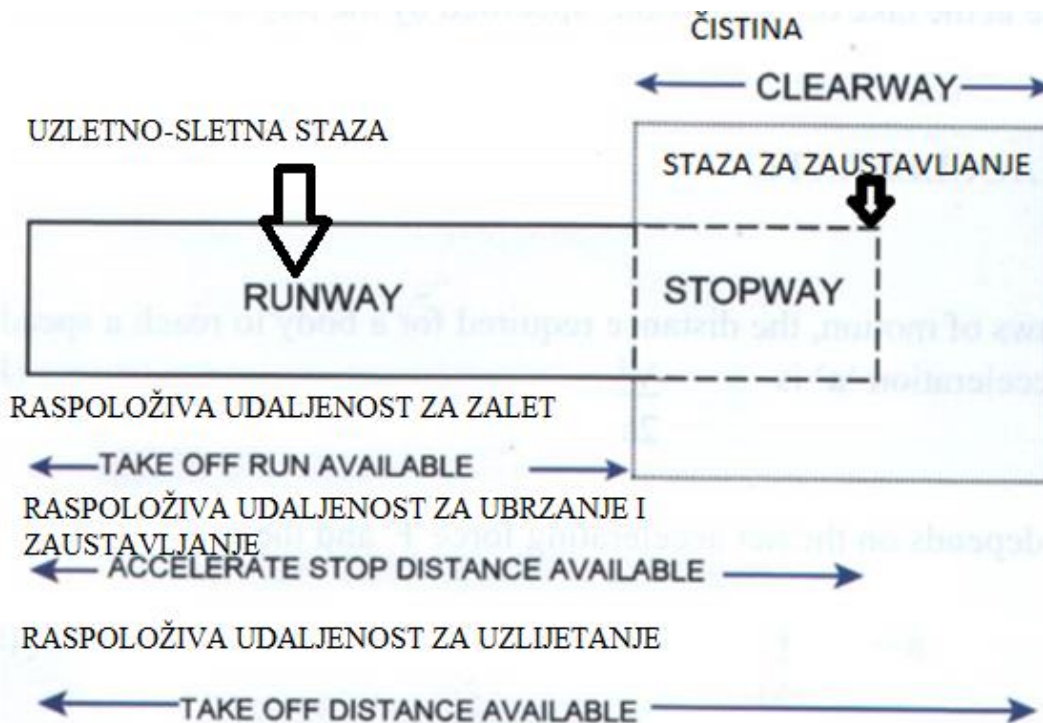
Prije nego što se krene u regulativu, objasniti će se što su to raspoložive, a što potrebne udaljenosti u uzlijetanju te koje sile djeluju na zrakoplov. Uzlijetanje predstavlja dio leta odnosno udaljenost od otpuštanja kočnica do točke na kojoj zrakoplov dostiže definiranu visinu (tzv. visinu „screen-a“). Podrazumijeva se da potrebne udaljenosti moraju biti unutar raspoloživih, odnosno da ne prelaze iste [5].

Raspoložive udaljenosti pri uzlijetanju su [5]:

- A. raspoloživa udaljenost za zalet (*TORA – Take-off Run Available*) – duljina uzletno-sletne staze za normalne operacije zrakoplova,

- B. raspoloživa udaljenost za uzlijetanje (*TODA – Take-off Distance Available*) – duljina uzletno-sletne staze plus duljina čistine. Čistina predstavlja površinu koja se proteže nakon staze, ima minimalnu definiranu širinu i čista je od prepreka, odnosno svrha ove površine je sigurnost zrakoplova od prepreka nakon što napusti stazu,
- C. raspoloživa duljina za ubrzanje i zaustavljanje (*ASDA – Accelerate-Stop Distance Available*) – duljina uzletno-sletne staze plus duljina staze za zaustavljanje, odnosno ukoliko dođe do prekida uzlijetanja, zrakoplov se može zaustaviti na stazi ili na stazi za zaustavljanje, no važno je napomenuti staza za zaustavljanje nije namijenjena normalnim operacijama.

Prikaz raspoloživih udaljenosti vidljiv je na slici 2.



Slika 2. Prikaz raspoloživih udaljenosti, [5]

Potrebne udaljenosti tijekom uzlijetanja mogu se promatrati u dva segmenta [5]:

- zalet na tlu,



- udaljenost koju zrakoplov prijeđe u zraku do definirane visine.

Potrebne udaljenosti imaju iste nazive kao i raspoložive samo što umjesto zadnjeg slova A koje predstavlja raspoloživo (*available*), nazivaju se s potrebno (*required*). Ove udaljenosti ne smiju prelaziti raspoložive udaljenosti i uzima se odgovarajuća margina sigurnosti u obzir [5].

Zrakoplov je podložan djelovanju nekoliko sila da bi uzletio. Prva sila koja će se spomenuti dolazi od zrakoplovne pogonske skupine, odnosno potisak kojeg proizvode dvije vrste pogonskih skupina, propeleri pokretani preko klipnih motora ili turbopropelerski motori, propeleri mogu biti fiksnog ili promjenjivog kuta (koraka). Druga vrsta pogona su turbopropelerski motori. Potisak varira tijekom uzlijetanja i ovisi o brzini za gore navedene pogonske skupine. Sljedeća sila koja se javlja je sila otpora koje je tijekom uzlijetanja zbroj aerodinamičkog otpora i trenja za vrijeme kotrljanja kotača po podlozi. Ove sile također variraju tijekom zalijetanja zrakoplova, odnosno njegovog odvajanja te ovise o konfiguraciji zrakoplova, brzini te napadnom kutu [5].

Nakon što je općenito opisano uzlijetanje, regulativa CS-23 prvo definira zahtjeve za brzine uzlijetanja. Brzina rotacije ( $V_R$ ) definirana je kao brzina pri kojoj pilot svojom komandom podiže nos zrakoplova s namjerom odvajanja zrakoplova od tla ili vodene površine. Ta brzina mora iznositi [7]:

1. za dvomotorne zrakoplove na tlu,  $V_R$  ne smije biti manja od veće vrijednosti  $1,05 V_{MC}$  ili  $1,10 V_{S1}$ ,
2. za jednomotorne zrakoplove na tlu,  $V_R$  ne smije biti manja od  $V_{S1}$ ,
3. za amfibijske zrakoplove ili druge zrakoplove koji uzlijeću s vodene površine,  $V_R$  mora biti ona brzina koja je pokazana sigurnom u svim razumno očekivanim uvjetima, uključujući turbulencije i otkaz kritičnog motora.

$V_{MC}$  predstavlja minimalnu brzinu upravljivosti zrakoplova, odnosno kalibriranu zračnu brzinu koja u slučaju otkaza kritičnog motora omogućava upravljivost zrakoplova, odnosno mogućnost da se zrakoplov održava u ravnom letu. Zapravo pri ovoj brzini kormilom smjera moguće je održavati pravac leta zrakoplova u slučaju otkaza motora [5].

Nadalje regulativa definira zahtjeve za brzinu na visini od 50 stopa (15 m) iznad površine za uzlijetanje, a ta brzina ne smije biti manja [7]:

1. za dvomotorne zrakoplove, od veće vrijednosti:
  - a. brzina koja je pokazana sigurnom za nastavak leta pod svim razumno očekivanim uvjetima, uključujući turbulenciju i otkaz kritičnog motora,
  - b.  $1,10 V_{MC}$ ,
  - c.  $1,20 V_{S1}$ ,
2. za jednomotorne zrakoplove, od veće vrijednosti:
  - a. brzina koja je pokazana sigurnom u svim očekivanim uvjetima, uključujući turbulenciju i otkaz motora,
  - b.  $1,20 V_{S1}$ .

Regulativa dalje definira odnos  $V_1$  i  $V_{EF}$  za putničke (*commuter*) zrakoplove.  $V_1$  predstavlja brzinu odluke tijekom uzlijetanja i to je kalibrirana zračna brzina na tlu pri kojoj, u slučaju otkaza motora ili nekog drugog razloga, pilot može odlučiti želi li nastaviti ili prekinuti uzlijetanje. Ova brzina bira se tako da ne smije biti manja od  $V_{EF}$  plus brzina koja se dobije od trenutka otkaza motora do trenutka reakcije pilota na incident. U drugu ruku  $V_{EF}$  je kalibrirana zračna brzina pri kojoj se pretpostavlja da će doći do otkaza kritičnog motora. Ova brzina ne smije biti manja od  $1,05 V_{MC}$  ili ne manja od  $V_{MCG}$  [7].

Uvjeti za  $V_R$  u ovoj kategoriji su da ona ne smije biti manja od veće vrijednosti [7]:

1.  $V_1$ ,
2.  $1,05 V_{MC}$ ,
3.  $1,10 V_{S1}$ ,
4. brzine koja omogućuje dostizanje brzine  $V_2$  prije dostizanja visine od 35 stopa iznad površine uzlijetanja.

Udaljenost potrebna za uzlijetanje, odnosno udaljenost potrebna od početka zalijetanja do penjanja do visine od 50 stopa (15 m), određuje se za normalne, namjenske i akrobatske zrakoplove u skladu s gore navedenim brzinama, masom zrakoplova, nadmorskom visinom i temperaturom unutar operativnih ograničenja uspostavljenih za uzlijetanje sa [7]:

1. snagom za uzlijetanje na svakom motoru,
2. zakrilcima postavljenim u poziciju za uzlijetanje,
3. izvučenim podvozjem.

Za putničke (*commuter*) zrakoplove putanja uzlijetanja prostire se od početne točke uzlijetanja pa do točke na kojoj se zrakoplov nalazi na 1500 stopa iznad površine za uzlijetanje, odnosno visini pri kojoj ili više od nje zrakoplov može napraviti tranziciju iz konfiguracije za polijetanje u konfiguraciju za krstarenje. Zrakoplov ubrzava do  $V_{EF}$ , pri čemu otkazuje motor i ostaje neoperativan tijekom ostatka uzlijetanja i nastavlja ubrzavati do  $V_2$ . Tijekom perioda ubrzavanja do  $V_2$ , nosni kotač se može podignuti od tla pri brzini ne manjoj od  $V_R$ , no podvozje se ne smije uvlačiti dokle god zrakoplov nije u zraku (*airborne*). Tijekom određivanja putanje uzlijetanja, nagib (*slope*) dijela putanje u zraku (*airborne*) ne smije biti negativan ni u kojoj točki, zrakoplov mora dostići brzinu  $V_2$  prije dostizanja visine od 35 stopa i mora nastaviti što je bliže toj brzini, ali ne manje od nje do visine od 400 stopa. U točki na kojoj se zrakoplov nalazi na 400 stopa visine iznad površine za uzlijetanje, raspoloživi gradijent penjanja ne smije biti manji od 1,2 %. Konfiguracija zrakoplova ne smije se mijenjati do visine od 400 stopa iznad površine uzlijetanja [7].

Regulativa definira gore navedene potrebne udaljenosti, odnosno potrebnu udaljenost za uzlijetanje i potrebnu udaljenost za zatrčavanje. Udaljenost potrebna za uzlijetanje se definira kao veća vrijednost od horizontalne udaljenosti od početka uzlijetanja do točke kada se zrakoplov nalazi na 35 stopa iznad površine za uzlijetanje ili 115 % horizontalne udaljenosti sa svim operativnim motorima od početka uzlijetanja do točke na kojoj se zrakoplov nalazi na 35 stopa visine iznad površine uzlijetanja [7].

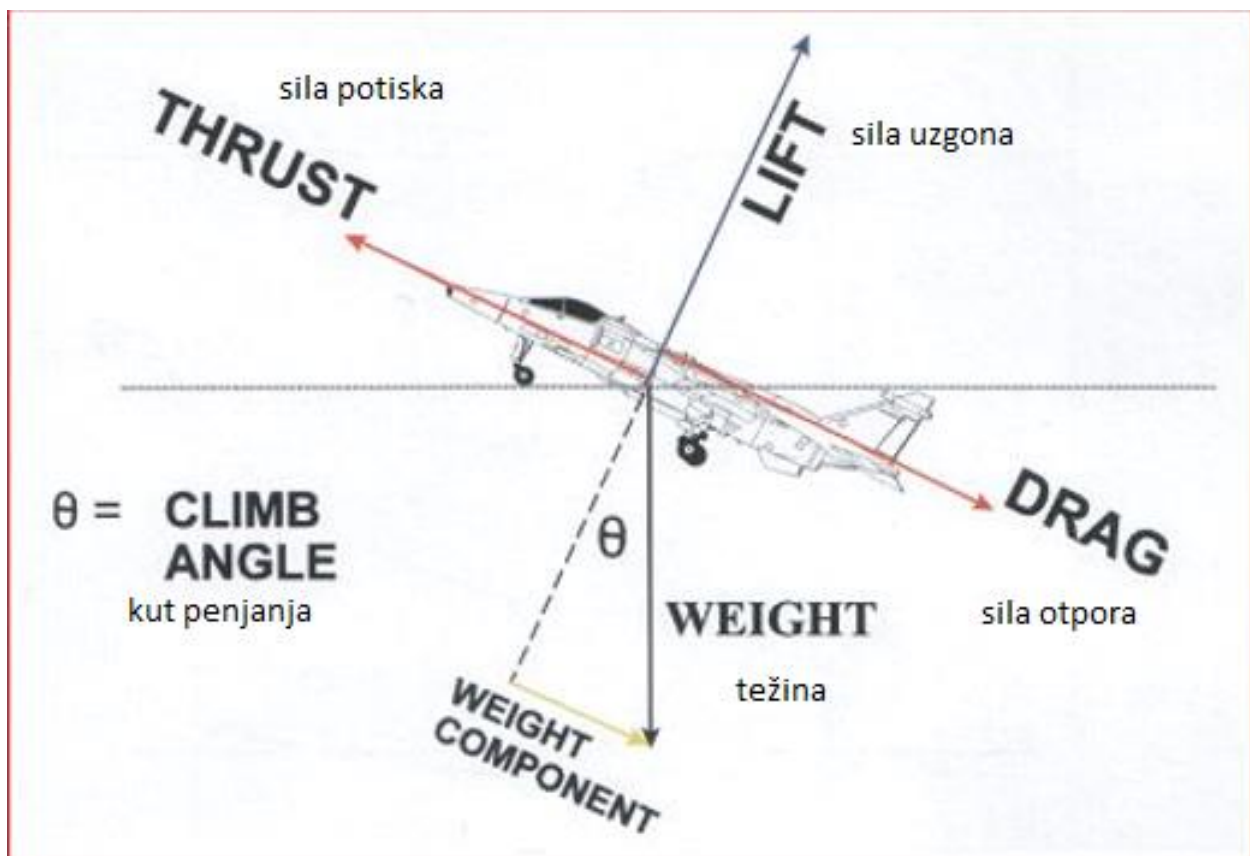
Udaljenost potrebna za zatrčavanje, ako udaljenost potrebna za uzlijetanje sadržava čistinu, definira se kao veća vrijednost od horizontalne udaljenosti potrebne od početka zatrčavanja do točke koja se nalazi na jednakoj udaljenosti od točke odvajanja od tla i točke pri kojoj se zrakoplov nalazi na 35 stopa visine ili 115 % horizontalne udaljenosti sa svim operativnim motorima od početka zatrčavanja to točke koja se nalazi na jednakoj udaljenosti od točke odvajanja zrakoplova od tla i točke pri kojoj se zrakoplov nalazi na 35 stopa visine [7].

Za putničke (*commuter*) zrakoplove definirana je i potrebna udaljenost za ubrzanje i zaustavljanje, a ona se određuje kao zbroj udaljenosti potrebnih da [7]:

1. zrakoplov ubrza od početka do dostizanja brzine  $V_{EF}$  sa svim operativnim motorima,
2. zrakoplov ubrza od  $V_{EF}$  do  $V_1$ , uz pretpostavku da kritični motor otkáže pri  $V_{EF}$ ,
3. se zrakoplov u potpunosti zaustavi od točke dostizanja  $V_1$ .

### 3.2.3 Zahtjevi performansi regulative za penjanje

Nadalje regulativa u području leta definira zahtjeve za penjanje zrakoplova općenito. Penjanje je druga faza leta, a što se tiče sila koje se javljaju i da je riječ o ustaljenom penjanju (s konstantnom brzinom), uz silu potiska uzrokovanu pogonskom grupom, koja mora biti u ravnoteži sa silom otpora, na silu otpora nadodaje se još i komponenta težine zrakoplova. Odnosno može se promatrati kut penjanja koji se nalazi između pravca djelovanja težine i pravca djelovanja sile uzgona [5]. Prikaz sila koje djeluju na zrakoplov u penjanju vidljiv je na slici 3.



Slika 3. Prikaz sila koje djeluju na zrakoplov tijekom penjanja, [5]

Umjesto kuta penjanja, zbog jednostavnosti i uvjeta u regulativi, koristi se gradijent penjanja, odnosno to je odnos visine i prijeđene horizontalne udaljenosti, izražen u postocima [5].

Regulative za penjanje što se tiče normalnih, namjenskih i akrobatskih kategorija zrakoplova s klipnim motorima i mase od 2722 kilograma ili manje moraju pokazati usklađenost u uvjetima standardne atmosfere. Za zrakoplove istih kategorija s klipnim motorima čija maksimalna masa prelazi 2722 kilograma te turbopropelerske zrakoplove u istim kategorijama usklađenost se mora dokazati kao funkcija aerodromske nadmorske visine i u okolnim uvjetima aerodroma, unutar operativnih ograničenja koji su uspostavljeni za uzlijetanje i slijetanje. Isto vrijedi i za putničke (*commuter*) zrakoplove [7].

Najprije regulativa definira uvjete u slučaju kada su svi motori operativni. Svi normalni, namjenski, akrobatski zrakoplovi s klipnim motorima maksimalne mase manje ili jednake 2722 kilograma moraju imati stabilni gradijent penjanja na razini mora najmanje 8,3 % za zrakoplove koji polijeću s tla, odnosno 6,7 % za zrakoplove koji polijeću s mora i amfibijske zrakoplove. Uz to su uvjeti [7]:

1. ne više od maksimalne kontinuirane snage na svim motorima,
2. uvučeno podvozje,
3. zakrilca u poziciji za uzlijetanje,
4. brzina penjanja ne manja od veće vrijednosti  $1,1 V_{MC}$  i  $V_{S1}$  za dvomotorne zrakoplove i ne manje od  $1,2 V_{S1}$  za jednomotorne zrakoplove.

Za normalne, namjenske, akrobatske zrakoplove klipnih motora čija maksimalna masa prelazi 2722 kilograma te za turbopropelerske zrakoplove istih kategorija mora biti pokazan stabilni gradijent penjanja nakon uzlijetanja od najmanje 4 % sa [7]:

1. snagom uzlijetanja na svakom motoru,
2. izvučenom podvozju, osim ako podvozje može biti uvučeno za ne više od 7 sekundi, tada se može uzeti kao uvučeno,
3. zakrilca u poziciji za uzlijetanje,
4. brzina penjanja ista kao i za zrakoplove manja ili jednake 2722 kilograma.

Što se tiče slučaja kada otkáže jedan motor, za normalne, namjenske i akrobatske zrakoplove s klipnim motorima maksimalne mase manje ili jednake 2722 kilograma primjenjuje se [7]:

1. svaki zrakoplov čiji je  $V_{S0}$  veći od 113 km/h (61 čvor) mora biti u mogućnosti održavati stabilni gradijent penjanja od najmanje 1,5 % na visini od 5000 stopa sa:

- a. kritičnim motor u otkazu i propelerom u poziciji za minimalni otpor,
  - b. preostalim motorom s ne više od maksimalne kontinuirane snage,
  - c. uvučenim podvozjem,
  - d. uvučenim zakrilcima,
  - e. brzini penjanja ne manjoj od  $1,2 V_{S1}$ ,
2. za zrakoplove čiji  $V_{S0}$  je manji ili jednak 113 km/h (61 čvor), stabilni gradijent penjanja ili spuštanja na visini od 5000 stopa mora biti određen sa:
    - a. kritičnim motorom u otkazu i propelerom u poziciji za minimalni otpor,
    - b. preostalim motorom s ne više od maksimalne kontinuirane snage,
    - c. uvučenim podvozjem,
    - d. uvučenim zakrilcima,
    - e. brzinom penjanja ne manjom od  $1,2 V_{S1}$ .

Normalni, namjenski i akrobatski klipni zrakoplovi čija maksimalna masa prelazi 2722 kilograma i turbopropelerski zrakoplovi istih kategorija moraju imati [7]:

1. stabilni gradijent penjanja na visini od 400 stopa iznad površine za uzlijetanje koji mora biti mjerljivo pozitivan sa:
  - a. kritičnim motorom u otkazu i propelerima u poziciji za minimalni otpor,
  - b. preostalim motorom pri snazi za uzlijetanje,
  - c. uvučenim podvozjem,
  - d. zakrilcima u poziciji za uzlijetanje,
  - e. brzini penjanja koja je jednaka onoj koja se dostigne na visini od 50 stopa,
2. stabilni gradijent penjanja koji ne smije biti manji od 0,75 % na visini od 1500 stopa iznad površine za uzlijetanje ili slijetanje sa:
  - a. kritičnim motorom u otkazu i propelerima u poziciji za minimalni otpor,
  - b. preostalim motorom u postavci ne više od maksimalne kontinuirane snage,
  - c. uvučenim podvozjem,
  - d. uvučenim zakrilcima,
  - e. brzini penjanja ne manjoj od  $1,2 V_{S1}$ .

Za putničke (*commuter*) zrakoplove, u slučaju otkaza motora, se definiraju uvjeti za 4 slučaja. Prvi slučaj je polijetanje s izvučenim podvozjem gdje zrakoplov mora imati mjerljivo pozitivan

gradijent penjanja. Drugi slučaj je kada zrakoplov ima uvučeno podvozje i mora imati stabilni gradijent penjanja ne manji od 2,0 % na visini od 400 stopa iznad površine za uzlijetanje. Treći slučaj je rutni dio, odnosno krstarenje gdje se zrakoplov nalazi na 1500 stopa visine iznad površine za uzlijetanje ili slijetanje i gradijent penjanja ne smije biti manji od 1,2 %. Zadnji slučaj je prekinuti prilaz u kojemu se zrakoplov nalazi na 400 stopa visine iznad površine za slijetanje u kojemu gradijent penjanja ne smije biti manji od 2,1 % [7].

### **3.2.4 Zahtjevi performansi regulative za rutno penjanje i spuštanje**

Ova regulativa propisuje i uvjete za penjanje na rutnom dijelu leta. Sile koje djeluju na zrakoplov kako bi krstario po određenoj visini konstantom brzinom moraju biti u ravnoteži. U prijašnjem tekstu je viđeno da se mora odrediti položaj težišta zrakoplova, a i u ovom slučaju je taj položaj važan jer on utječe na sile zrakoplova tijekom ovog segmenta, odnosno na momente oko njega, a samim time i kompenzacijsku silu repne površine za stabilizaciju [5].

Dva su slučaja definirana ovom regulativom. Prvi je kada su svi motori operativni, tada zrakoplov mora imati stabilni gradijent penjanja koji se određuje za svaku masu, visinu i temperaturu okoline unutar operativnih ograničenja sa [7]:

1. ne više od maksimalne kontinuirane snage na svim motorima,
2. uvučenim podvozjem,
3. uvučenim zakrilcima,
4. brzini penjanja ne manjoj od  $1,3 V_{S1}$ .

U slučaju otkaza motora stabilni gradijent penjanja ili spuštanja mora ponovno biti izračunat za svaku masu, visinu i okolišnu temperaturu unutar operativnih ograničenja sa [7]:

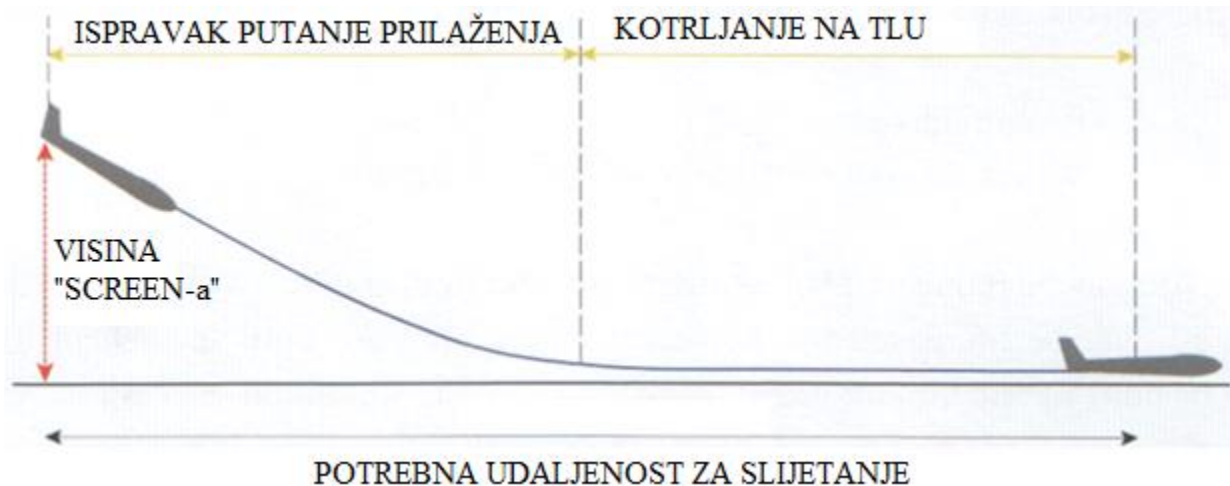
1. kritičnim motorom u otkazu i propelerom u poziciji minimalnog otpora,
2. preostalim motorom u postavci ne više od maksimalne kontinuirane snage,
3. uvučenim podvozjem,
4. uvučenim zakrilcima,
5. brzini penjanja ne manjoj od  $1,2 V_{S1}$ .

### 3.2.5 Zahtjevi performansi regulative za jedrenje – jednomotorni zrakoplovi

Kut spuštanja u jedrenju mora biti minimalan kako bi zrakoplov prošao što veću udaljenost [5]. Regulativa za jedrenje jednomotornih zrakoplova propisuje da maksimalna horizontalna udaljenost u mirnom zraku (atmosfera), izražena u km/1000 m gubitka visine ili NM/1000 ft gubitka visine te brzina koja je potrebna da se to postigne, moraju biti određeni za slučaj otkaza motora i poziciju propelera za minimalni otpor te podvozjem i zakrilcima u najpovoljnijem raspoloživom položaju [7].

### 3.2.6 Zahtjevi performansi regulative za slijetanje

Slijetanje je zadnja faza leta i ova regulativa propisuje uvjete performansi za udaljenosti potrebne za slijetanje te brzine. No najprije će se definirati potrebna udaljenost za slijetanje – udaljenost od definirane visine do točke dodira i naposljetku do potpunog zaustavljanja zrakoplova. Što znači da se sastoji od dva segmenta, onoga u zraku te kotrljanja na tlu [5]. Prikaz potrebne udaljenosti za slijetanje moguće je vidjeti na slici 4.



Slika 4. Potrebna udaljenost za slijetanje, [5]

Regulativa definira zahtjeve za referentnu brzinu prilaza,  $V_{REF}$ , brzina na definiranoj visini tzv. visini „screen-a“ [5]. Za normalne, namjenske i akrobatske klipne zrakoplove maksimalne mase



manje ili jednake 2722 kilograma,  $V_{REF}$  ne smije biti manja od veće vrijednosti  $V_{MC}$ , određenu pod uvjetima CS 23.149(b) sa zakrilcima na najvećem stupnju ili  $1,3 V_{S0}$  [7].

Za istu kategoriju zrakoplova, no najveću masu uzlijetanja veću od 2722 kilograma i za turbopropelerske zrakoplove u istim kategorijama,  $V_{REF}$  ne smije biti manja od veće vrijednosti  $V_{MC}$  ili  $1,3 V_{S0}$ . Za putničke (*commuter*) zrakoplove  $V_{REF}$  ne smije biti manji od  $1,05 V_{MC}$  ili  $1,3 V_{S0}$  [7].

Regulativa potrebnu udaljenost za slijetanje za navedene kategorije zrakoplova definira kao horizontalnu udaljenost potrebnu za slijetanje i potpuno zaustavljanje od točke na kojoj se zrakoplov nalazi na visini od 50 stopa iznad površine za slijetanje pa do potpunog zaustavljanja zrakoplova. Ona mora biti određena u uvjetima standardne temperature za svaku masu i visinu unutar operativnih ograničenja uspostavljenih za slijetanje. Uvjeti koji se uzimaju u obzir prilikom određivanja su sljedeći: stabilan prilaz pri brzini ne manjoj od  $V_{REF}$  mora biti održavan do visine od 50 stopa, gradijent spuštanja pri tome ne veći od 5,2 % ( $3^\circ$ ) do iste visine. Moguće je demonstrirati strmiji gradijent spuštanja do 50 stopa visine, ali mora biti siguran. Tijekom manevara mora se održavati konstantna konfiguracija, slijetanje mora biti odrađeno bez pretjeranih vertikalnih ubrzanja ili tendencija ka poskakivanju. Mora biti dokazano da se slijetanje može sigurno prekinuti na 50 stopa visine, pri maksimalnoj masi slijetanja, a kočnice se ne smiju pretjerano koristiti da se ne prouzroči trošenje kočnica ili guma. Ostali načini usporavanja smiju se koristiti, ali na siguran i pouzdan način [7].

Regulativa definira i zahtjeve za prekinuto slijetanje. Normalni, namjenski i akrobatski zrakoplovi klipnih motora maksimalne mase manje ili jednake 2722 kilograma moraju biti u mogućnosti održavati stabilni gradijent penjanja na razini mora ne manji od 3,3 % sa [7]:

1. snagom uzlijetanja na svim motorima,
2. izvučenim podvozjem,
3. zakrilcima u poziciji za slijetanje, osim ako se zakrilca mogu biti sigurno uvučena u dvije ili manje sekunde bez gubitka visine ili iznenadne promjene napadnog kuta, u tom slučaju mogu biti uvučena,
4. brzinom penjanja jednakoj  $V_{REF}$ .

Za zrakoplove iste kategorije, maksimalne mase veće od 2722 kilograma i turbopropelerske zrakoplove, gradijent penjanja ne smije biti manji od 2,5 % sa [7]:

1. ne više od snage ili potiska koji su raspoloživi 8 sekundi nakon početka pomicanja ručice snage iz pozicije za minimalnu snagu,
2. izvučenim podvozjem,
3. zakrilcima u poziciji za slijetanje,
4. brzini penjanja jednakoj  $V_{REF}$ .

Za putničke zrakoplove je isto definiran gradijent penjanja u slučaju prekinutog penjanja koji ne smije biti manji od 3,2 % s istim uvjetima kao i za zrakoplove maksimalne mase veće od 2722 kilograma [7].

## 4. ODREĐIVANJE I USPOREDBA PERFORMANSI ZRAKOPLOVA SA ZAHTJEVIMA CS-23

Kako su navedeni zahtjevi regulative, sada se može prijeći na određivanje performansi zrakoplova Cessna Skyhawk, modela 172N i 172R. Prvo, u svakom operativnom priručniku zrakoplova navedene su općenite performanse zrakoplova, a koje je moguće vidjeti u sljedećim tablicama. U prvoj tablici prikazane su performanse modela C172N, a u drugoj C172R [10] [11].

Tablica 1. Performanse zrakoplova C172N

Maksimalna brzina na razini mora	125 čvora
Maksimalna brzina na 8000 stopa pri 75 % snage	122 čvora
Dolet na 8000 stopa pri 75 % snage i 40 galona goriva	485 NM
Dolet na 8000 stopa pri 75 % snage i 50 galona goriva	630 NM
Maksimalni dolet na 10000 stopa s 40 galona goriva	575 NM
Maksimalni dolet na 10000 stopa s 50 galona goriva	750 NM
Brzina penjanja zrakoplova na razini mora	770 ft/min
Praktični vrhunac leta zrakoplova	14200 stopa
Duljina zatrčavanja	805 ft (246 m)
Ukupna duljina uzlijetanja do 50 ft iznad prepreke	1440 ft (439 m)
Duljina zaustavljanja na tlu pri slijetanju	520 ft (159 m)
Ukupna duljina slijetanja od 50 ft iznad prepreke	1250 ft (382 m)
Brzina sloma uzgona bez zakrilaca (CAS)	50 čvorova
Brzina sloma uzgona sa zakrilcima (CAS)	44 čvora
Maksimalna masa uzlijetanja	2300 funti (1044 kg)

Izvor: [10]

Tablica 2. Performanse zrakoplova C172R

Maksimalna brzina na razini mora	123 čvora
Maksimalna brzina na 8000 stopa pri 80 % snage	122 čvora
Dolet na 8000 stopa pri 80 % snage i 53 galona goriva	580 NM
Dolet na 10000 stopa pri 60 % snage i 53 galona goriva	687 NM
Brzina penjanja zrakoplova na razini mora	720 ft/min
Praktični vrhunac leta zrakoplova	13500 stopa
Duljina zatrčavanja	945 ft (289 m)
Ukupna duljina uzlijetanja do 50 ft iznad prepreke	1685 ft (513 m)
Duljina zaustavljanja na tlu pri slijetanju	550 ft (168 m)
Ukupna duljina slijetanja od 50 ft iznad prepreke	1295 ft (395 m)
Brzina sloma uzgona bez zakrilaca (CAS)	51 čvorova
Brzina sloma uzgona sa zakrilcima (CAS)	47 čvora
Maksimalna masa uzlijetanja	2450 funti (1112 kg)

Izvor: [11]

Nadalje će se za svaki tip zrakoplova izračunati performanse za pojedine segmente leta, a naposljetku će se dobivene performanse usporediti sa zahtjevima regulative CS-23.

## 4.1 IZRAČUN PERFORMANSI ZRAKOPLOVA C172N

Riječ je o jednomotornom propellerskom zrakoplovu s fiksnim kutom propelera. Kapacitet goriva sa standardnim spremnicima je 43 galona (162 litre), a ako je riječ o spremnicima za dugi dolet tada je kapacitet 54 galona (204 litre). Motor zrakoplova je Avco Lycoming koji ima 160 konjskih snaga pri 2700 okretaja u minuti. Maksimalna masa pri uzlijetanju je 2300 funti [10].

### 4.1.1 Težište i brzina sloma uzgona – C172N

Kako regulativa definira zahtjeve za brzinu sloma uzgona, na slici 5 je vidljivo kako ona ovisi o položaju težišta i kako se ista određuje. Takva brzina je minimalna ispod koje zrakoplov ne smije

operirati zbog sigurnosti i zato ju je izrazito važno odrediti. U tablici će se vidjeti da povećanjem kuta zakrilaca dolazi do smanjenja brzine sloma uzgona, jer zakrilaca povećavaju zakrivljenost krila i povećava se površina krila što u gore navedenoj formuli 1 za brzinu sloma uzgona, utječe na nazivnik i time ju smanjuje. Uvjet za sljedeće tablice je da je zrakoplov bez snage, a brzine su određivane za masu od 2300 funti [10].

#### TEŽIŠTE U STRAŽNJOJ POZICIJI

MASA (FUNTE)	OTKLON ZAKRILACA	KUT BOČNOG NAGIBA							
		0°		30°		45°		60°	
		KIAS	KCAS	KIAS	KCAS	KIAS	KCAS	KIAS	KCAS
2300	UP	42	50	45	54	50	59	59	71
	10°	38	47	40	51	45	56	54	66
	40°	36	44	38	47	43	52	51	62

#### TEŽIŠTE U PREDNJOJ POZICIJI

MASA (FUNTE)	OTKLON ZAKRILACA	KUT BOČNOG NAGIBA							
		0°		30°		45°		60°	
		KIAS	KCAS	KIAS	KCAS	KIAS	KCAS	KIAS	KCAS
2300	UP	47	53	51	57	56	63	66	75
	10°	44	51	47	55	52	61	62	72
	40°	41	47	44	51	49	56	58	66

Slika 5. Tablice za određivanje brzine sloma uzgona - C172N, [10]

Primjera radi iščitati će se brzina sloma uzgona za težište u stražnjoj poziciji kada zrakoplov ima uvučena zakrilca i kut bočnog nagiba je 0°, tada je brzina sloma uzgona 42 [KIAS]. Navedena brzina je indicirana zračna brzina u čvorovima koja je prikazana na instrumentima zrakoplova. Iz tablica je vidljivo da povećanje kuta bočnog nagiba dovodi povećanju brzini sloma uzgona. Razlog tome je što se tijekom zaokreta povećava djelovanje gravitacijskog opterećenja, pa tako npr. pri

kutu nagiba od 60° javlja djelovanje od 2 g, što povećava brzinu sloma uzgona za 41 %. Odnosno, povećanje brzine sloma uzgona s kutom nagiba jednako je umnošku korijena gravitacijskog opterećenja s vrijednosti brzine pri nultom kutu nagiba [12]. Na slici je vidljivo kako i prednja pozicija težišta daje veće vrijednosti brzine sloma uzgona.

#### 4.1.2 Izračun potrebne duljine uzlijetanja – C172N

Za potrebne izračuna uzima se masa uzlijetanja od 2300 funti, a za primjer će se uzeti let zrakoplova unutar kontrolnog područja zračne luke Franjo Tuđman, staza 04 duljine 10669 stopa (3252 metra) čija je nadmorska visina 353 ft (uzet će se 350 ft) [13], standardna temperatura 15 °C, suha staza i uvjeti bez vjetra. Ukoliko bi postojao vjetar, prema priručniku za svakih 9 čvorova čeonog vjetra se potrebna duljina smanjuje za 10 %, a za operaciju kada je leđni vjetar do 10 čvorova brzine, za svaka 2 čvora vjetra duljina se povećava za 10 %. Da je riječ o suhoj travnatoj stazi, dio zatrcavanja na tlu trebalo bi uvećati za 15 % [10]. Prikaz iščitavanja iz tablice vidljiv je na slici 6.

##### UVJETI:

zakrlica uvučena

ručica gasa u položaju za uzlijetanje

betonska, ravna i suha staza

bez vjetra

WEIGHT LBS	TAKEOFF SPEED KIAS		PRESS ALT FT	0°C		10°C		20°C		30°C		40°C	
	LIFT OFF	AT 50 FT		GRND	TOTAL	GRND	TOTAL	GRND	TOTAL	GRND	TOTAL	GRND	TOTAL
				ROLL	TO CLEAR 50 FT OBS	ROLL	TO CLEAR 50 FT OBS	ROLL	TO CLEAR 50 FT OBS	ROLL	TO CLEAR 50 FT OBS	ROLL	TO CLEAR 50 FT OBS
2300	52	59	S.L.	720	1300	775	1390	835	1490	895	1590	960	1700
			1000	790	1420	850	1525	915	1630	990	1745	1050	1865
			2000	865	1555	930	1670	1000	1790	1075	1915	1155	2055
			3000	950	1710	1025	1835	1100	1970	1185	2115	1270	2265
			4000	1045	1880	1125	2025	1210	2175	1300	2335	1400	2510
			5000	1150	2075	1240	2240	1335	2410	1435	2595	1540	2795
			6000	1265	2305	1365	2485	1475	2680	1585	2895	1705	3125
			7000	1400	2565	1510	2770	1630	3000	1755	3245	1890	3515
			8000	1550	2870	1675	3110	1805	3375	1945	3670	2095	3990

Slika 6. Tablica za izračun potrebnih udaljenosti uzlijetanja - C172N, [10]

Prvo se metodom linearne interpolacije izračunavaju potrebne udaljenosti za zatrčavanje za 10 i 20 °C, a vrijednost za standardnih 15 °C dobije se aritmetičkom sredinom dobivenih vrijednosti.

$$ZA_{t = 10 \text{ °C}} > 775 + (350 - 0) \times (850 - 775) / (1000 - 0) = 801,3 \text{ stopa}$$

$$ZA_{t = 20 \text{ °C}} > 835 + (350 - 0) \times (915 - 835) / (1000 - 0) = 863 \text{ stope}$$

Kao što je već rečeno tražena vrijednost dobije se aritmetičkom sredinom, a to je:

$$ZA_{t = 15 \text{ °C}} > (801,25 + 863) / 2 = 832,1 \text{ stopa} \Rightarrow \text{potrebna udaljenost za zatrčavanje u danim uvjetima.}$$

Na isti način izračunava se potrebna udaljenost za polijetanje do 50 ft nadvisivanja prepreke, odnosno tzv. visine „screen-a“. Isto tako se metodom interpolacije izračunaju vrijednosti za 10 i 20 °C, a potom se aritmetičkom sredinom određuje potrebna udaljenost za 15 °C.

$$ZA_{t = 10 \text{ °C}} > 1390 + (350 - 0) \times (1525 - 1390) / (1000 - 0) = 1437,3 \text{ stopa}$$

$$ZA_{t = 20 \text{ °C}} > 1490 + (350 - 0) \times (1630 - 1490) / (1000 - 0) = 1539 \text{ stopa}$$

Aritmetičkom sredinom se zatim dobije tražena vrijednost:

$$ZA_{t = 15 \text{ °C}} > (1437,3 + 1539) / 2 = 1488,1 \text{ stopa} \Rightarrow \text{potrebna udaljenost za polijetanje zrakoplova u danim uvjetima.}$$

Primjera radi moguće je pretpostaviti da je staza suha i travnata, a u tom slučaju gore navedenu vrijednost potrebno bi bilo uvećati za 15 %. Pa tako se dobije sljedeća vrijednost:

$$1488,125 \times 1,15 = 1711,3 \text{ stope.}$$

Ukoliko se javi npr. komponenta čeonog vjetra od 18 čvorova, tada bi potrebnu udaljenost za uzlijetanje bilo potrebno umanjiti za 20 %, odnosno  $1488,125 \times 0,8 = 1190,5$  stopa. Vidljivo je da uvjeti čeonog vjetra odgovaraju, dok bi uvjeti leđnog povećali potrebnu udaljenost za uzlijetanje. Iz tablice je još moguće odrediti brzinu zrakoplova prilikom odvajanja i ona iznosi 52 čvora, a brzina na 50 stopa visine iznad prepreka 59 čvorova. Brzine su indicirane zračne brzine (KIAS) [10].

### 4.1.3 Određivanje maksimalne brzine penjanja (vertikalne brzine), vremena, goriva i udaljenosti potrebnih za penjanje – C172N

Nadalje će se izračunati maksimalna brzina penjanja, odnosno vertikalna brzina. Dana masa je i dalje 2300 funti, temperatura 15 °C, a kako je rečeno da će zrakoplov letjeti unutar kontrolne zone aerodroma Zagreb, penjat će na visinu od 2000 stopa. Uvjeti za sljedeću tablicu su uvučena zakrilca i puna snaga na motoru, a u slučaju penjanja iznad 3000 stopa, potrebno je osiromašiti smjesu za maksimalni broj okretaja motora [10]. Slika 7 prikazuje tablicu za izračun vertikalne brzine, gdje će se metodom interpolacije izračunati vertikalna brzina penjanja.

WEIGHT LBS	PRESS ALT FT	CLIMB SPEED KIAS	15 °C RATE OF CLIMB - FPM			
			-20°C	0°C	20°C	40°C
2300	S.L.	73	875	815	755	695
	2000	72	765	705	650	590
	4000	71	655	600	545	485
	6000	70	545	495	440	385
	8000	69	440	390	335	280
	10,000	68	335	285	230	---
	12,000	67	230	180	---	---

Slika 7. Tablica za izračun vertikalne brzine penjanja - C172N, [10]

Kako je nadmorska visina aerodroma 350 stopa, zrakoplov penje 1650 stopa visine. Prvo se interpolacijom dobivaju vrijednosti vertikalne brzine za 15 °C:

$$\text{RAZINA MORA} > 815 + (15 - 0) \times (755 - 815) / (20 - 0) = 770 \text{ ft/min}$$

$$\text{ZA 2000 stopa} > 705 + (15 - 0) \times (650 - 705) / (20 - 0) = 663,75 \text{ ft/min.}$$

Zatim se interpolacijom te dvije dobivene vrijednosti može dobiti vrijednost vertikalne brzine penjanja za nadmorsku visinu aerodroma od 350 stopa:

$$\text{ZA 350 stopa} > 770 + (350 - 0) \times (663,75 - 770) / (2000 - 0) = 751,41 \text{ ft/min.}$$

Kada se zbroje vertikalne brzine za visine od 350 i 2000 stopa te podijele s dva, dobiva se prosječna vertikalna brzina koja iznosi 707,58 ft/min.



Nadalje odredit će se potrebno vrijeme penjanja, udaljenost te potrebna količina goriva. Kako je već rečeno, zrakoplov penje na visinu od 2000 stopa. Na slici 8 vidljiva je tablica za određivanje traženih varijabli, kako je nadmorska visina aerodroma Franjo Tuđman 350 stopa, potrebno je interpolirati vrijednosti za tu visinu pa oduzeti od vrijednosti ciljane visine.

Uvjeti: uvučena zakrlica, puna snaga na ručici gasa, standardna temperatura

WEIGHT LBS	PRESSURE ALTITUDE FT	TEMP °C	CLIMB SPEED KIAS	RATE OF CLIMB FPM	FROM SEA LEVEL		
					TIME MIN	FUEL USED GALLONS	DISTANCE NM
2300 350 ft	S.L.	16	73	770	0	0.0	0
	1000	13	73	725	1	0.3	2
	2000	11	72	675	3	0.6	3
	3000	9	72	630	4	0.9	5
	4000	7	71	580	6	1.2	8
	5000	5	71	535	8	1.6	10
	6000	3	70	485	10	1.9	12
	7000	1	69	440	12	2.3	15
	8000	-1	69	390	15	2.7	19
	9000	-3	68	345	17	3.2	22
	10,000	-5	68	295	21	3.7	27
	11,000	-7	67	250	24	4.2	32
12,000	-9	67	200	29	4.9	38	

Slika 8. Tablica za određivanje potrebnog vremena, goriva i udaljenosti tijekom penjanja - C172N, [10]

Vrijednosti za visinu od 350 stopa dobivaju se na sljedeći način:

$$\text{VRIJEME} > 0 + 350 \times 1 / 1000 = 0,35 \text{ min}$$

$$\text{GORIVO} > 0 + 350 \times 0,3 / 1000 = 0,105 \text{ gal}$$

$$\text{UDALJENOST} > 0 + 350 \times 2 / 1000 = 0,7 \text{ NM}$$

Dobivene vrijednosti oduzmu se od vrijednosti za 2000 stopa i dobivaju se potrebno vrijeme, udaljenost i potrošeno gorivo tijekom penjanja. Pa tako će zrakoplov penjati  $3 - 0,35 = 2,65$  min, gorivo koje će biti utrošeno je  $0,6 - 0,105 = 0,495$  galona, a prijeđena udaljenost jest  $3 - 0,7 = 2,3$  NM. Riječ je o američkim galonima [10].

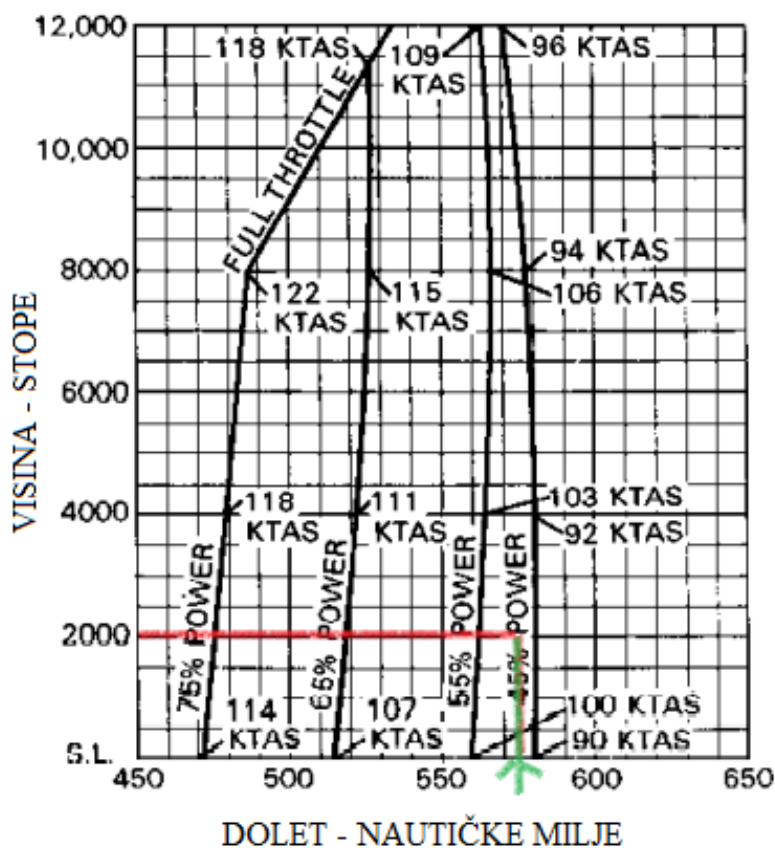
#### 4.1.4 Određivanje performansi krstarenja – dolet i istrajnost (C172N)

Sljedeće performanse koje će biti izračunate su one koje se tiču krstarenja. Odnosno odredit će se optimalne postavke motora, tj. odabrati one koje su u danom trenutku najmanje opterećujuće. Nakon toga odredit će se za dane postavke dolet i istrajnost, dolet kao udaljenost koju zrakoplov može prijeći s danom količinom goriva u rezervi, a istrajnost vrijeme koje zrakoplov može provesti u zraku s istom. Tablica za određivanje postavki motora vidljiva je na slici 9.

PRESSURE ALTITUDE FT	RPM	20°C BELOW STANDARD TEMP			STANDARD TEMPERATURE			20°C ABOVE STANDARD TEMP		
		% BHP	KTAS	GPH	% BHP	KTAS	GPH	% BHP	KTAS	GPH
2000	2500	---	---	---	75	116	8.4	71	115	7.9
	2400	72	111	8.0	67	111	7.5	63	110	7.1
	2300	64	106	7.1	60	105	6.7	56	105	6.3
	2200	56	101	6.3	53	100	6.1	50	99	5.8
	2100	50	95	5.8	47	94	5.6	45	93	5.4
4000	2550	---	---	---	75	118	8.4	71	118	7.9
	2500	76	116	8.5	71	115	8.0	67	115	7.5
	2400	68	111	7.6	64	110	7.1	60	109	6.7
	2300	60	105	6.8	57	105	6.4	54	104	6.1
	2200	54	100	6.1	51	99	5.9	48	98	5.7
	2100	48	94	5.6	46	93	5.5	44	92	5.3
6000	2600	---	---	---	75	120	8.4	71	120	7.9
	2500	72	116	8.1	67	115	7.6	64	114	7.1
	2400	64	110	7.2	60	109	6.8	57	109	6.4
	2300	57	105	6.5	54	104	6.2	52	103	5.9
	2200	51	99	5.9	49	98	5.7	47	97	5.5
	2100	46	93	5.5	44	92	5.4	42	91	5.2
8000	2650	---	---	---	75	122	8.4	71	122	7.9
	2600	76	120	8.6	71	120	8.0	67	119	7.5
	2500	68	115	7.7	64	114	7.2	60	113	6.8
	2400	61	110	6.9	58	109	6.5	55	108	6.2
	2300	55	104	6.2	52	103	6.0	50	102	5.8
	2200	49	98	5.7	47	97	5.5	45	96	5.4
10,000	2650	76	122	8.5	71	122	8.0	67	121	7.5
	2600	72	120	8.1	68	119	7.6	64	118	7.1
	2500	65	114	7.3	61	114	6.8	58	112	6.5
	2400	58	109	6.5	55	108	6.2	52	107	6.0
	2300	52	103	6.0	50	102	5.8	48	101	5.6
	2200	47	97	5.6	45	96	5.4	44	95	5.3
12,000	2600	68	119	7.7	64	118	7.2	61	117	6.8
	2500	62	114	6.9	58	113	6.5	55	111	6.2
	2400	56	108	6.3	53	107	6.0	51	106	5.8
	2300	50	102	5.8	48	101	5.6	46	100	5.5
	2200	46	96	5.5	44	95	5.4	43	94	5.3

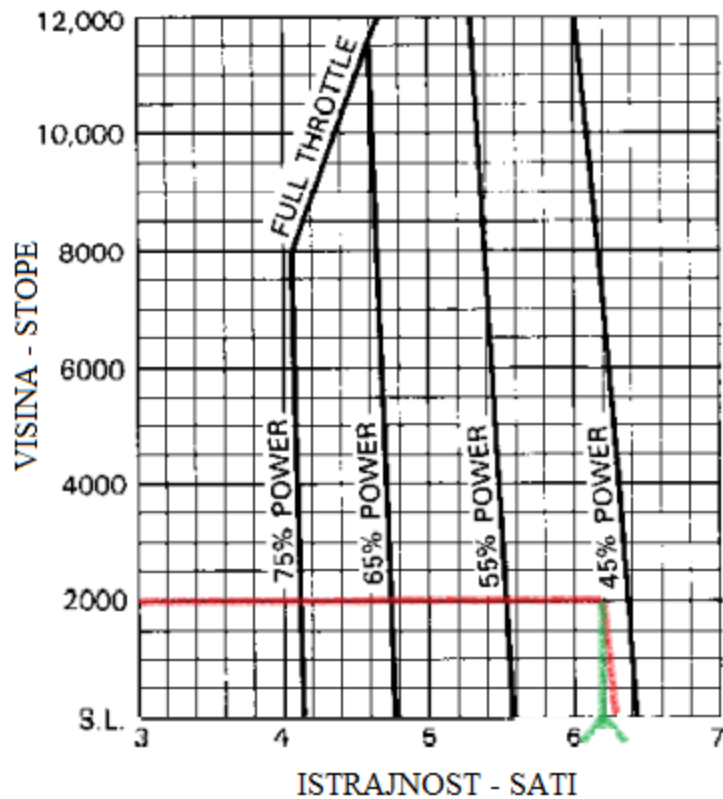
Slika 9. Tablica za određivanje performansi krstarenja - C172N, [10]

Za let na visini od 2000 stopa, odabrana je postavka snage za 2100 o/min, uvjeti su standardne atmosfere, tada će biti raspoloživo 47 % snage motora, stvarna brzina zrakoplova iznositi će 94 čvora, a potrošnja goriva bit će 5,6 galona po satu. Ovi podaci potrebni su za određivanje doleta i istrajnosti. Sljedeće što će se odrediti jest dolet. Zrakoplov na raspolaganju ima 40 galona goriva i 45 minutnu rezervu [10]. Uvjeti za ovaj graf su 2300 funti mase, preporuka siromašne smjese za krstarenje, standardna temperatura i bez vjetra. Pošto je riječ o 47 % snage, razmjerno crtama na grafu povlači se linija do vrijednosti visine od 2000 stopa, a zatim se povlači crta vertikalno prema dolje, u tom slučaju dobiva se vrijednost doleta od 575 NM. Prikaz postupka vidljiv je na slici 10.



Slika 10. Graf za određivanje doleta - C172N, [10]

Nadalje odredit će se istrajnost. Za 47 % snage povlači se crta razmjerno ostalim crtama vidljivim na grafu, te se vertikalno prema dolje vuče crta kada se dođe do 2000 stopa. Prema tome dobivena istrajnost iznosi 6,2 sata, odnosno 6 sati i 12 minuta. Prikaz postupka dobivanja te vrijednosti vidljiv je na slici 11.



Slika 11. Graf za određivanje istrajnosti - C172N, [10]

#### 4.1.5 Određivanje performansi u spuštanju, prilazu i slijetanju – C172N

Prije nego što zrakoplov započne slijetanje, iz faze krstarenja prelazi u spuštanje kako bi se započeo prilaz na aerodrom. Kao što je već rečeno, kao primjer u ovom radu zrakoplov će poletjeti s aerodroma Zagreb, letjeti unutar kontrolne zone i sletjeti ponovno na isti. Za spuštanje je važna vertikalna brzina spuštanja koja za model 172N iznosi 500 ft/min [5]. Regulatorna spominje zahtjeve za jedrenje stoga će i ovdje biti isto spomenuto. Jedrenje predstavlja spuštanje bez rada motora, a kako bi se sa zrakoplovom postigla najveća moguća udaljenost tijekom te radnje, moraju se poznavati najpovoljnije performanse. Mora biti poznata brzina  $V_{MD}$ , odnosno brzina minimalnog otpora koja se može iščitati na polari zrakoplova. Takva brzina nalazi se na presjecištu parazitnog i induciranog otpora. Za Cessnu 172 ta brzina iznosi 65 čvorova indicirane brzine [5] [14]. Brzina koju ovaj zrakoplov dostiže u segmentu prilaza je 60-70 čvorova [14].

Posljednje što će se odrediti za ovaj zrakoplov jest potrebna duljina za slijetanje. Zrakoplov slijeće na aerodrom Franjo Tuđman, nadmorske visine 350 stopa, temperatura je 15 °C te nije prisutan vjetar. Ukoliko bi bio prisutan čeon vjetar, potrebnu udaljenost treba smanjiti za 10 % za svakih 9 čvorova vjetra, a u slučaju leđnog vjetra do 10 čvorova brzine, za svaka dva čvora vjetra treba uvećati potrebnu udaljenost za 10 %. Ukoliko se slijetanje obavlja na travnatoj stazi, udaljenosti treba uvećati za 45 % [10]. Tablicu za određivanje potrebne udaljenosti za slijetanje moguće je vidjeti na slici 12.

Uvjeti:  
zakrlica na 40 stupnjeva  
isključeni motori  
maksimalno kočenje  
betonska ravna staza  
bez vjetra

15 °C

WEIGHT LBS	SPEED AT 50 FT KIAS	PRESS ALT FT	0°C		10°C		20°C		30°C		40°C	
			GRND ROLL	TOTAL TO CLEAR 50 FT OBS	GRND ROLL	TOTAL TO CLEAR 50 FT OBS	GRND ROLL	TOTAL TO CLEAR 50 FT OBS	GRND ROLL	TOTAL TO CLEAR 50 FT OBS	GRND ROLL	TOTAL TO CLEAR 50 FT OBS
2300	60	S.L.	495	1205	510	1235	530	1265	545	1295	565	1330
		1000	510	1235	530	1265	550	1300	565	1330	585	1365
		2000	530	1265	550	1300	570	1335	590	1370	610	1405
		3000	550	1300	570	1335	590	1370	610	1405	630	1440
		4000	570	1335	590	1370	615	1410	635	1445	655	1480
		5000	590	1370	615	1415	635	1450	655	1485	680	1525
		6000	615	1415	640	1455	660	1490	685	1535	705	1570
		7000	640	1455	660	1495	685	1535	710	1575	730	1615
8000	665	1500	690	1540	710	1580	735	1620	760	1665		

Slika 12. Tablica za određivanje potrebne udaljenosti za slijetanje - C172N, [10]

Potrebna udaljenost za slijetanje izračunava se, u ovom slučaju, interpolacijom. Zasebno će se odrediti potrebna udaljenost za zaustavljanje na tlu, te ukupna potrebna udaljenost za slijetanje, odnosno ona koja započinje od prepreke visine 50 stopa. Potrebna udaljenost za zaustavljanje na tlu dobiva se na sljedeći način:

$$\text{ZA } 10 \text{ } ^\circ\text{C} > 510 + (350 - 0) \times (530 - 510) / (1000 - 0) = 517 \text{ stopa}$$

$$\text{ZA } 20 \text{ } ^\circ\text{C} > 530 + (350 - 0) \times (550 - 530) / (1000 - 0) = 537 \text{ stopa}$$

Aritmetičkom sredinom dobivenih rezultata dobiva se da je potrebna udaljenost za zaustavljanje na tlu jednaka 527 stopa. Ukupna udaljenost potrebna za slijetanja dobiva se na isti način:

$$\text{ZA } 10 \text{ } ^\circ\text{C} > 1235 + (350 - 0) \times (1265 - 1235) / (1000 - 0) = 1245,5 \text{ stopa}$$

$ZA\ 20\ ^\circ C > 1265 + (350 - 0) \times (1300 - 1265) / (1000 - 0) = 1277,3$  stopa

Isto tako aritmetičkom sredinom dobiva se ukupna potrebna udaljenost za slijetanje od prepreke od 50 stopa i ta udaljenost iznosi 1261,4 stopa.

## **4.2 IZRAČUN PERFORMANSI ZRAKOPLOVA C172R**

Za usporedbu zahtjeva regulative i performansi zrakoplova, izračunat će se performanse još jednog zrakoplova, tj. istog zrakoplova, ali model 172R. Naime isto tako je riječ o jednomotornom zrakoplovu fiksnog kuta propelera. Motor zrakoplova je klipni proizvođača Lycoming sa 160 konjskih snaga pri 2400 okretaja u minuti. Zrakoplov sadrži spremnik od ukupno 56 galona (212 litara) od kojih je 53 (200 litara) iskoristivo [11]. Što se tiče izračuna performansi, poprilično je slično kao i prethodni primjer pa se neće detaljno objašnjavati kao što je to bilo u slučaju prije. Za primjer izračuna bit će uzet let iz Lučkog u Varaždin, duljine otprilike 40 NM, visina krstarenja bit će na 4000 stopa, a temperatura 20 °C na oba aerodroma. Masa uzlijetanja zrakoplova je 2450 funti.

### **4.2.1 Težište i brzina sloma uzgona – C172R**

Tablica koja je prikazana na slici 13 prikazuje vrijednosti za određivanje brzine sloma uzgona u ovisnosti od postavke zakrilaca, kutu bočnog nagiba zrakoplova i poziciji težišta. Zaključci su isti, povećanjem kuta zakrilaca smanjuje se brzina sloma uzgona zbog povećane zakrivljenosti krila i povećane površine. Brzine su prikazane kao indicirana i kalibrirana zračna brzina u čvorovima. Isto tako je ponovno vidljivo da zaokreti povećavaju brzinu sloma uzgona zbog djelovanja G sila. Prednja pozicija težišta daje veće vrijednosti brzine u odnosu na stražnju [11]. Primjera radi iščitat će se brzina sloma uzgona kada se težište nalazi u stražnjoj poziciji, kut zakrilaca postavljen je na 10° i kut nagiba zrakoplova je 0°, tada brzina sloma uzgona iznosi 35 čvorova indicirane zračne brzine, odnosno 48 čvorova kalibrirane zračne brzine.

Uvjet: bez snage

### TEŽIŠTE U STRAŽNJOJ POZICIJI

OTKLON ZAKRILACA	KUT BOČNOG NAGIBA							
	0°		30°		45°		60°	
	KIAS	KCAS	KIAS	KCAS	KIAS	KCAS	KIAS	KCAS
UP	44	51	48	55	53	61	63	73
10°	35	48	38	52	42	58	50	69
30°	33	47	36	50	40	56	47	66

### TEŽIŠTE U PREDNJOJ POZICIJI

OTKLON ZAKRILACA	KUT BOČNOG NAGIBA							
	0°		30°		45°		60°	
	KIAS	KCAS	KIAS	KCAS	KIAS	KCAS	KIAS	KCAS
UP	44	52	48	56	53	62	63	74
10°	37	50	40	53	44	59	53	70
30°	33	47	36	50	40	56	47	66

Slika 13. Tablice za određivanje brzine sloma uzgona - C172R, [11]

#### 4.2.2 Izračun potrebne duljine uzlijetanja – C172R

Prema gore navedenim uvjetima mase 2450 funti i temperature od 20 °C, zrakoplov uzlijeće s aerodroma Lučko koji sadrži travnatu stazu duljine 2788 stopa (850 metara). Nadmorska visina aerodroma je oko 400 stopa, ovisno o visini praga staze [15]. Uvjeti na aerodromu su da nema vjetra. Izračun potrebne udaljenosti vidljiv je iz sljedeće tablice na slici 14.



Uvjeti:  
 zakrlica na 10 stupnjeva  
 puna snaga na ručici gasa  
 betonska ravna staza  
 bez vjetra  
 brzina odvajanja: 51 KIAS  
 brzina na 50 ft: 57 KIAS

Press Alt In Feet	0°C		10°C		20°C		30°C		40°C	
	Grnd Roll Ft	Total Ft To Clear 50 Ft Obst	Grnd Roll Ft	Total Ft To Clear 50 Ft Obst	Grnd Roll Ft	Total Ft To Clear 50 Ft Obst	Grnd Roll Ft	Total Ft To Clear 50 Ft Obst	Grnd Roll Ft	Total Ft To Clear 50 Ft Obst
S. L.	845	1510	910	1625	980	1745	1055	1875	1135	2015
1000	925	1660	1000	1790	1075	1925	1160	2070	1245	2220
2000	1015	1830	1095	1970	1185	2125	1275	2290	1365	2455
3000	1115	2020	1205	2185	1305	2360	1400	2540	1505	2730
4000	1230	2245	1330	2430	1435	2630	1545	2830	1655	3045
5000	1355	2500	1470	2715	1585	2945	1705	3175	1830	3430
6000	1500	2805	1625	3060	1750	3315	1880	3590	2020	3895
7000	1660	3170	1795	3470	1935	3770	2085	4105	2240	4485
8000	1840	3620	1995	3975	2150	4345	2315	4775	---	---

Slika 14. Tablica za izračun potrebnih udaljenosti za uzlijetanje - C172R, [11]

Potrebna udaljenost za zatrčavanje i ukupna potrebna udaljenost za uzlijetanje dobivaju se interpolacijom označenih vrijednosti za dane uvjete na sljedeći način:

$$980 + (400 - 0) \times (1075 - 980) / (1000 - 0) = 1018 \text{ stopa}$$

No, važno je napomenuti da potrebnu udaljenost za zatrčavanje treba uvećati za 15 % kako je navedeno u priručniku zbog travnate površine pa onda iznosi  $1018 \times 1,15 = 1170,7$  stopa [12], a ukupna potrebna udaljenost za uzlijetanje do 50 stopa iznad prepreke dobiva se na sljedeći način:

$$1745 + (400 - 0) \times (1925 - 1745) / (1000 - 0) = 1817 \text{ stopa}$$

Kada se korigira za travnatu površinu, tada iznos ove vrijednosti iznosi  $1817 \times 1,15 = 2089,55$  stopa. Priručnik navodi smanjenje duljina za 10 % za svakih 9 čvorova čeonog vjetra, odnosno



povećanje duljine za 10 % za svakih 2 čvora leđnog vjetra do brzine od 10 čvorova vjetra. U ovom primjeru zrak je miran [12].

#### 4.2.3 Određivanje maksimalne vertikalne brzine, vremena, goriva i udaljenosti potrebnih za penjanje – C172R

Kada su izračunate potrebne udaljenosti za uzlijetanje, računa se vertikalna brzina penjanja kao i udaljenost, vrijeme i gorivo potrebno za penjanje. Zrakoplov penje na visinu od 4000 stopa, a temperatura je 20 °C. Uvjeti za sljedeću tablicu, koja je vidljiva na slici 15, su uvučena zakrilca i puna snaga motora [11]. Najprije će se odrediti maksimalna vertikalna brzina penjanja. Pošto je nadmorska visina aerodroma 400 stopa, visina koju zrakoplov savladava je 3600 stopa. Prvo se mora interpolacijom odrediti vertikalna brzina penjanja za 400 stopa visine, te se onda određuje prosječna brzina penjanja.

PRESS ALT FT	CLIMB SPEED KIAS	RATE OF CLIMB - FPM			
		-20°C	0°C	20°C	40°C
S.L.	79	830	770	705	640
2000	77	720	655	595	535
4000	76	645	585	525	465
6000	74	530	475	415	360
8000	72	420	365	310	250
10,000	71	310	255	200	145
12,000	69	200	145	---	---

Slika 15. Tablica za izračun vertikalne brzine penjanja - C172R, [11]

Interpolacijom se dobiva sljedeća vrijednost:

$$705 + (400 - 0) \times (595 - 705) / (2000 - 0) = 683 \text{ ft/min}$$

Dakle vertikalna brzina penjanja za 400 stopa visine je 683 ft/min, a prosječna vertikalna brzina penjanja dobiva se kao srednja vrijednost vertikalne brzine penjanja na početnoj i završnoj visini,

a to iznosi  $(683 + 525) / 2 = 604$  ft/min. Sljedeće što se određuje jesu vrijeme, gorivo i udaljenost potrebna za penjanje. Ove vrijednosti određuju se iz tablice prikazane na slici 16.

Uvjeti:  
 uvučena zakrilca  
 puna snaga na ručici  
 standardna temperatura

PRESS ALT FT	TEMP °C	CLIMB SPEED KIAS	RATE OF CLIMB FPM	FROM SEA LEVEL		
				TIME IN MIN	FUEL USED GAL	DIST NM
S.L.	15	79	720	0	0.0	0
1000	13	78	670	1	0.4	2
2000	11	77	625	3	0.7	4
3000	9	76	575	5	1.2	6
4000	7	76	560	6	1.5	8
5000	5	75	515	8	1.8	11
6000	3	74	465	10	2.1	14
7000	1	73	415	13	2.5	17
8000	-1	72	365	15	3.0	21
9000	-3	72	315	18	3.4	25
10,000	-5	71	270	22	4.0	29
11,000	-7	70	220	26	4.6	35
12,000	-9	69	170	31	5.4	43

Slika 16. Tablica za određivanje potrebnog vremena, goriva i udaljenosti tijekom penjanja - C172R, [11]

Prvotno je interpolacijom potrebno dobiti vrijednosti za visinu od 400 stopa:

$$\text{VRIJEME} > 0 + (400 - 0) \times (1 - 0) / (1000 - 0) = 0,4 \text{ minute}$$

$$\text{GORIVO} > 0 + (400 - 0) \times (0,4 - 0) / (1000 - 0) = 0,16 \text{ galona}$$

$$\text{UDALJENOST} > 0 + (400 - 0) \times (2 - 0) / (1000 - 0) = 0,8 \text{ NM}$$

Pošto je uvjet standardna temperatura, prema priručniku dobivene vrijednosti treba uvećati za 10 % za svakih 10 °C iznad standardne temperature, odnosno u ovom slučaju vrijednosti su veće za 5 °C pa vrijednosti treba uvećati za 5 % [11]. Tražene vrijednosti dobivaju se oduzimanjem gore dobivenih vrijednosti od onih koje se odnose na 4000 stopa, stoga će zrakoplov penjati  $6 - 0,4 =$

$5,6 \times 1,05 = 5,88$  minuta. Gorivo utrošeno na penjanje biti će jednako  $1,5 - 0,16 = 1,34 \times 1,05 = 1,407$  galona, a prijeđena udaljenost jednaka je  $8 - 0,8 = 7,2 \times 1,05 = 7,56$  NM.

#### 4.2.4 Određivanje performansi krstarenja – dolet i istrajnost (C172R)

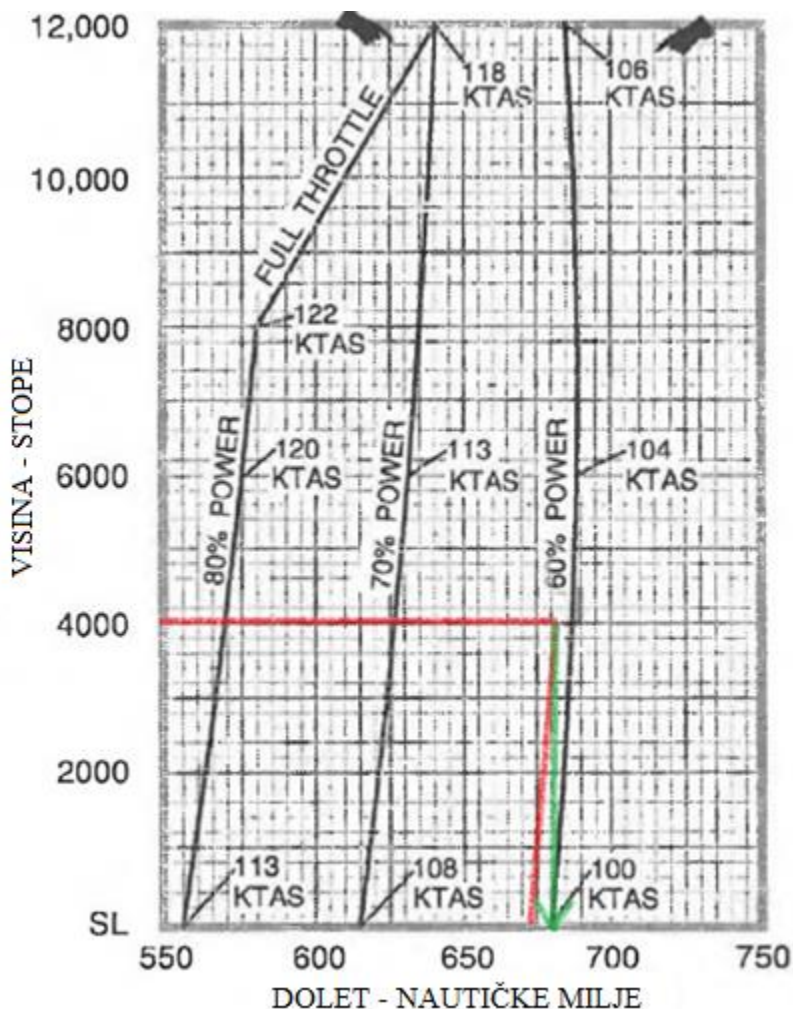
Nadalje odredit će se performanse koje se tiču krstarenja. Dolet i istrajnost već su objašnjeni kod primjera s C172N, pa je stoga potrebno na isti način odabrati optimalne postavke motora i shodno tome odrediti dolet i istrajnost. Pretpostavka je da penjanjem na visinu krstarenja od 4000 stopa, temperatura je približno jednaka standardnoj. Iz tablice prikazane na slici 17 određuju su okretaji motora, isčitava se raspoloživa snaga pri tom režimu, brzina krstarenja te potrošnja goriva u galonima po satu. Preporučljivo je koristiti siromašnu smjesu na svim visinama [11].

PRESS ALT FT	RPM	20°C BELOW STANDARD TEMP			STANDARD TEMPERATURE			20°C ABOVE STANDARD TEMP		
		% BHP	KTAS	GPH	% BHP	KTAS	GPH	% BHP	KTAS	GPH
2000	2250	---	---	---	79	115	9.0	74	114	8.5
	2200	79	112	9.1	74	112	8.5	70	111	8.0
	2100	69	107	7.9	65	106	7.5	62	105	7.1
	2000	61	101	7.0	58	99	6.6	55	97	6.4
	1900	54	94	6.2	51	91	5.9	50	89	5.8
4000	2300	--	---	---	79	117	9.1	75	117	8.6
	2250	80	115	9.2	75	114	8.6	70	114	8.1
	2200	75	112	8.6	70	111	8.1	66	110	7.6
	2100	66	106	7.6	62	105	7.1	59	103	6.8
	2000	58	100	6.7	55	98	6.4	53	95	6.2
	1900	52	92	6.0	50	90	5.8	49	87	5.6
	6000	2350	--	---	---	80	120	9.2	75	119
	2300	80	117	9.2	75	117	8.6	71	116	8.1
	2250	76	115	8.7	71	114	8.1	67	113	7.7
	2200	71	112	8.1	67	111	7.7	64	109	7.3
	2100	63	105	7.2	60	104	6.9	57	101	6.6
	2000	56	98	6.4	53	96	6.2	52	93	6.0

Slika 17. Tablica za određivanje performansi krstarenja - C172R, [11]

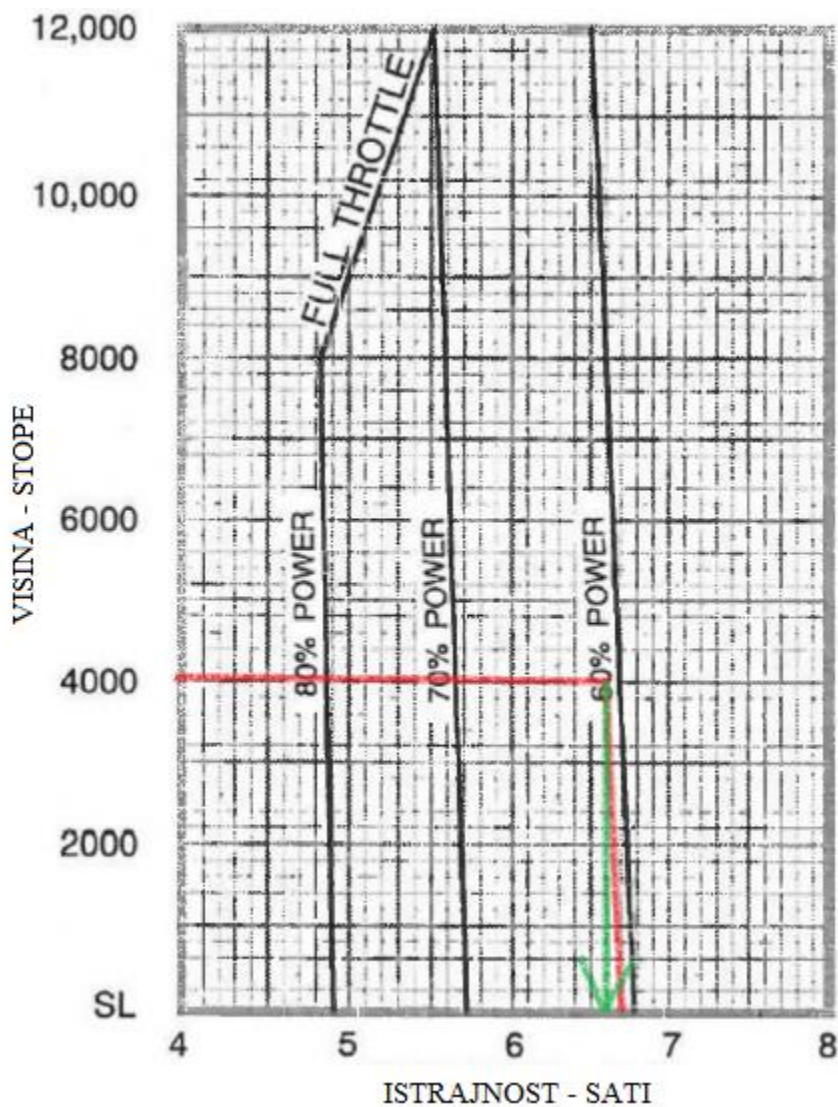
Vidljivo je da je za let na visini od 4000 stopa odabrana postavka motora za 2100 o/min, tada je raspoloživo 62 % snage motora, zrakoplov će letjeti stvarnom zračnom brzinom od 105 čvorova, a potrošnja goriva biti će 7,1 galona po satu. Uvjet je naravno za ovaj graf 2450 funti mase zrakoplova, a postavka je izabrana kako bi zrakoplov letio uz što manju potrošnju i prihvatljivu brzinu [11]. Vrijednosti iščitane iz tablice potrebne su za određivanje doleta i istrajnosti.

Za određivanje doleta koristi se graf iz letačkog priručnika zrakoplova. Uvjeti ovog grafa su masa od 2450 funti, preporučena siromašna smjesa na svim visinama, standardna temperatura i bez vjetra [11]. Dolet se određuje tako da se, za danu raspoloživu snagu motora definiriranu iz tablice, iščita iz grafa što je vidljivo na slici 18.



Slika 18. Graf za određivanje doleta - C172R, [11]

Prema grafu dolet za dane uvjete iznosi 680 NM. Sada treba odrediti istrajnost, koja se određuje na isti način. Prikaz određivanja istrajnosti vidljiv je na slici 19. Kada se iščita iz grafa dobiva se istrajnost od 6.6 sati, odnosno 6 sati i 36 minuta.



Slika 19. Graf za određivanje istrajnosti - C172R, [11]



#### 4.2.5 Određivanje performansi u spuštanju, prilazu i slijetanju – C172R

Kao što je već spomenuto, nakon faze krstarenja nastupa spuštanje. Kako je detaljnije navedeno o spuštanju i prilazu u primjeru s C172N, ovdje se navodi vertikalna brzina spuštanja Cessne 172R koja iznosi 500 ft/min [5]. A što se tiče jedrenja, ponovno je važno definirati brzinu minimalnog otpora  $V_{MD}$  koja je važna za prelazak što veće udaljenosti tijekom spuštanja i prilaza. Za ovaj model  $V_{MD}$  je isto tako 65 čvorova indicirane zračne brzine, dok su prilazne brzine 60-70 čvorova indicirane zračne brzine [14] [5].

Naposlijetku je potrebno odrediti potrebnu udaljenost za slijetanje, odnosno ukupnu potrebnu udaljenost za slijetanje od 50 stopa visoke prepreke i potrebnu udaljenost za zaustavljanje na tlu. Postavljen je uvjet da zrakoplov slijeće na aerodrom u Varaždinu čija je nadmorska visina oko 550 stopa. Duljina staze raspoloživa za slijetanje ili LDA iznosi 4685 stopa (1428 metara) i asfaltna je, a pretpostavka temperature je 20 °C [15]. Pomoću tablice i interpolacije određuju se vrijednosti za slijetanje. Tablica je vidljiva na slici 20.

Uvjeti:  
 zakrlica na 30 stupnjeva  
 bez snage  
 maksimalno kočenje  
 ravna, betonska, suha staza  
 bez vjetra  
 brzina na 50 stopa visine: 62 čvora KIAS

Press Alt In Feet	0°C		10°C		20°C		30°C		40°C	
	Grnd Roll Ft	Total Ft To Clear 50 Ft Obst	Grnd Roll Ft	Total Ft To Clear 50 Ft Obst	Grnd Roll Ft	Total Ft To Clear 50 Ft Obst	Grnd Roll Ft	Total Ft To Clear 50 Ft Obst	Grnd Roll Ft	Total Ft To Clear 50 Ft Obst
S. L.	525	1250	540	1280	560	1310	580	1340	600	1370
1000	545	1280	560	1310	580	1345	600	1375	620	1405
2000	565	1310	585	1345	605	1375	625	1410	645	1440
3000	585	1345	605	1380	625	1415	650	1445	670	1480
4000	605	1380	630	1415	650	1450	670	1485	695	1520
5000	630	1415	650	1455	675	1490	700	1525	720	1560
6000	655	1455	675	1490	700	1530	725	1565	750	1605
7000	680	1495	705	1535	730	1570	755	1610	775	1650
8000	705	1535	730	1575	755	1615	780	1655	810	1695

Slika 20. Tablica za određivanje potrebnih udaljenosti za slijetanje - C172R, [11]

Interpolacijom se dobivaju sljedeće vrijednosti:

$$560 + (550 - 0) \times (580 - 560) / (1000 - 0) = 571 \text{ stopa}$$

$$1310 + (550 - 0) \times (1345 - 1310) / (1000 - 0) = 1329,3 \text{ stopa}$$

Dakle potrebna udaljenost za zaustavljanje na tlu iznosi 571 stopu dok ukupna potrebna udaljenost za slijetanje od 50 stopa visine prepreke iznosi 1329,3 stopa.

### **4.3 USPOREDBA PERFORMANSI SA ZAHTJEVIMA REGULATIVE**

Sada kada su izračunate performanse za oba zrakoplova, usporedit će se s prije navedenim zahtjevima regulative. Što se tiče općenitog djela, odnosno pododjeljka A, modeli 172N i 172R spadaju u drugu razinu certifikacije te u zrakoplove malih brzina. Brzina sloma uzgona pri punoj konfiguraciji za slijetanje ( $V_{S0}$ ) za model 172N iznosi 41 čvor indicirane zračne brzine, dok za model 172R iznosi 33 čvora indicirane zračne brzine.  $V_{S1}$  za model 172N iznosi 47 čvorova indicirane zračne brzine, dok za model 172R iznosi 44 čvorova [10] [11].

Što se tiče zahtjeva za uzlijetanje, prvo se definira zahtjev za brzinu zrakoplova na 50 stopa visine koja ne smije biti manja od  $1,2 V_{S1}$ . Brzina modela 172N na 50 stopa visine iznosi 59 čvorova što u odnosu na  $1,2 \times 47 = 56,4$  zadovoljava uvjete. Brzina modela 172R na 50 stopa iznosi 57 čvorova, što u odnosu na  $1,2 \times 44 = 52,8$  zadovoljava uvjete. Nadalje, potrebna udaljenost za uzlijetanje mora biti manja ili jednaka od  $TORA / 1,15$ , za prvi primjer zrakoplova TORA iznosi 10669, a potrebna udaljenost za uzlijetanje iznosi 832,1 stope, odnosno do 50 stopa visine 1488,1 stope što je unutar zahtjeva regulative. Gledajući model 172R, uvjet regulative je isti, a dobivene potrebne udaljenosti su 1018 za zatrčavanje i 1817 do 50 stopa visine, a kada se podijeli duljina staze na Lučkom s 1,15 dobiva se 2424,4 stopa što zadovoljava uvjete. Vrijedi još napomenuti i zahtjeve uredbe (EU) No 965/2012 koja, ukoliko ne postoji čistina ili zaustavna staza, definira da potrebna udaljenost pomnožena s 1,25 mora biti manja od TORA-e. Stoga prema tim uvjetima dobivaju se vrijednosti staza podijeljene s 1,25, za prvi slučaj 8535,2 što zadovoljava uvjete i drugi 2230,97 stopa što isto tako zadovoljava uvjete [16].

Nadalje, regulativa definira zahtjeve što se tiče penjanja u vidu minimalnog gradijenta penjanja, koji prema regulativi za zrakoplove čija masa je manja ili jednaka 2722 kilograma mora iznositi 8,3 %. Ponajprije će se izračunati gradijent penjanja za model 172N čija brzina za najbolji kut penjanja, poznata kao  $V_y$ , iznosi 73 čvora. Zrakoplov s tom brzinom u minuti prijeđe  $73 / 60 = 1,22$  [NM]. I kada se u odnos stavi  $(707,58 / 6076) / 1,22 = 0,0954 > 9,54 \%$ , odnosno gradijent penjanja zadovoljava regulativu. Što se tiče modela 172R,  $V_y$  pri danoj visini iznosi oko 78 čvorova, što znači da zrakoplov u minuti prijeđe 1,3 [NM] [10] [11]. Kada se to stavi u odnos dobiva se  $(604/6076) / 1,3 = 0,0765 > 7,65 \%$ , tu je vidljivo da prosječni gradijent penjanja ne zadovoljava regulativu, no prvi gradijent penjanja na 400 stopa visine koji iznosi 683 ft/min računom  $(683 / 6076) / 1,3 = 0,0865 > 8,65 \%$  zadovoljava zahtjeve regulative.

Regulativa nakon toga definira zahtjeve za rutno penjanje i spuštanje, odnosno gradijent penjanja u krstarenju mora biti pozitivan pri brzini ne manjoj od  $1,3 V_{S1}$ . U slučaju modela 172N, vertikalna brzina penjanja na 2000 stopa iznositi će 608 ft/min, a brzina 72 čvora ( $1,3 \times 47 = 61$  čvor). U tom slučaju gradijent penjanja će sigurno biti mjerljivo pozitivan. Model 172R na 4000 stopa visine ima vertikalnu brzinu od 525 ft/min pri brzini od 76 čvorova i to isto tako zadovoljava uvjete ( $1,3 \times 44 = 57,2$  čvora).

Gradijent spuštanja u prilazu ne smije biti veći od 5,2 %. Za oba zrakoplova vertikalna brzina spuštanja iznosi oko 500 ft/min, što znači da bi se isti ispunio, brzina oba zrakoplova mora minimalno iznositi 95 čvorova, odnosno vertikalna brzina spuštanja bi se za gore navedene brzine od 60-70 čvorova trebala reducirati na 350 ft/min. Regulativa definira i zahtjeve za  $V_{REF}$  koja mora biti veća od  $1,3 V_{S0}$ . Za 172N ta brzina iznosi 60 čvorova, dok je  $1,3 \times 41 = 43,3$ , a za 172R  $V_{REF}$  iznosi 62 čvora, a u odnosu na 33 čvora referente brzine isto tako ispunjava zahtjeve [10] [11].

Regulativa definira i zahtjev za gradijent penjanja u slučaju prekinutog slijetanja koji ne smije biti manji od 3,3 %, brzina penjanja za model 172N mora biti jednaka  $V_{REF}$  odnosno 60 čvorova, dok za model 172R ta brzina iznosi 62 čvora. S tim brzinama oba zrakoplova zadovoljavaju uvjete dokle god vertikalna brzina penjanja iznosi minimalno 250 ft/min [10] [11]. Prikazi usporedbe performansi zrakoplova sa zahtjevima regulative vidljivi su u tablicama 3 i 4.



Tablica 3. Usporedba performansi zrakoplova C172N sa zahtjevima regulative

Performanse	Cessna 172N	Zahtjev regulative
Brzina na 50 ft visine	59 čvorova	$\geq 1,2 V_{S1} = 56,4$ čvora
Potrebna duljina polijetanja	1488,1 stopa	$\leq \text{TORA} / 1,15$ (TORA / 1,25)
Gradijent penjanja	9,54 %	$\geq 8,3$ %
Rutno penjanje i spuštanje	608 ft/min na 2000 stopa visine pri 72 čvora	Mjerljivo pozitivan gradijent uz brzinu veću od $1,3 V_{S0}$ (61 čvor)
Gradijent spuštanja	5,2 % pri 95 čvorova ili pri 60 čvorova i 350 ft/min	$\leq 5,2$ %
$V_{REF}$	60 čvorova	$\geq 1,3 V_{S0}$ (53,3 čvora)
Prekinuto slijetanje - gradijent	Brzina 60 čvorova i 250 ft/min	$> 3,3$ %

Tablica 4. Usporedba performansi zrakoplova C172R sa zahtjevima regulative

Performanse	Cessna 172N	Zahtjev regulative
Brzina na 50 ft visine	57 čvorova	$\geq 1,2 V_{S1} = 52,8$ čvora
Potrebna duljina polijetanja	1817 stopa	$\leq \text{TORA} / 1,15$ (TORA / 1,25)
Gradijent penjanja	8,65 %	$\geq 8,3$ %
Rutno penjanje i spuštanje	525 ft/min na 4000 stopa visine pri 76 čvora	Mjerljivo pozitivan gradijent uz brzinu veću od $1,3 V_{S0}$ (61 čvor)
Gradijent spuštanja	5,2 % pri 95 čvorova ili pri 60 čvorova i 350 ft/min	$\leq 5,2$ %
$V_{REF}$	62 čvora	$\geq 1,3 V_{S0}$ (42,9 čvora)
Prekinuto slijetanje - gradijent	Brzina 62 čvorova i 200 ft/min	$> 3,3$ %

## 5. ZAKLJUČAK

Nakon što su određene performanse zrakoplova za stvarne uvjete leta, vidljivo je kako iste ispunjavaju zahtjeve regulative EASA CS-23. Oba primjera zrakoplova, 172N i 172R, ispunjavaju zahtjeve te omogućavaju siguran i učinkovit let za potrebe korisnika. Upravo iz tih primjera je vidljivo da je EASA uspjela postići zajedničke, ujedinjene standarde koji obuhvaćaju što veći broj zrakoplova kako bi postigli što veću razinu sigurnosti i zapravo unificirala osnovne minimalne uvjete koji moraju biti ispunjeni za akumulaciju porasta zračnog prometa u Europi. Upravo ovakva standardizacija osvještuje sve sudionike zrakoplovstva, od proizvođača pa do krajnjeg korisnika, na važnost određenih procedura koje moraju biti ispunjene i odrađivane da bi se ostvarila već spomenuta sigurnost i naravno olakšao kompleksan sustav pojedinačnog određivanja minimalnih potrebnih performansi za svaki zrakoplov, zajedničkim sustavom propisa koje donosi EASA. Svako nepoštivanje ovih standarda moglo bi dovesti do ugroze sigurnosti zrakoplova, a i njegove okoline. Stoga je vrlo važno da se uspostavi svjesnost ovih propisa te da se isti nužno poštuju, jer samo tim putem zrakoplovstvo može napredovati k što većem rastu i modernizaciji.

## LITERATURA

- [1] EASA. *Our Mission: Your Safety*. Preuzeto s: <https://www.easa.europa.eu/light/easa> [Pristupljeno: 25. lipnja 2022.]
- [2] EASA. *What is the definition of an IR, AMC and CS and GM and what differences can be proposed?*. Preuzeto s: <https://www.easa.europa.eu/faq/19026> [Pristupljeno: 25. lipnja 2022.]
- [3] EASA. *The new CS-23 – smart and flexible rules that support innovation*. Preuzeto s: <https://www.easa.europa.eu/domains/general-aviation/general-aviation-road-map/new-cs-23-%E2%80%93-smart-and-flexible-rules-support-innovation> [Pristupljeno: 26. lipnja 2022.]
- [4] EASA. *CS-23 Amendment 5*. Izdanje: 3; 2020.
- [5] Franjković D. *Performanse zrakoplova*. [Prezentacija] Zrakoplovna prijevozna sredstva. Fakultet prometnih znanosti Sveučilišta u Zagrebu. Listopad 2021.
- [6] FlyByWire Simulations Documentation. *Flight Phases*. Preuzeto s: <https://docs.flybywiresim.com/pilots-corner/advanced-guides/flight-phases/> [Pristupljeno: 30. lipnja 2022.]
- [7] EASA. *CS-23 Amendment 4*. Izdanje: 1; 2015.
- [8] AeroToolbox. *Aircraft Flap and Slat Systems*. Preuzeto s: <https://aerotoobox.com/aircraft-flaps/> [Pristupljeno: 30. lipnja 2022.]
- [9] Federal Aviation Administration. *FAA, DOT*. Preuzeto s: <https://www.govinfo.gov/content/pkg/CFR-2004-title14-vol1/pdf/CFR-2004-title14-vol1-sec1-3.pdf> [Pristupljeno: 1. srpnja 2022.]
- [10] *Pilot's Operating Handbook Cessna Skyhawk 172N*. Wichita. USA: The Cessna Aircraft Company; 1977.
- [11] *Pilot's Operating Handbook Cessna Skyhawk 172R*. Wichita. USA: The Cessna Aircraft Company; 1996.

- [12] boldmethod. *Why Does Stall Speed Increase With Bank Angle?*. Preuzeto s: <https://www.boldmethod.com/learn-to-fly/aerodynamics/why-does-aircraft-stall-speed-increase-with-bank-angle-aerodynamically-load/> [Pristupljeno: 5. kolovoza 2022.]
- [13] Hrvatska kontrola zračne plovidbe d.o.o. *eAIP Republic of Croatia*. Velika Gorica: Crocontrol Ltd.: 2022. Preuzeto s: <https://www.crocontrol.hr/UserDocsImages/AIS%20produkti/eAIP/2022-07-14-AIRAC/html/eAIP/LD-AD-2.LDZA-en-HR.html> [Pristupljeno: 5. kolovoza 2022.]
- [14] Purdue Aviation. *Cessna 172*. Preuzeto s: <https://www.purdueaviationllc.com/aircraft-rental/cessna-172https://www.purdueaviationllc.com/aircraft-rental/cessna-172> [Pristupljeno: 6. kolovoza 2022.]
- [15] Hrvatska kontrola zračne plovidbe d.o.o. *VFR Manual CROATIA*. Velika Gorica: Crocontrol Ltd; 2022. Preuzeto s: [https://www.crocontrol.hr/UserDocsImages/AIS%20produkti/VFR\\_prirucnik/index.html](https://www.crocontrol.hr/UserDocsImages/AIS%20produkti/VFR_prirucnik/index.html) [Pristupljeno: 6. kolovoza 2022.]
- [16] Europska Unija. *Uredba Komisije (EU) br. 965/2012 od 5. listopada 2012. o utvrđivanju tehničkih zahtjeva i upravnih postupaka u vezi s letačkim operacijama u skladu s Uredbom (EZ) br. 216/2008 Europskog parlamenta i Vijeća*. Izdanje: 21: Europska Unija; 2022.

## POPIS SLIKA

Slika 1. Faze (segmenti) leta zrakoplova, [6] .....	5
Slika 2. Prikaz raspoloživih udaljenosti, [5] .....	11
Slika 3. Prikaz sila koje djeluju na zrakoplov tijekom penjanja, [5] .....	15
Slika 4. Potrebna udaljenost za slijetanje, [5] .....	19
Slika 5. Tablice za određivanje brzine sloma uzgona - C172N, [10] .....	24
Slika 6. Tablica za izračun potrebnih udaljenosti uzlijetanja - C172N, [10] .....	25
Slika 7. Tablica za izračun vertikalne brzine penjanja - C172N, [10] .....	27
Slika 8. Tablica za određivanje potrebnog vremena, goriva i udaljenosti tijekom penjanja - C172N, [10] .....	28
Slika 9. Tablica za određivanje performansi krstarenja - C172N, [10] .....	29
Slika 10. Graf za određivanje doleta - C172N, [10] .....	30
Slika 11. Graf za određivanje istrajnosti - C172N, [10] .....	31
Slika 12. Tablica za određivanje potrebne udaljenosti za slijetanje - C172N, [10] .....	32
Slika 13. Tablice za određivanje brzine sloma uzgona - C172R, [11] .....	34
Slika 14. Tablica za izračun potrebnih udaljenosti za uzlijetanje - C172R, [11] .....	35
Slika 15. Tablica za izračun vertikalne brzine penjanja - C172R, [11] .....	36
Slika 16. Tablica za određivanje potrebnog vremena, goriva i udaljenosti tijekom penjanja - C172R, [11] .....	37
Slika 17. Tablica za određivanje performansi krstarenja - C172R, [11] .....	38
Slika 18. Graf za određivanje doleta - C172R, [11] .....	39
Slika 19. Graf za određivanje istrajnosti - C172R, [11] .....	40
Slika 20. Tablica za određivanje potrebnih udaljenosti za slijetanje - C172R, [11] .....	41

## **POPIS TABLICA**

Tablica 1. Performanse zrakoplova C172N .....	22
Tablica 2. Performanse zrakoplova C172R .....	23
Tablica 3. Usporedba performansi zrakoplova C172N sa zahtjevima regulative.....	44
Tablica 4. Usporedba performansi zrakoplova C172R sa zahtjevima regulative .....	44

Sveučilište u Zagrebu  
Fakultet prometnih znanosti  
Vukelićeva 4, 10000 Zagreb

## IZJAVA O AKADEMSKOJ ČESTITOSTI I SUGLASNOSTI

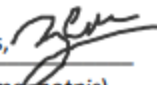
Izjavljujem i svojim potpisom potvrđujem da je \_\_\_\_\_ završni rad  
(vrsta rada)

isključivo rezultat mojega vlastitog rada koji se temelji na mojim istraživanjima i oslanja se na objavljenu literaturu, a što pokazuju upotrijebljene bilješke i bibliografija. Izjavljujem da nijedan dio rada nije napisan na nedopušten način, odnosno da je prepisan iz necitiranog rada te da nijedan dio rada ne krši bilo čija autorska prava. Izjavljujem, također, da nijedan dio rada nije iskorišten za bilo koji drugi rad u bilo kojoj drugoj visokoškolskoj, znanstvenoj ili obrazovnoj ustanovi.

Svojim potpisom potvrđujem i dajem suglasnost za javnu objavu završnog/diplomskog rada pod naslovom Analiza zahtjeva regulative CS-23 s obzirom na performanse zrakoplova, u Nacionalni repozitorij završnih i diplomskih radova ZIR.

Student/ica:

U Zagrebu, 17.8.2022.

Domagoj Blagus,   
(ime i prezime, potpis)