

Izračun performansi aviona prema zahtjevima regulative EASA CS-23

Vrankić, Domagoj

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:119:136185>

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

Download date / Datum preuzimanja: **2024-12-27**



Repository / Repozitorij:

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



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI

Domagoj Vrankić

**IZRAČUN PERFORMANSI AVIONA PREMA
ZAHTJEVIMA REGULATIVE EASA CS-23**

ZAVRŠNI RAD

Zagreb, lipanj 2019.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI
ODBOR ZA ZAVRŠNI RAD

Zagreb, 9. travnja 2019.

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

ZAVRŠNI ZADATAK br. 5379

Pristupnik: **Domagoj Vrankić (0135245272)**
Studij: **Aeronautika**
Smjer: **Pilot**
Usmjerenje: **Civilni pilot**

Zadatak: **Izračun performansi aviona prema zahtjevima regulative EASA CS-23**

Opis zadatka:

Objasniti svrhu i smisao, opseg i područje primjene regulative EASA CS-23. Posebno obraditi zahtjeve regulative s obzirom na performanse u svim segmentima operacije zrakoplova.

Koristeći priručnik zrakoplova (AFM) za avion Cessna 172, proračunati performanse aviona pri uzlijetanju, penjanju, krstarenju, spuštanju, prilazu i slijetanju, te ih usporediti sa zahtjevima regulative.

Ustvrditi zadovoljavanje zahtjeva.

Objasniti postupke i procedure u slučaju neispunjavanja zahtjeva.

Izvesti i napisati zaključke.

Mentor:

Predsjednik povjerenstva za
završni ispit:

mr. sc. Davor Franjković, v. pred.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI

ZAVRŠNI RAD

**IZRAČUN PERFORMANSI AVIONA PREMA
ZAHTJEVIMA REGULATIVE EASA CS-23**

**CALCULATION OF AIRCRAFT PERFORMANCE
IN ACCORDANCE TO EASA CS-23
REGULATION**

Mentor: Mr.sc. Davor Franjković

Student: Domagoj Vrankić

JMBAG: 0135245272

Zagreb, lipanj 2019.

Sažetak

Performanse zrakoplova su mogućnosti koje zrakoplov silom potiska, snagom i aerodinamikom u određenim atmosferskim uvjetima pruža u svrhu iskoristivog rada. Uzgon, otpor, težina i potisak četiri su osnovne sile u letu. Utjecanjem i mijenjanjem odnosa vektorskih veličina ovih sila, direktno se utječe na performanse koje će određeni zrakoplov ostvariti. Svaki let podijeljen je na osnovne segmente, koji su redom uzlijetanje, penjanje, krstarenje, spuštanje, prilaz i slijetanje. Ovim radom izračunate su performanse u određenim segmentima leta tipičnog školskog zrakoplova Cessna 172 i uspoređene su s regulativom koju propisuje nadležna agencija EASA. Kako bi ovom problemu bilo pristupljeno iz perspektive zapovjednika zrakoplova, za izračune će se koristiti pilotski priručnik i pripadajuće tablice i grafikoni.

Ključne riječi : EASA, regulativa CS-23, Cessna 172, performanse, izračun, zahtjevi

Summary

Performance of aircraft are abilities that aircraft, with its own thrust, power and aerodynamics, in specified atmospheric conditions, provides in purpose of creating useful work. Lift, drag, weight and thrust are four elementary forces in flight. By changing the relation of vectors of these forces, it is directly influenced on performance that an aircraft will provide. Each flight is divided into basic segments, such as take-off, climb, cruise, descent, approach and landing. This final assignment calculates the performance of typical learning aircraft Cessna 172 and compares results with EASA regulation. To confront this problem from the perspective of commander, pilot operating handbook will be used to calculate the necessary results

Keywords : EASA, CS-23 regulation, Cessna 172, performance, calculation, requirements

Sadržaj

1. Uvod	1
2. Svrha i sadržaj regulative EASA CS-23.....	2
3. Zahtjevi regulative prema performansama zrakoplova	3
3.1 Pododjeljak A - Općenito	3
3.2 Pododjeljak B – Let.....	4
3.2.1 Masa i težište	4
3.2.2 Zahtjevi performansi - općenito.....	4
3.2.3 Zahtjevi performansi – brzina sloma uzgona.....	6
3.2.4 Zahtjevi performansi – uzlijetanje.....	6
3.2.5 Zahtjevi performansi – penjanje	8
3.2.6 Zahtjevi performansi – rutno penjanje i spuštanje.....	8
3.2.7 Zahtjevi performansi – jedrenje.....	8
3.2.8 Zahtjevi performansi – Slijetanje	9
4. Izračun performansi zrakoplova C172	10
4.1 Općenite performanse zrakoplova C172	10
4.2 Brzina sloma uzgona	11
4.3 Potrebna duljina polijetanja	12
4.4 Maksimalna vertikalna brzina penjanja.....	14
4.5 Vrijeme, gorivo i udaljenost potrebna za penjanje	15
4.6 Krstarenje	16
4.7 Spuštanje	20
4.8 Prilaz	21
4.9 Slijetanje.....	21
5. Usporedba izračuna performansi sa zahtjevima regulative	24
6. Sigurnosne mjere i posljedice nepoštivanja zahtjeva	26
7. Zaključak	26

1. Uvod

Proračunom performansi zrakoplova, uz poznavanje regulativa i mogućnosti, spoznaje se jasna granica mogućnosti određenog leta. Završni rad sastoji se od 7 dijelova.

1. Uvod
2. Svrha i sadržaj regulative EASA CS-23
3. Zahtjevi regulative prema performansama zrakoplova
4. Izračun performansi zrakoplova C172
5. Usporedba izračuna performansi sa zahtjevima regulative
6. Sigurnosne mjere i posljedice nepoštivanja zahtjeva
7. Zaključak

U drugom dijelu opisana je regulativa EASA CS-23, njene karakteristike i definicije.

Treći dio navodi jasne zahtjeve regulative u ovisnosti o vrsti zrakoplova u različitim režimima leta.

Proračuni za zrakoplovu izneseni su u četvrtom dijelu, koristeći pilotski priručnik zrakoplova C172, nakon čega se u petom dijelu uspoređuju dobiveni podaci sa zahtjevima regulative.

Posljedice i nepoštivanja određenih regulativa i zaključak završni su dio ovog rada, kako bi se uvidjele greške i mogući načini spriječavanja istih.

Potrebno je navesti da se proračuni u različitim atmosferskim uvjetima mogu razlikovati i do granica gdje je nemoguće izvršiti let. Smanjena gustoća zraka, visoka temperatura i turbulentni i konvektivni uvjeti atmosfere u kombinaciji vrlo su velik uzrok u kašnjenju i otkazivanju leta.

Pogrešni proračuni pilota mogu dovesti do katastrofalnih posljedica. Instrumentalni uvjeti letenja u kombinaciji s nedostatkom performansi teško su ispravljivi u samom letu. Zbog toga priprema i uspješno poznavanje zrakoplova i njegovih mogućnosti od velike su važnosti.

2. Svrha i sadržaj regulative EASA CS-23

Regulativa EASA CS-23¹ [1] određuje performanse, kao minimalne zahtjeve, koje svaki zrakoplov te kategorije, u pripadajućim državama pod ovlašću organizacije EASA, mora ispunjavati. Zahtjevi postoje zbog primarne svrhe podizanja kvalitete i sigurnosti same industrije zrakoplovstva. Definirani i ujednačeni propisi osiguravaju jednolikost i mogućnost izrade univerzalnih karata aerodroma i zračnih putova koje će svi zrakoplovi određene kategorije moći zadovoljavati. U kategoriju CS23 pripadaju:

- i. Jednomotorni zrakoplovi u normalnoj, namjenskoj i aerobatskoj kategoriji s konfiguracijom od 9 ili manje sjedećih mjesta, isključujući sjedalo pilota i najvišu masu pri polijetanju do i uključujući 5700 kg
- ii. Dvomotorni zrakoplovi s konfiguracijom od 19 ili manje sjedećih mjesta, isključujući sjedalo pilota i najvišu masu pri polijetanju do i uključujući 8619 kg [1]

Zrakoplovi u CS-23 kategoriji mogu se koristiti za VFR, specijalne VFR, noćne VFR i IFR² vrste leta, ukoliko su propisno opremljeni i koji također mogu biti opremljeni sustavom kontrole tlaka kabine.

Trenutno aktivan je 5. amandman [2] regulative, od dana 29. ožujka 2017.g. Sastoji se od 7 pododjeljaka definiranih slovima od A do G. Svaki pododjeljak predstavlja prihvaćene mjere sukladnosti u određenim segmentima korištenja i izrade zrakoplova. Zahtjev performansi određen je pododjeljkom B, koji će biti primaran izvor za usporedbu s proračunatim performansama zrakoplova Cessna C172 u različitim segmentima leta, u svrhu praktičnog pokazivanja korištenja regulative.

¹ EASA CS-23 – European aviation safety agency Certification specification 23

² VFR, IFR – Vizualna, instrumentalna pravila leta

3. Zahtjevi regulative prema performansama zrakoplova

3.1 Pododjeljak A - Općenito

Pododjeljak A regulative definira 4 razine za certificiranje zrakoplova u CS-23 kategoriji koji se razlikuju po broju sjedećih mjesta i 2 razine po performansama zrakoplova zbog razlike u V_{NO}^3 [2]

Razine za certificiranje -

- i. 1. razina – zrakoplovi sa sjedećom konfiguracijom do jednog putnika
- ii. 2. razina – zrakoplovi sa sjedećom konfiguracijom od dva do šest putnika
- iii. 3. razina – zrakoplovi sa sjedećom konfiguracijom od sedam do devet putnika
- iv. 4. razina – zrakoplovi sa sjedećom konfiguracijom od deset do devetnaest putnika

Razine po performansama -

- i. Zrakoplovi malih brzina – Zrakoplovi s V_{NO} ili $V_{MO}^4 \leq 250$ KCAS⁵ ili s $M_{MO}^6 \leq 0.6$
- ii. Zrakoplovi velikih brzina – Zrakoplovi s V_{NO} ili $V_{MO} > 250$ KCAS ili s $M_{MO} > 0.6$

Svaki sudionik zračnog prometa mora poštivati prihvaćene mjere sukladnosti ili mora pokazati potvrdu da određene mjere zadovoljavaju uvjete nadležne agencije [2]

³ V_{NO} – Normalna operativna brzina, brzina iznad koje može doći do strukturalnih oštećenja u slučaju turbulentnih uvjeta atmosfere

⁴ V_{MO} – Maksimalna operativna brzina

⁵ KCAS – Čvorova kalibrirane zračne brzine

⁶ M_{MO} – Maksimalan operativan Machov broj (Machov broj je omjer stvarne brzine i brzine zvuka)

3.2 Pododjeljak B – Let

3.2.1 Masa i težište

Za točno izračunavanje performansi potrebno je precizno određeno težište. Sveukupna masa praznog aviona i pripadajuće težište određeno je na način da se zrakoplov važe s fiksnim balastom, neupotrebljivim gorivom, svim operativnim tekućinama poput hidrauličkog ulja i ostalim tekućinama koje su potrebne za normalan rad zrakoplovnih sustava. Nakon vaganja dobiva se točna masa zrakoplova i određuje se zadana težišna točka. Umnoškom udaljenosti težišne točke i mase dobiva se moment zrakoplova oko samog težišta. Ovi podaci potrebni su za određivanje mase i balansa prije leta i utvrđivanje može li se s određenim teretom i rasporedom istog poletjeti.

Masa također utječe na performanse zrakoplova. Povećanjem mase povećava se i brzina sloma uzgona, jer pri istim brzinama zrakoplov mora držati veći napadni kut kako bi održao konstantan uzgon.

Za zadani zrakoplov kojeg ćemo koristiti u proračunima, masa će biti 763 kg.
[3]

3.2.2 Zahtjevi performansi - općenito

Ukoliko nije propisano drugačije, proračunate performanse moraju biti izračunate u uvjetima [3] :

1. Stabilne i standardne atmosfere
2. Okolne atmosfere, za zrakoplove razine 1 i 2 visokih brzina te za zrakoplove razine 3 i 4

Podaci također moraju biti određeni u propisanim uvjetima [3] :

1. Nadmorska visina aerodroma od morske razine do 10000 ft
2. Za klipne zrakoplove mase manje od 2722 kg temperature u rasponu od standardne do 30°C iznad standardne
3. Za klipne zrakoplove s najvećom masom većom od 2722 kg i mlazne zrakoplove, temperatura od standardne do 30°C iznad standardne, ili maksimalne okolne temperature atmosfere koja zadovoljava odredbe hlađenja po CS 23.1041 do CS 23.1047 [4]

Podaci moraju biti određeni s otvorenim poklopcem za hlađenje ili s ostalim mogućnostima koje zadovoljavaju odredbe CS 23.1041 do CS 23.1047 [4]

Raspoloživ potisak mora odgovarati snazi motora, koja ne prekoračuje dozvoljenu snagu, umanjen za gubitke instalacija i snagu oduzetu zbog usluga koje se pružaju u trenutnim uvjetima.

Relativna vlažnost mora biti 80% na ili iznad standardne temperature ili 34% na ili iznad standardne temperature povišene za 28°C

Procedure koje se koriste za izračunavanje potrebnih duljina polijetanja i slijetanja moraju biti odrađene na suhoj i tvrdoj pisti od strane pilota s prosječnim vještinama koji kontinuirano mogu ponavljati slične rezultate u prosječnim atmosferskim uvjetima. [3]

3.2.3 Zahtjevi performansi – brzina sloma uzgona

Vlasnik mora odrediti brzinu sloma uzgona ili minimalnu brzinu leta za svaku konfiguraciju koja se koristi u normalnoj službi, uključujući uzlijetanje, penjanje, krstarenje, spuštanje, prilaz i slijetanje. Brzina sloma uzgona ili minimalna brzina leta moraju uračunati i najnepovoljnije uvjete za svaku konfiguraciju.

V_{s0} ⁷ i V_{s1} ⁸ su minimalne brzine pri kojima je zrakoplov upravljiv s : [3]

1. Za klipne motore, postavkom minimalne snage ili ne više od snage potrebne za nula potiska na brzini manjoj od 110% V_{s0}
2. Za mlazne zrakoplove sila potiska ne smije biti veća od nule na brzini sloma uzgona
3. Kut propelera u postavci za polijetanje
4. Zrakoplov u konfiguraciji za pripadajuće brzine V_{s0} i V_{s1}
5. Težište u poziciji koje rezultira najvećim brzinama V_{s0} i V_{s1}

V_{s0} na maksimalnoj težini ne smije biti veći od 113 km/h za jednomotorne zrakoplove i dvomotorne zrakoplove mase manje od 2722 kg koji ne mogu postići minimalnu vertikalnu brzinu s kritičnom motorom izvan pogona.

3.2.4 Zahtjevi performansi – uzlijetanje

Brzina rotacije V_R definirana je kao brzina pri kojoj pilot komandom podiže nos zrakoplova u svrhu odvajanja od tla. Za dvomotorne zrakoplove V_R ne smije biti manji od većeg od 1.05 V_{MC} ili 1.10 V_{s1} . Za jednomotorne zrakoplove V_R ne smije biti manji od V_{s1} .

Brzina na visini od 50 stopa iznad površine aerodroma za dvomotorne zrakoplove ne smije biti manja od 1.10 V_{MC} ili 1.20 V_{s1} , ili brzine potrebne za izvršavanje sigurnog leta u uvjetima turbulencije ili otkaza motora.

⁷ V_{s0} – Brzina sloma uzgona u konfiguraciji za slijetanje

⁸ V_{s1} – Brzina sloma uzgona u određenoj konfiguraciji

Za jednomotorni zrakoplov uzimamo veću brzinu od izračunate brzine potrebne za izvršavanje sigurnog leta u uvjetima turbulencije ili otkaza motora ili $1.20 V_{s1}$.

Potrebno je izračunati potrebnu duljinu uzlijetanja pri određenim brzinama za različite težine, nadmorske visine i temperature uz uvjete polijetanja sa maksimalnom postavkom snage na svim radećim motorima, zakrilcima u poziciji za polijetanje i podvozjem spuštenim.

Putanja uzlijetanja pruža se od točke početka zatrčavanja do 1500 ft iznad terena polijetanja. Zrakoplov ubrzava do V_{EF}^9 , nakon čega ubrzava do V_2^{10} . Tijekom utvrđivanja putanje uzlijetanja, nagib piste ne smije biti negativan, zrakoplov mora dostići brzinu V_2 prije nego dosegne 35 ft iznad terena i nastaviti s tom brzinom do 400 ft iznad terena. Gradijent penjanja ne smije biti manji od 1.2%. Konfiguracija zrakoplova se ne smije mijenjati, osim uvlačenja podvozja sve do 400 ft iznad terena. Svi segmenti moraju biti jasno definirani i odvojeni. [3]

Udaljenost potrebna za uzlijetanje definira se kao veća vrijednost od horizontalne udaljenosti od početka uzlijetanja do točke kada je zrakoplov 35 ft iznad terena ili 115% horizontalne udaljenosti sa svim radećim motorima od početka zatrčavanja do 35 ft iznad terena. [3]

Udaljenost za zatrčavanje je veća vrijednost od horizontalne udaljenost potrebne od početka zatrčavanja do točke koja je jednako udaljena od točke odvajanja od tla i točke na kojoj je zrakoplov popeo na 35 ft iznad terena ili 115% iste horizontalne udaljenosti sa svim radećim motorima određene procedurom CS 23.57 [3]

⁹ V_{EF} – Pretpostavljena brzina pri kojoj dolazi do otkaza jednog motora

¹⁰ V_2 – Brzina pri kojoj zrakoplov sigurno može penjati s otkazom jednog motora

3.2.5 Zahtjevi performansi – penjanje

Svi klipni jednomotorni zrakoplovi ukupne maksimalne mase manje od 2722 kg moraju imati stabilni gradijent penjanja od minimalno 8.3% s maksimalnom trajnom snagom, podvozjem uvučenim, zakrilcima u poziciji za polijetanje i brzinom penjanja većom od 1.1 V_{MC}^{11} ili 1.2 V_{S1} .

Svi klipni zrakoplovi najveće mase veće od 2722 kg ili mlazni zrakoplovi moraju imati stabilni gradijent od minimalno 4% s maksimalnom snagom na svakom motoru, podvozjem uvučenim, zakrilcima u poziciji za polijetanje i brzinom penjanja specificiranom u CS 23.65 [3]

3.2.6 Zahtjevi performansi – rutno penjanje i spuštanje

Stabilni gradijent penjanja i vertikalna brzina mora biti određena pri različitim težinama, visinama i temperaturama unutar operative envelope s podvozjem i zakrilcima uvučenim, brzinom penjanja većom od 1.3 V_{S1} i najviše maksimalnom trajnom snagom na svakom motoru.

U slučaju otkaza jednog motora stabilan gradijent i vertikalna brzina mora biti određena u istim okolnim uvjetima, ali s kritičnim motorom neradećim te postavljenim u poziciju minimalnog otpora i preostalim motorom na najviše maksimalnoj trajnoj snazi. Brzina penjanja ne smije biti veća od 1.2 V_{S1} . [3]

3.2.7 Zahtjevi performansi – jedrenje

Maksimalna horizontalna udaljenost u mirnoj atmosferi, izražena u nautičkim miljama po 1000 ft gubitka visine te brzina potrebna za ostvarenje istog, mora biti određena s neoperativnim motorom i pozicijom propelera minimalnog otpora. Podvozje i zakrilca stavljaju se u najpotrebniju poziciju. [3]

¹¹ V_{MC} – Minimalna brzina pri kojoj je moguće uspostaviti pozitivnu kontrolu zrakoplova

3.2.8 Zahtjevi performansi – Slijetanje

Za klipne zrakoplove s ukupnom najvećom masom manjom od 2722 kg, definira se V_{REF}^{12} , koja ne smije biti manja od veće vrijednost od V_{MC} s zakrilcima na najvećem stupnju ili $1.3 V_{S0}$.

Za zrakoplove s ukupnom najvećom masom većom od 2722 kg i mlazne zrakoplove, V_{REF} ne smije biti manja od V_{MC} ili $1.3 V_{S0}$.

Udaljenost potrebna za slijetanje je horizontalna udaljenost od točke 50 ft iznad terena na kojem se slijeće do točke na kojoj se zrakoplov u potpunosti zaustavio. Pretpostavka za određivanje je držanje V_{REF} do 50 ft iznad terena slijetanja i stabilan prilaz s gradijentom spuštanja ne većim od 5.2 % do 50 ft iznad terena slijetanja, osim ako je dokazano da se sigurno može držati veći gradijent spuštanja, konstanta konfiguracija, slijetanje mora biti odrađeno bez pretjerane vertikalne akceleracije ili poskakivanja te se kočnice ne smiju upotrebljavati pretjerano kako ne bi došlo do oštećenja.

U slučaju prekinutog slijetanja, svaki klipni zrakoplov s najvećom masom manjom od 2722 kg mora moći držati gradijent veći od 3.3 % s maksimalnom snagom i uvučenim podvozjem. Brzina penjanja mora biti jednaka V_{REF} .

Zrakoplovi s masom većom od 2722 kg moraju moći održavati gradijent penjanja veći od 2.5 % s podvozjem uvučenim, zakrilcima u poziciji za slijetanje i snagom koja je dostupna 8 sekundi nakon što se papučica snage prebaci iz minimalne postavke snage. [3]

¹² V_{REF} – referentna brzina prilaza, $1.3 V_{S0}$, brzina na 50 stopa iznad terena slijetanja

4. Izračun performansi zrakoplova C172

4.1 Općenite performanse zrakoplova C172

Tablicom 1. prikazane su osnovne karakteristike zrakoplova C172, kako bi se realizirao dojam veličina jedinica koje će se koristiti u naknadnim proračunima.

Tablica 1. - Performanse zrakoplova C172 [5]

Maksimalna brzina na razini mora-	123 kts
Maksimalna brzina pri 80% snage na 8000 ft-	122 kts
Dolet na 8000 ft s 80% snage i 53 galona goriva-	580 NM
Vertikalna brzina na razini mora-	720 ft/min
Servisna visina-	13.500 ft
Duljina zatrčavanja-	945 ft
Ukupna duljina do prepreke od 50 ft-	1295 ft
Brzina sloma uzgona sa zakrilcima-	47 KCAS
Maksimalna masa pri polijetanju	2450 lb
Kapacitet goriva	56 US GAL
Kapacitet ulja	8 kvarata
Motor	Textron lycoming 160 <i>BHP</i> ¹³ pri 2400 okretaja

¹³ *BHP* – [brake horse power] – snaga iskoristiva na vratilu

4.2 Brzina sloma uzgona

Potrebno je poznavati minimalnu brzinu ispod koje zrakoplov ne može letjeti. Ta brzina naziva se brzina sloma uzgona, a za predmetni zrakoplov prikazana je u slici broj 1.

BRZINA SLOMA UZGONA PRI MASI OD 2450 FUNTI

Bez snage

Centar težišta u prednjoj poziciji

FLAP SETTING	ANGLE OF BANK							
	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

Centar težišta u stražnjoj poziciji

FLAP SETTING	ANGLE OF BANK							
	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 1. – Tablica za izračun brzine sloma uzgona [5]

U slučaju Cessne 172, ukoliko zrakoplov leti maksimalnom masom od 2450 lb, pri nagibu od 0°, bez zakrilaca, ta brzina iznosi 44 [KIAS]¹⁴. Ukoliko povećamo nagib, brzina sloma uzgona se također povećava. Do sloma uzgona dolazi zbog odvajanja graničnog sloja s krila, što je posljedica prevelikog napadnog kuta, a povećanje nagiba upravo povećava i napadni kut krila. Ukoliko se promatraju postavke zakrilaca, pri punim zakrilcima zrakoplov će pri manjoj brzini izgubiti uzgon. Razlog tome je što zakrilca povećavaju zakrivljenost krila, ali i njihovu površinu, što za posljedicu ima povećanje koeficijenta uzgona.

¹⁴ KIAS – čvorova indicirane brzine, brzina prikazana na instrumentu

Također možemo usporediti poziciju težišta. Ukoliko zrakoplov ima prednju poziciju težišta, manje je upravljiv zbog većeg momenta koje to težište stvara. Da bi zrakoplov balansirao tendenciju nosa prema dolje, mora letjeti s povećanim napadnim kutom. Upravo zato će prednje težište negativno utjecati na brzinu sloma uzgona. [6] [7]

4.3 Potrebna duljina polijetanja

Određivanje duljine polijetanja zahtjeva i poznavanje uvjeta s kojih zrakoplov polijeće. Najznačajniji čimbenici koji mijenjaju potrebnu duljinu su masa zrakoplova, vjetar i površina piste. U prosjeku čeoni vjetar iznosa 10 kts, smanjiti će duljinu polijetanja za 9%. Potrebno je istaknuti da će ista količina lednog vjetra povećati duljinu za 50%. Polijetanje sa suhe travnate piste, povećati će potrebnu duljinu za 15%.

Uvjeti - Zakrilca 10°
 Puna snaga
 suha, betonska pista
 Bez vjetra
 Odvajanje pri 51 čvor

15°C

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. 400	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 2. - Tablica za određivanje duljine polijetanja [5]

S pretpostavkom da se nalazimo na aerodromu Lučko, nadmorske visine 400 ft i pri standardnoj temperaturi od 15°C, potrebno je izračunati duljinu potrebnu za zatrčavanje uz pomoć slike 2. Interpolacijom duljine zatrčavanja u slučaju morske razine i 1000 ft, formulom dobivamo potrebnu duljinu za 400 ft za slučajeve pri 10°C i 20°C.

$$910 + (1000 - 910) \cdot 0.4 = 946 \text{ ft} \rightarrow t = 10^\circ\text{C}$$

$$980 + (1075 - 980) \cdot 0.4 = 1018 \text{ ft} \rightarrow t = 20^\circ\text{C}$$

Duljina pri 15°C biti će srednja vrijednost ovih dvaju rezultata, a taj rezultat mora se uvećati za 15% zbog travnate površine. $\frac{946+1018}{2} \cdot 1.15 = 1129 \text{ ft}$

Izračunata je duljina potrebna za polijetanje iznad prepreke od 50 ft i pretpostavkom da postoji čeon vjetar od 9 čvorova, pri temperaturi od 15°C.

Prvom interpolacijom računamo vrijednosti za 400 ft pri temperaturama od 10°C i 20°C.

$$1625 + (1790 - 1625) \cdot 0.4 = 1691 \text{ ft} \rightarrow 10^\circ\text{C}$$

$$1745 + (1925 - 1745) \cdot 0.4 = 1817 \text{ ft} \rightarrow 20^\circ\text{C}$$

Interpolacijom dvaju vrijednosti dobivamo rezultat za 15°C, koji moramo umanjiti za 10% zbog čeonog vjetra, i uvećati za 15% zbog travnate površine.

$$\frac{1691+1817}{2} \cdot 0.9 = 1579 \cdot 1.15 = 1815 \text{ ft} \rightarrow 15^\circ\text{C, travnata površina, vjetar [5]}$$

Uz dane atmosferske uvjete, ukupan rezultat potrebne duljine polijetanja biti će 1815 ft.

4.4 Maksimalna vertikalna brzina penjanja

Nakon polijetanja zrakoplov penje na visinu od 2000 ft. Temperatura je i dalje standardna od 15°C. Kako bi se dobio izračun vertikalne brzine, koristit će se priložena slika 3.

Maksimalna vertikalna brzina penjanja s masom od 2450 funti

Uvjeti -
Bez zakrilca
Puna snaga

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 3. Tablica za izračun vertikalne brzine penjanja [5]

Za izračun koristi se srednja vrijednost visine do koje zrakoplov penje. U ovom slučaju iznosi 1200 ft. Potrebno je interpolirati vrijednosti za 15°C i 1200 stopa. U prvom dijelu računa se vrijednost za visinu, a onda korekcija za temperaturu.

$$770 - (770 - 655) \cdot 0.6 = 701 \text{ ft/min} \rightarrow 0^\circ\text{C}$$

$$705 - (705 - 595) \cdot 0.6 = 639 \text{ ft/min} \rightarrow 20^\circ\text{C}$$

$$(701 - 639) \cdot 0.75 = 46.5 \rightarrow 712.5 - 46.5 = 666 \text{ ft/min} \rightarrow 15^\circ\text{C}$$

Zrakoplov će penjati s prosječnom vertikalnom brzinom od 666 ft/min.

4.5 Vrijeme, gorivo i udaljenost potrebna za penjanje

Zrakoplov penje na visinu od 2000 ft, kako bi sletio na aerodrom Pleso Zagreb. Računa se gorivo, vrijeme i udaljenost potrebna za penjanje.

Uvjeti -
Bez zakrilaca
Puna snaga
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
400						
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 4. - Tablica za proračun vremena, goriva i udaljenosti potrebnoj za penjanje [5]

Tablica prikazuje vrijednosti potrebne od morske razine do određene željene visine. Ukoliko ne penje s morske razine, potrebno je interpolirati početnu visinu i naći razliku dvaju visina. Prvi korak je pronaći rezultate za penjanje od morske razine do 400 ft, što je elevacija aerodroma Lučko i početna točka penjanja.

$$(0 + 1) \cdot 0.4 = 0.4 \text{ min}$$

$$(0 + 0.4) \cdot 0.4 = 0.16 \text{ US GAL}$$

$$(0 + 2) \cdot 0.4 = 0.8 \text{ NM}$$

Sada se traži razlika vrijednosti između željene visine penjanja i visine polijetanja.

$$3 - 0.4 = 2.6 \text{ min}$$

$$0.7 - 0.16 = 0.54 \text{ US GAL}$$

$$4 - 0.8 = 3.2 \text{ NM}$$

4.6 Krstarenje

Tijekom krstarenja pilot prilagođava instrumente za slijetanje na željeni aerodrom. Također se moraju poznavati sve alternativne mogućnosti na ruti, u slučaju otkaza motora. Jedan od podataka koje je potrebno znati su i dolet i istrajnost zrakoplova. Dolet prikazuje koliku udaljenost zrakoplov može letjeti s danom rezervom goriva i određenim vjetrom, a istrajnost vrijeme koje može provesti u zraku.

Potrebno je poznavati performanse zrakoplova pri određenim postavkama snage, a mogu se iščitati pomoću slike 5.

PERFORMANSE KRSTARENJA

Uvjeti -
2450 funti
Osiromašena smjesa

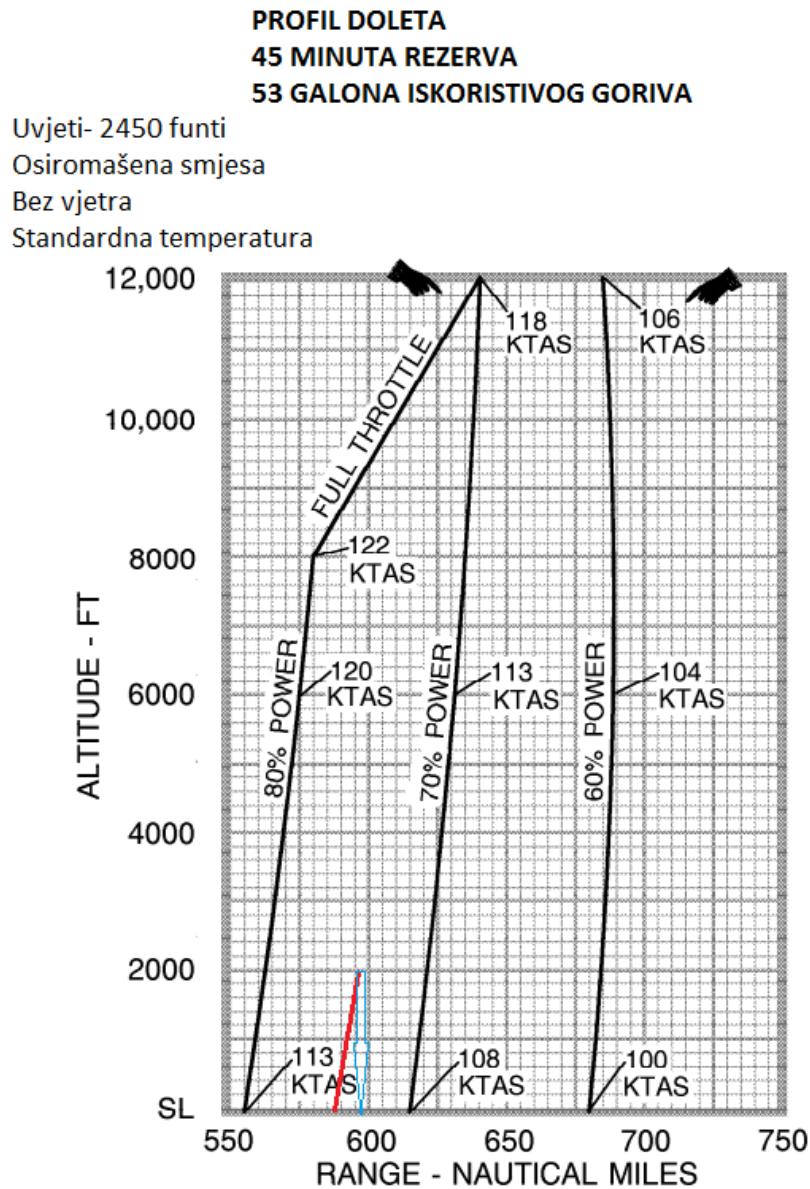
PRESS ALT FT	RPM	20°C BELOW STANDARD TEMP			STANDARD TEMPERATURE			20°C ABOVE STANDARD TEMP		
		% BHP	KTAS	GPH	% BHP	KTAS	GPH	% BHP	KTAS	GPH
2000	2250	---	---	---	79	115	9.0	74	114	8.5
	2200	79	112	9.1	74	112	8.5	70	111	8.0
	2100	69	107	7.9	65	106	7.5	62	105	7.1
	2000	61	101	7.0	58	99	6.6	55	97	6.4
	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	8.6
	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 5. - Tablica za izračun postavke snage, stvarne brzine i potrošnje goriva [5]

Letom na 2000 ft i postavkom snage od 2000 RPM, u uvjetima standardne temperature, stvarna brzina iznositi će 112 kts, potrošnja goriva će iznositi 8.5 GPH i raspoloživo će biti 74% snage.

Ovi podaci potrebni su za izračun dolet i istrajnosti.

Pomoću slike 6, računa se dolet zrakoplova s rezervom goriva od 45 minuta i pretpostavkom da je zrakoplov napunjen s 53 galona goriva.

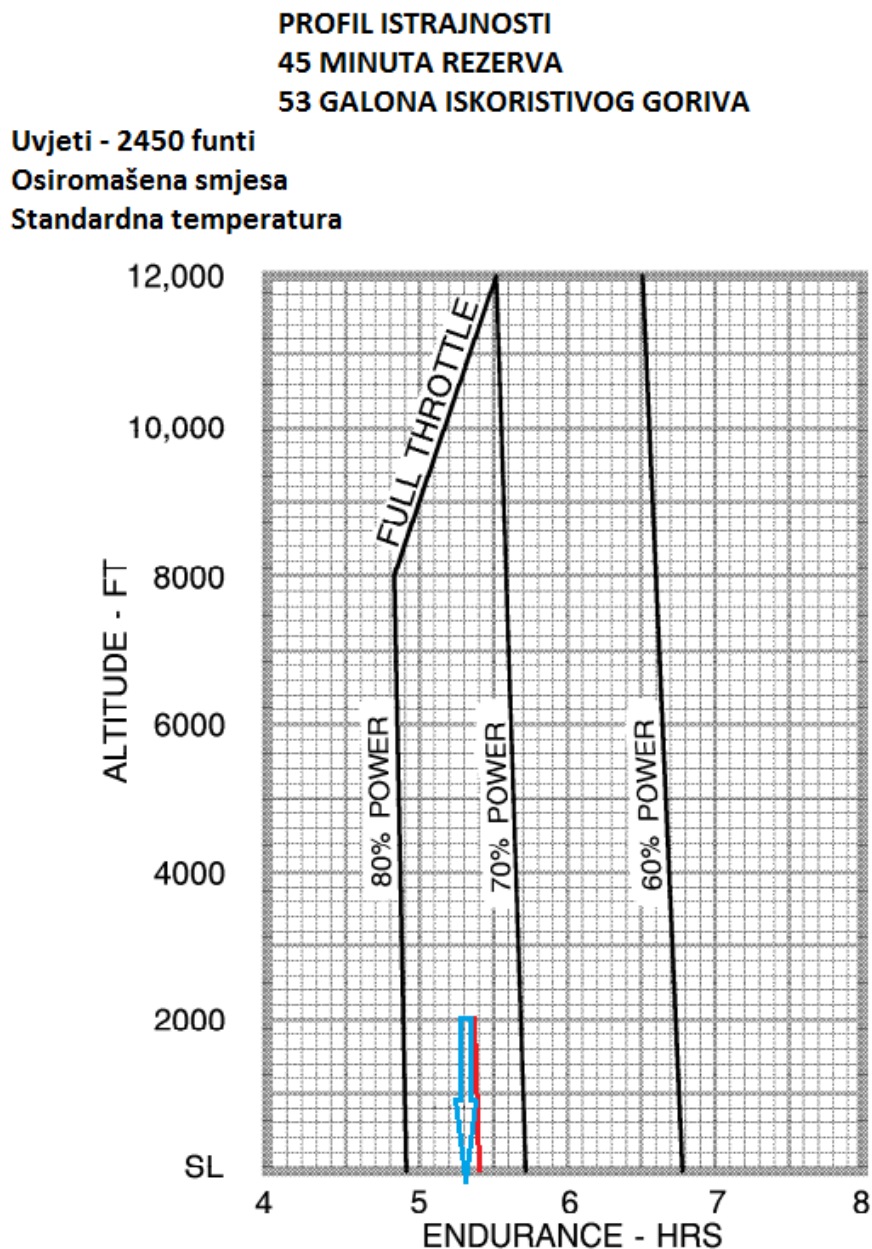


Slika 6. - Grafikon doleta [5]

Ukoliko se u grafikon ulazi postavkom od 74% snage, paralelno linijama od 70% i 80% povlači se linija koja prikazuje 74% snage, do visine od 2000 ft, na kojoj zrakoplov krstari.

Vertikalnim spuštanjem prema dolje, dobiva se dolet zrakoplova u nautičkim miljama, koji u ovom slučaju iznosi oko 590 NM. Naravno, ova udaljenost pretpostavlja mirnu atmosferu bez vjetra.

Za potrebu računanja istrajnosti, pomoću slike 7, također su potrebni podaci o postavkama snage i željenoj visini krstarenja.



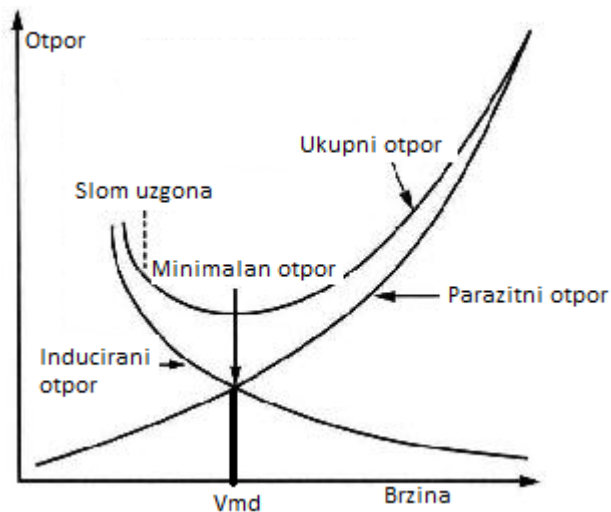
Slika 7. - Grafikon istrajnosti [5]

Pri postavci od 74% snage, istrajnost zrakoplova s 53 galona goriva, iznositi će oko 5 sati i 30 minuta.

4.7 Spuštanje

Završetkom krstarenja, zrakoplov spušta s određene visine kako bi započeo proces prilaza na aerodrom. Za avion Cessna 172, općeniti iznos vertikalne brzine spuštanja je oko 500 ft/min. Potrebno je i objasniti performanse zrakoplova u slučaju spuštanja bez rada motora, što se zove jedrenje.

Kako bi pilot zrakoplova dosegao najveću udaljenost i uspio sletjeti na obližnji aerodrom, mora poznavati pri kojoj brzini ima najbolje performanse. Ova brzina iščitava se na polari zrakoplova, ili u grafu odnosa parazitnog i induciranog otpora, prikazanim slikom 8, u točki gdje je ukupan otpor minimalan. Ta brzina označava se kao V_{MD}^{15} . [6] [8]



Slika 8. - Prikaz odnosa otpora i brzina minimalnog otpora [8]

Brzina V_{MD} za Cessnu 172 iznosi 65 kts.

¹⁵ V_{MD} – brzina pri minimalnom otporu

4.8 Prilaz

Zrakoplov u instrumentalnom prilazu prati putanju određenu vertikalnim i horizontalnim točkama. Svaki instrumentalni prilaz sastoji se od dolaznog segmenta koji se naziva STAR¹⁶ te koji završava točkom zvanom IAF¹⁷ i samim završnim prilazom koji završava slijetanjem. U slučaju otkaza motora, pilot mora biti svjestan udaljenosti i visine od aerodroma do pozicije na kojoj se trenutno nalazi. Na instrumentalnim kartama određenog prilaza nalaze se sve potrebne informacije o udaljenostima određenih točaka od radionavigacijskih sredstava koje se koriste za sam prilaz. Po ovim udaljenostima i točkama, pilot prepoznaje fazu u kojoj se trenutno nalazi i mijenja konfiguraciju zrakoplova potrebnu za slijetanje. Također može brzinski odlučiti na kojoj udaljenosti može doseći aerodrom u slučaju otkaza motora, ali i na kojoj će biti prisiljen na izvanterensko slijetanje. Zrakoplov Cessna 172 u standardnom prilazu drži brzinu od 80 do 90 kts.

4.9 Slijetanje

Potrebna duljina slijetanja računa se interpoliranjem tablice i korekcijama za različite uvjete vjetra i piste. Duljina slijetanja također ovisi o masi, jer što je veća masa to je veća i inercija tj. teže je zaustaviti tijelo u pokretu. Zrakoplov koristi različite aerodinamičke varijacije kako bi usporio. Poništivač uzgona, mogućnosti povratnog potiska i korištenje zakrilaca vrlo efikasno smanjuju potrebnu duljinu. Zrakoplov Cessna 172 ima na raspolaganju samo mehaničku energiju kočenja. Kroz sljedeću tablicu pokazan je postupak određivanja potrebne duljine slijetanja. [5]

¹⁶ STAR – Standard instrument arrival route

¹⁷ IAF – Initial approach fix

POTREBNA UDALJENOST ZA
SLIJETANJE PRI MASI OD 2450 FUNTI

UVJETI -
Zakrilca 30°
Bez snage
Maksimalno kočenje
suha, betonska pista
Bez vjetra
Brzina na 50 stopa - 62 čvora

15°C

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. 400	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 9. - Tablica za izračun potrebne duljine slijetanja [5]

Aerodrom Pleso nalazi se na okvirnoj nadmorskoj visini od 400 ft. Interpoliranjem dobivamo potrebnu duljinu slijetanja pri 15°C. Potrebno je razlikovati duljinu slijetanja koja započinje od prepreke visine 50 ft i duljinu pri kojoj je zrakoplov u dodiru s tlom i usporava.

Ukupna duljina od 50 stopa iznad aerodroma slijetanja iznositi će :

$$\text{Pri } 10^{\circ}\text{C} - (1310 - 1280) \cdot 0.4 = 12 \rightarrow 12 + 1280 = 1292 \text{ ft}$$

$$\text{Pri } 20^{\circ}\text{C} - (1345 - 1310) \cdot 0.4 = 14 \rightarrow 14 + 1310 = 1324 \text{ ft}$$

Pri 15°C rezultat će biti aritmetička sredina proračuna

$$(1292 + 1324) : 2 = 1308 \text{ ft}$$

Dok će duljina usporavanja na tlu iznositi :

$$\text{Pri } 10^{\circ}\text{C} - (560 - 540) \cdot 0.4 = 8 \rightarrow 8 + 540 = 548 \text{ ft}$$

$$\text{Pri } 20^{\circ}\text{C} - (580 - 560) \cdot 0.4 = 8 \rightarrow 8 + 560 = 568 \text{ ft}$$

$$\text{Pri } 15^{\circ}\text{C} - (548 + 568) : 2 = 558 \text{ ft}$$

5. Usporedba izračuna performansi sa zahtjevima regulative

Primjerom leta od aerodroma Lučko do aerodroma Pleso, izračunate su glavne potrebne performanse za zrakoplov Cessna 172. Svrstavanjem rezultata u tablicu usporediti ćemo glavne parametre i zahtjeve regulative. Cessna 172 je zrakoplov druge razine certificiranja i pripada u kategoriju zrakoplova malih brzina. Brzina sloma uzgona pri punoj konfiguraciji za slijetanje je 33 kts.

Brzina na 50 stopa iznad aerodroma je tzv. V_y^{18} i iznosi 73 kts. Regulativa zahtjeva da ta brzina mora biti veća od $1.20 V_{S_1}$ koja iznosi 47 kts.

Gradijent penjanja je odnos dobivene visine u prijeđenom horizontalnom putu. Izračunato je da će u danom slučaju vertikalna brzina biti 666 ft/min. Pri brzini V_y od 73 kts, u minuti ćemo prijeći $73 \cdot 1:60 = 1.21 NM$. Gradijent penjanja će dakle iznositi $(666:6080):1.21 = 0.1325 = 13.25\%$

Pozitivan gradijent penjanja pri brzini većoj od $1.3 V_{S_1}$ mora biti uspostavljen u krstarenju na različitim visinama. Na 2000 ft, zrakoplov Cessna 172 imati će vertikalnu brzinu od 600 ft pri brzini od 71 kts, što zadovoljava uvjete.

Gradijent spuštanja pri slijetanju ne smije biti viši od 5.2% u normalnim uvjetima. Pri 95 kts i vertikalnom brzinom od 500 ft/min, gradijent će iznositi točno 5.2 %. [6]

U slučaju prekinutog polijetanja, zrakoplov će zadovoljavati propisane uvjete gradijenta penjanja od 3.3% sve do nadmorske visine od prosječno 8000 ft. [5]
[3]

¹⁸ V_y – brzina pri kojoj se ostvaruje najveća vertikalna brzina penjanja

Tablica 2. - Usporedba proračuna performansi Cessne i zahtjeva regulative

Performanse	Cessna 172	Zahtjev regulative
Brzina sloma uzgona V_{S0}	33 kts	≤ 61 kts (113 km/h)
Duljina polijetanja	1129 ft	\geq TORA : 1.25
Brzina na 50 ft	73 kts	$\geq 1.20 V_{S1}=57$ kts
Gradijent penjanja	13.25%	≥ 8.3 %
Rutno penjanje	600 ft/min pri brzini od 77 kts	Pozitivan iznos pri brzini većoj od 1.3 V_{S1} (61 kts)
V_{REF}	75 kts	$\geq 1.3 V_{S0}$
Gradijent spuštanja	Pri 95 kts – 5.2%	$< 5.2\%$
Gradijent penjanja na prekinutom slijetanju		$>3.3\%$

6. Sigurnosne mjere i posljedice nepoštivanja zahtjeva

Nekvalitetna priprema, krivi proračun ili namjerno zanemarivanje performansi i zahtjeva dovodi do katastrofalnih posljedica. Situacija poput penjanja u instrumentalnim uvjetima, pri čemu je krivo proračunat gradijent penjanja, može dovesti do kontroliranog leta u teren. Regulativa propisuje zahtjeve za sve dijelove leta, pa tako se i svaki dio leta treba gledati posebno, kako bi se na kraju dobila sigurna cjelina. Svi u prometu moraju zadovoljiti osnove kako bi svatko mogao barem minimalno očekivati odluke drugih u prometu. Situacijska svjesnost i pronalazak rješenja situacije, uvelike ovisi o prethodnom znanju, iskustvu i pripremi.

7. Zaključak

Zrakoplov Cessna 172 zadovoljava sve potrebne performanse po zahtjevima regulative EASA CS-23. Navedenim proračunima dokazane su u stvarnim uvjetima veličine i odnosi performansi koje ujedno osiguravaju optimalno izvršavanje leta. Različiti dijelovi leta objašnjeni su tablicama iz kojih su očitani potrebni podaci. Tablicom 2. uspoređene su karakteristike Cessne s regulativom iz koje direktno iščitavamo zadovoljavanje svih potrebnih zahtjeva. Zahtjevi regulative postoje zbog unificiranja osnovnih minimalnih uvjeta koje svi u zračnom prometu moraju zadovoljiti. Kako bi se podigla razina sigurnosti, od početka izrade zrakoplova pa do vlasnika, svi moraju biti upoznati s određenim procedurama. Performanse zrakoplova osnova su leta. Pilot mora poznavati ostvarive mogućnosti i koristiti ih u realnom vremenu. Situacije koje nastaju od strane prometa, kontrole zračnog prometa i reljefa moraju biti percipirane ispravno. Svako zanemarivanje vlastitih mogućnosti i pokušaj uštede ili preuzimanja rizika može dovesti do nesreće.

Popis literature

- [1] EASA, EASA CS23, 2017.
- [2] EASA, CS 23 Ammendment 5, 2017.
- [3] EASA, CS23 amendment 4, 2015.
- [4] EASA, Annex to ED 2017, EASA, 2017.
- [5] T. C. a. company, Pilot's operating handbook, 1996.
- [6] P. Kesić, Osnove aerodinamike, Zagreb, 2003.
- [7] FAA, »Weight and balance Handbook,« [Mrežno]. Available:
https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/media/aa-h-8083-1.pdf. [Pokušaj pristupa August 2019.].
- [8] »Aviation stack exchange,« [Mrežno]. Available:
<https://aviation.stackexchange.com/questions/30332/what-determines-the-best-glide-speed>. [Pokušaj pristupa July 2019.].

Popis slika

Slika 1. – Tablica za izračun brzine sloma uzgona [5].....	11
Slika 2. - Tablica za određivanje duljine polijetanja [5]	12
Slika 3. Tablica za izračun vertikalne brzine penjanja [5]	14
Slika 4. - Tablica za proračun vremena, goriva i udaljenosti potrebnoj za penjanje [5].....	15
Slika 5. - Tablica za izračun postavke snage, stvarne brzine i potrošnje goriva [5]	17
Slika 6. - Grafikon doleta [5]	18
Slika 7. - Grafikon istrajnosti [5].....	19
Slika 8. - Prikaz odnosa otpora i brzina minimalnog otpora [8].....	20
Slika 9. - Tablica za izračun potrebne duljine slijetanja [5]	22

Popis tablica

Tablica 1. - Performanse zrakoplova C172 [5]	10
Tablica 2. - Usporedba proračuna performansi Cessne i zahtjeva regulative ..	25



Sveučilište u Zagrebu
Fakultet prometnih znanosti
10000 Zagreb
Vukelićeva 4

IZJAVA O AKADEMSKOJ ČESTITOSTI I SUGLASNOST

Izjavljujem i svojim potpisom potvrđujem kako je ovaj završni rad
isključivo rezultat mog vlastitog rada koji se temelji na mojim istraživanjima i oslanja se na
objavljenu literaturu što pokazuju korištene bilješke i bibliografija.
Izjavljujem kako nijedan dio rada nije napisan na nedozvoljen način, niti je prepisan iz
necitiranog rada, te nijedan dio rada ne krši bilo čija autorska prava.
Izjavljujem također, kako nijedan dio rada nije iskorišten za bilo koji drugi rad u bilo kojoj drugoj
visokoškolskoj, znanstvenoj ili obrazovnoj ustanovi.
Svojim potpisom potvrđujem i dajem suglasnost za javnu objavu završnog rada
pod naslovom Izračun performansi aviona prema zahtjevima
regulative EASA CS-23
na internetskim stranicama i repozitoriju Fakulteta prometnih znanosti, Digitalnom akademskom
repozitoriju (DAR) pri Nacionalnoj i sveučilišnoj knjižnici u Zagrebu.

U Zagrebu, 4.9.2019

Student/ica:

(potpis)