Utjecaj mase jednomotornog klipnog zrakoplova na performanse u režimu penjanja

Vitek, Ivan

Undergraduate thesis / Završni rad

2020

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

Permanent link / Trajna poveznica: https://urn.nsk.hr/urn:nbn:hr:119:841355

Rights / Prava: In copyright / Zaštićeno autorskim pravom.

Download date / Datum preuzimanja: **2024-03-28**



Repository / Repozitorij:

Faculty of Transport and Traffic Sciences - Institutional Repository







SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI

Ivan Vitek

UTJECAJ MASE JEDNOMOTORNOG KLIPNOG ZRAKOPLOVA NA PERFORMANSE U REŽIMU PENJANJA

ZAVRŠNI RAD

Zagreb, 2020.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI
ODBOR ZA ZAVRŠNI RAD

Zagreb, 7. travnja 2020.

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

ZAVRŠNI ZADATAK br. 5639

Pristupnik: **Ivan Vitek (0135251245)**
Studij: Aeronautika
Smjer: Pilot
Usmjerenje: Civilni pilot

Zadatak: **Utjecaj mase jednomotornog klipnog zrakoplova na performanse u režimu penjanja**

Opis zadatka:

Opisati performanse zrakoplova C172 N
Opisati utjecaja mase zrakoplova na performanse u režimu penjanja
Odrediti eksperiment utjecaja mase zrakoplova na performanse u režimu penjanja
Analizirati i prikazati rezultata eksperimenta

Mentor:

Petar Andraši, mag. ing. aeronaut.

Predsjednik povjerenstva za završni ispit:

Sveučilište u Zagrebu
Fakultet prometnih znanosti

ZAVRŠNI RAD

UTJECAJ MASE JEDNOMOTORNOG KLIPNOG ZRAKOPLOVA NA PERFORMANSE U REŽIMU PENJANJA

INFLUENCE OF MASS OF A SINGLE – ENGINE PISTON AIRCRAFT ON CLIMB PERFORMANCE

Mentor: Petar Andraši, mag. ing.

Student: Ivan Vitek

JMBAG: 0135251245

Zagreb, 2020.

SAŽETAK:

Performanse predstavljaju specifičnu skupinu sposobnosti koju određeni zrakoplov posjeduje u rasponu različitih masa i brzina na određenim visinama i u određenim fazama leta (horizontalni let, penjanje, spuštanje, polijetanje, slijetanje i zaokreti). Ovaj rad analizira performanse u režimu penjanja. Eksperiment je izveden u tri leta sa penjanjem do visine 8000 stopa gdje su mjereni podaci o brzini uzdizanja, temperaturi, vremenu penjanja, potrošenom gorivu i prijeđenoj udaljenosti. Rezultati mjerenja prikazani su tablično. Kroz analizu rezultata, objašnjeni su i bitni vanjski čimbenici koji se moraju uzeti u obzir pri cjelokupnom izračunu performansi.

Ključne riječi: performanse zrakoplova; režim penjanja; rezultati eksperimenta; masa zrakoplova

SUMMARY:

Performance represents a specific group of capabilities that a particular aircraft possesses in a range of different masses and speeds at certain altitudes and at certain stages of flight (horizontal flight, climb, descent, take-off, landing and turns). This paper analyzes the performance in climbing regime. The experiment was performed in three flights with climbing to an altitude of 8000 feet where data on climb speed, climbing time, temperature, fuel consumption and distance traveled were measured. The measurement results are shown in the tables. Through the analysis of the results, the important external factors that must be taken into account in the overall performance calculation are also explained.

Key words: aircraft performance; climb regime; experimental results; aircraft mass

SADRŽAJ

1. Uvod 1
2. Performanse zrakoplova 2
2.1 Performanse zrakoplova C172N 4
2.2 Masa zrakoplova 5
2.3 EDM 900 8
3. Performanse zrakoplova u režimu penjanja 9
3.1 Jednoliko penjanje 9
3.2 Utjecaj mase na performanse u penjanju 13
4. Opis eksperimenta 15
5. Rezultati ispitivanja dobivenih mjerenjem 17
6. Analiza rezultata dobivenih eksperimentom 24
7. Zaključak 27
Literatura 28
Popis slika 29
Popis tablica 30
Popis grafikona 31

1. Uvod

Performanse zrakoplova najvažnije su karakteristike koje ga opisuju. Stoga se od samog projektiranja i proizvodnje teži da zrakoplov ima što bolje performanse. U ovom radu fokusirani smo na performanse u režimu penjanja. Od samog polijetanja zrakoplov mora zadovoljiti sigurnosne uvijete nadvišavanja terena i prepreka dok prolazi kroz različite vremenske uvjete koji utječu na performanse. Atmosferski utjecaji kao i utjecaj mase na performanse zrakoplova najčešće je dan u pilotskom operativnom priručniku zbog čega sam upravo i odabrao ovu temu rada.

Zbog nepotpunosti pilotskog operativnog priručnika u kojem se nalazi samo jedna tablica sa performansama u penjanju i to za penjanje sa maksimalnom dopuštenom masom zrakoplova pri maksimalnoj brzini uzdizanja. Odlučeno je napraviti tri tablice sa različitim masama zrakoplova koje su prilagođene operacijama Hrvatskog zrakoplovnog nastavnog središta odnosno penjanje do visine 8000 stopa.

Rad je podijeljen u 7 cjelina:

1. Uvod
2. Performanse zrakoplova
3. Performanse zrakoplova u režimu penjanja
4. Opis eksperimenta
5. Rezultati ispitivanja dobivenih mjerenjem
6. Analiza rezultata dobivenih eksperimentom
7. Zaključak

U drugoj cjelini ukratko su opisane performanse zrakoplova općenito i performanse zrakoplova korištenog u eksperimentu. Treća cjelina opisuje performanse zrakoplova u režimu penjanja kao i utjecaj mase na vrijeme penjanja, potrošeno gorivo i udaljenost u penjanju. U četvrtoj cjelini opisan je cilj i izvođenje eksperimenta. Peta cjelina prikazuje korigirane rezultate dobivene mjerenjima, te objašnjava kako su dobivene potrebne vrijednosti. U šestoj cjelini je kroz grafikone prikazana analiza eksperimenta.

2. Performanse zrakoplova

Performanse zrakoplova su određene karakteristike promatranog zrakoplova u specifičnom režimu leta: polijetanje, penjanje, horizontalni let, zaokreti, spuštanje i slijetanje. Za svaki od režima, pilot će određene performanse naći u pilotskom operativnom priručniku zrakoplova. U ovom radu posebno će biti objašnjene performanse u režimu penjanja. Na zrakoplov tijekom leta djeluju četiri aerodinamičke sile: sila uzgona, otpora, potisna sila i sila gravitacije. U specifičnim fazama leta, pojavljuju se i različita opterećenja na zrakoplovu kao posljedica aktivnih sila. Ključni aerodinamički parametri prilikom izračuna performansi zrakoplova prikazani su ukupnim koeficijentom otpora, polarom zrakoplova. Ukupni koeficijent otpora definiran je sljedećom formulom (1):

$$C_D = C_{D,0} + C_L^2/\Pi eAR \quad (1)$$

- C_D – ukupni otpor zrakoplova,
- $C_{D,0}$ – otpor pri nultom uzgonu – ovisi o aerodinamičkim karakteristikama zrakoplova,
- C_L – ukupni koeficijent uzgona zrakoplova,
- Π – Ludolfov broj (3,14),
- e – Oswaldov koeficijent – pokazatelj aerodinamičke uspješnosti,
- AR – aspektni odnos krila – predstavlja omjer kvadrata raspona krila i površine krila.

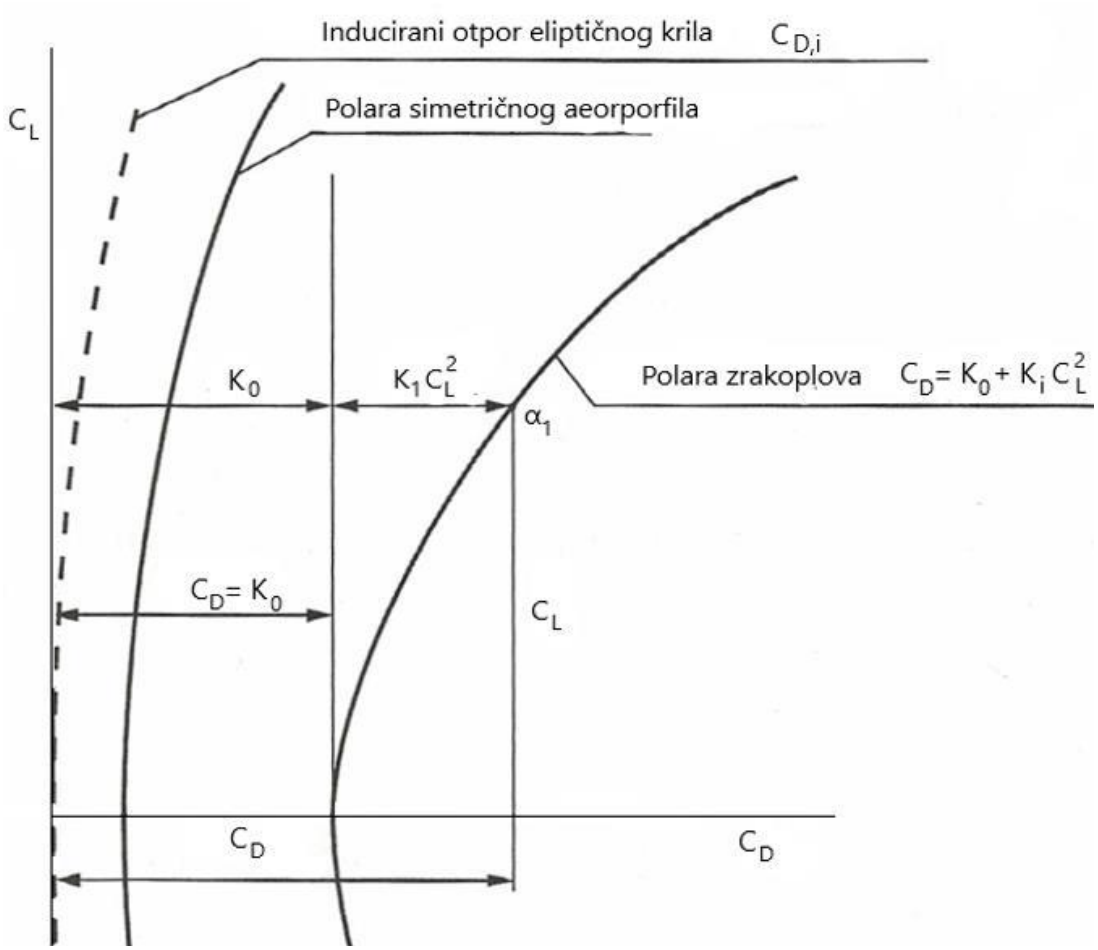
Ukupni otpor pojedinog zrakoplova predstavlja zbroj parazitnog otpora pri nultom uzgonu ($C_{D,0}$) i induciranog otpora ($C_L^2/\Pi eAR$). Prilikom određivanja doprinosa svih otpora, uzimaju se u obzir svi konstrukcijski dijelovi zrakoplova koji pridonose ukupnom otporu. [1]

Polara zrakoplova je krivulja koja se grafički određuje na temelju koeficijenata uzgona i otpora. Minimalna vrijednost koeficijenta otpora je $C_{D,0}$ za $C_L = 0$. Ukupni koeficijent otpora zrakoplova jednak je zbroju koeficijenata otpora pri nultom uzgonu i zbroju koeficijenta otpora uslijed uzgona. Prvi član ovisan je o geometrijskim parametrima zrakoplova, Machovu i Reynoldsovu broju. Smatra se da je taj član konstantan i ima

vrijednost K_0. Drugi član predstavlja utjecaj uzgona i ovisi o kvadratu koeficijenta uzgona. Koeficijent proporcionalnosti ovog člana označava se sa K_1, a nova jednadžba glasi (2):

$$C_D = K_0 + K_1 C_L^2 \tag{2}$$

- K_0 – koeficijent konstantne vrijednosti za otpor kod nultog uzgona,
- K_1 – koeficijent proporcionalnosti ovisan o kvadratu koeficijenta uzgona.



Slika 1. Grafički prikaz polare zrakoplova *[1]*

Na slici 1. prikazan je izgled polare za zrakoplov i za simetrične aeroprofile, te ovisnost induciranog otpora kod eliptičnog krila. Za eliptična krila vrijednost Oswaldova koeficijenta jednaka je 1.

Uz grafičko prikazivanje polare zrakoplova, postoji i tablična metoda prikazivanja vrijednosti napadnog kuta, koeficijenta uzgona i koeficijenta otpora. Također, s grafičkog prikaza moguće je odrediti vrijednost finese zrakoplova koja prikazuje koliko je puta sila (koeficijent) uzgona veći od sile (koeficijenta) otpora za specifični napadni kut.

Izračun performansi zrakoplova temelji se na karakteristikama samog zrakoplova (masa, aerodinamičke karakteristike, pogonska grupa i konstruktivne karakteristike) i na karakteristikama vanjskih čimbenika (stanje atmosfere). Zrakoplov je izložen raznim atmosferskim uvjetima koji povećavaju ili reduciraju njegove performanse. Utjecaj pogonske grupe na performanse je značajan zbog viška snage koju određena vrsta pogona može proizvesti. Nadalje, performanse zrakoplova mijenjaju se pri različitim vrijednostima masa što je opisano u trećem poglavlju.

2.1 Performanse zrakoplova C172N

Eksperiment se izvodi na zrakoplovu C172N, registarskih oznaka 9A-DMB koji je u vlasništvu Fakulteta prometnih znanosti. Cessna 172 je zrakoplov američke proizvodnje sa četiri sjedala, jedan je od najraširenijih jednomotornih visokokrilaca u svijetu. Osnovni pogonski sustav ovog zrakoplova je Lycoming O–320–H2AD klipni motor sa 160 konjskih snaga. U nastavku se nalaze opće karakteristike zrakoplova registarskih oznaka 9A – DMB:

- Ukupna dužina – 8,22 m
- Visina – 2,68 m
- Raspon krila – 10,97 m
- Površina krila – 16,17 m^2
- Snaga motora – 160 HP pri 2700 RPM
- Kapacitet rezervoara – 43 galona, iskoristivo 40 galona
- Osnovna masa praznog zrakoplova – 1528,90 lbs
- Maksimalna masa pri polijetanju i slijetanju – 2300 lbs
- Maksimalni korisni teret – 755,8 lbs
- Potrebna duljina za zatrčavanje – 1075 ft
- Potrebna duljina za slijetanje – 590ft
- Maksimalna demonstrirana bočna komponenta vjetra – 15 čvorova

- Maksimalna leđna komponenta vjetra pri slijetanju – 10 čvorova
- Brzina za najbolji kut penjanja na razini mora – 59 čvorova
- Brzina za najbolju brzinu penjanja na razini mora – 73 čvora
- Brzina sloma uzgona – 42 – 47 čvorova

Navedene karakteristike dobivene su iz pilotskog operativnog priručnika zrakoplova. Potrebne duljine za zatrčavanje i slijetanje određene su za nadmorsku visinu od 2000 ft i vanjsku temperaturu od 30 °C. Brzine sloma uzgona definirane su prednjom i stražnjom pozicijom težišta. [2]

2.2 Masa zrakoplova

Masa zrakoplova jedan je od najbitnijih parametara koji utječe na performanse. Prije samog polijetanja zrakoplova vrše se izračuni za određivanje centra mase zrakoplova. Vaganjem zrakoplova određuje se masa praznog zrakoplova koja uključuje neiskoristivo gorivo i ulje. Tako dobivena masa unosi se u tablicu mase i balansiranja kako bi se na kraju odredila ukupna masa i opterećenje zrakoplova. Na praznu masu zrakoplova dodaje se iskoristivo gorivo, za C172N maksimalna količina iskoristivog goriva je 40 galona. Masa pilota, prednjeg i stražnjeg putnika dobivaju se vaganjem te se unose u tablicu. Masa prtljage također se dobiva vaganjem te ukupna masa prtljage koja se može spremiti u spremnike zrakoplova ne smije prelaziti 120 lbs. Konačna masa zrakoplova dobije se zbrajanjem pojedinih vrijednosti iz tablice, te ona ne smije prelaziti 2300 lbs. Nakon izračuna mase, vrši se izračun momenata pojedinih masa. Pozicija težišta praznog zrakoplova određena je proizvoljno od strane proizvođača. Momenti se računaju na način da se određena masa iz tablice pomnoži sa krakom od referentne linije. Zbroj svih momenata definira poziciju težista, za zrakoplov C172N zbroj momenata ne smije biti veći od 109 lbs/inch. Nakon izračuna mase i momenata, podaci se ucrtavaju na graf. Ukoliko je zrakoplov opterećen tako da zbroj masa i momenata prelazi maksimalnu vrijednost ili ako krivulja izlazi iz grafa , zrakoplov ne može poletjeti, tj. potrebno je smanjiti ili povećati masu zrakoplova i ponovo izvršiti proračun. Na slici 2. prikazani su tablica i dijagram opterećenja zrakoplova C172N.

SAMPLE LOADING PROBLEM	SAMPLE AIRPLANE		YOUR AIRPLANE	
	Weight (lbs.)	Moment (lb. -ins. /1000)	Weight (lbs.)	Moment (lb. - ins. /1000)
1. Basic Empty Weight (Use the data pertaining to your airplane as it is presently equipped. Includes unusable fuel and full oil)	1454	57.6		
2. Usable Fuel (At 6 Lbs./Gal.) Standard Tanks (40 Gal. Maximum)	240	11.5		
Long Range Tanks (50 Gal. Maximum)				
3. Pilot and Front Passenger (Station 34 to 46)	340	12.6		
4. Rear Passengers	170	12.4		
5. *Baggage Area 1 or Passenger on Child's Seat (Station 82 to 108) 120 Lbs. Max.	96	9.1		
6. *Baggage Area 2 (Station 108 to 142) 50 Lbs. Max				
7. TOTAL WEIGHT AND MOMENT	2300	103.2		

8. Locate this point (2300 at 103.2) on the Center of Gravity Moment Envelope, and since this point falls within the envelope, the loading is acceptable.

NOTE

* The maximum allowable combined weight capacity for baggage areas 1 and 2 is 120 lbs.

Figure 6-5. Sample Loading Problem

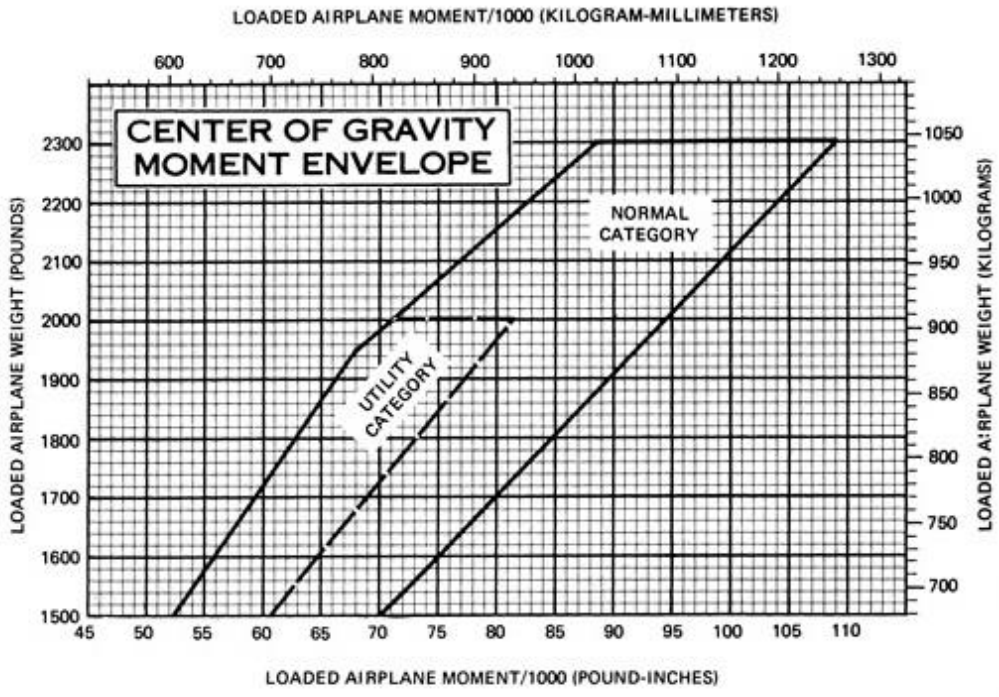
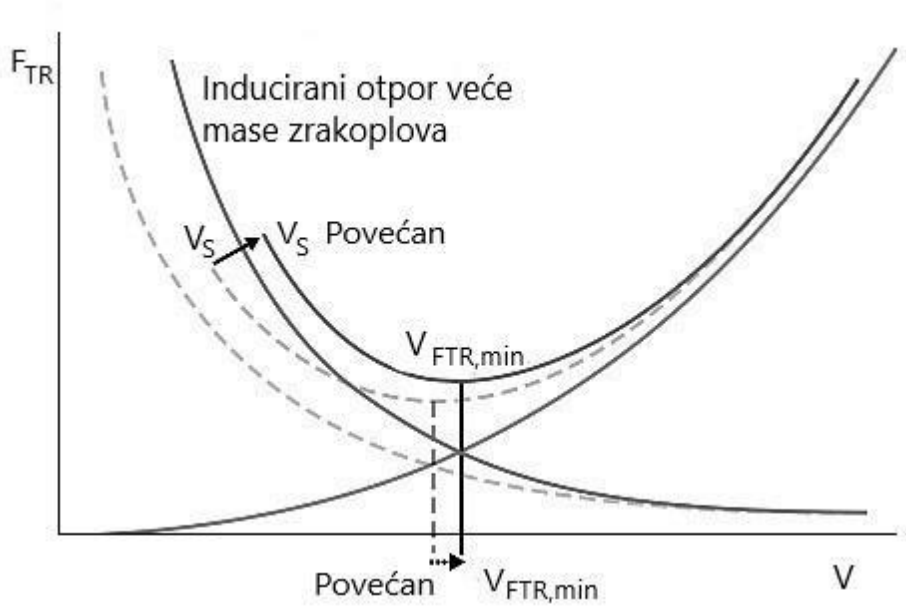


Figure 6-7. Center of Gravity Moment Envelope

Slika 2. Tablica i dijagram opterećenja zrakoplova C172N *[2]*

Centar mase zrakoplova utječe na stabilnost i upravljivost samog zrakoplova. Tako će zrakoplov sa prednjom pozicijom centra mase imati povećanu stabilnost, smanjenu upravljivost, duži zalet pri polijetanju zbog povećanog otklona elevatora što dodatno povećava otpor, slabije penjanje nakon polijetanja, veću brzinu u prilazu i veću brzinu gubitka uzgona. Za zrakoplov sa stražnjom pozicijom centra mase posljedice su: smanjena stabilnost, povećana upravljivost, povećani kut penjanja, povećani otpor zbog otklona elevatora prema gore što zahtijeva više snage, manja brzina sloma uzgona, veća brzina u prilazu zbog težeg repa i teže izvlačenje iz kovita. S druge strane, preveliko opterećenje kao posljedica povećane mase direktno utječe na konstruktivne dijelove zrakoplova. Masa kao parametar ima različite utjecaje na zrakoplov u određenim fazama leta. Povećanjem mase povećava se inducirani otpor što povećava potreban potisak – potrebna je veća sila uzgona u odnosu na povećanu silu gravitacije. Nadalje, povećanjem mase povećava se minimalan potreban potisak FTRmin (Thrust Required Minimum) i brzina za minimalni potrebni potisak VFTRmin (Minimum Thrust Required Speed). Također, povećanjem mase povećava se i brzina sloma uzgona VS (Stalling Speed). Na slici 3. prikazan je utjecaj mase na povećanje induciranog otpora. [3]



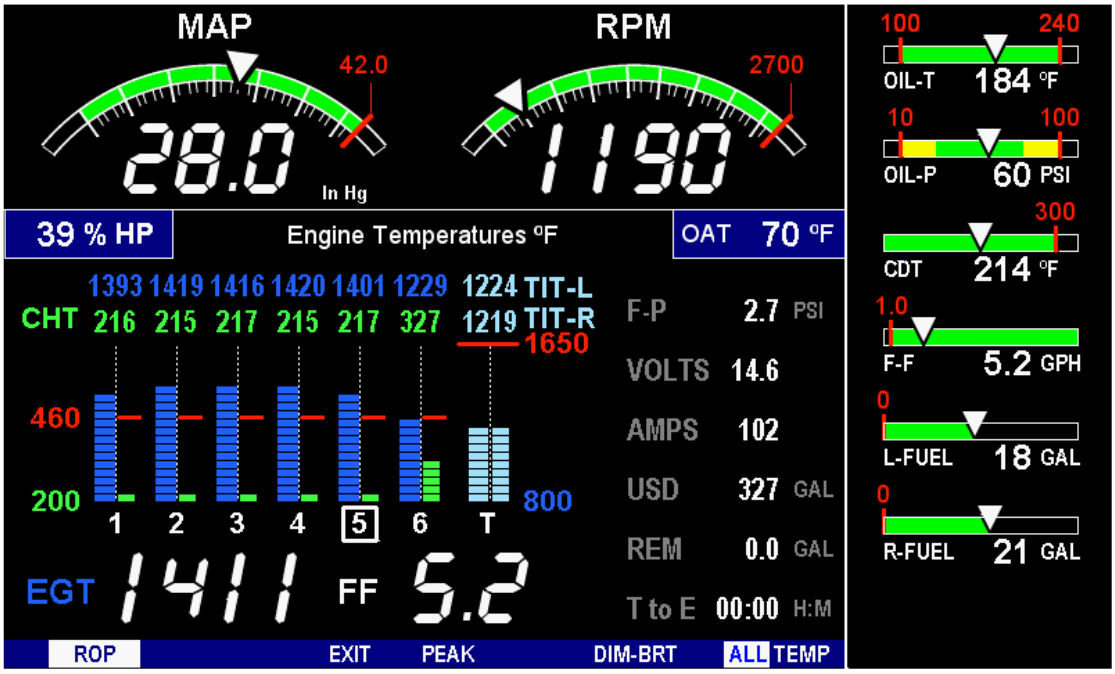
Slika 3. Grafički prikaz povećanja induciranog otpora s povećanjem mase *[3]*

Prilikom faze polijetanja, veća vrijednost mase zrakoplova ima negativan utjecaj na ubrzanje zrakoplova tijekom zaleta, kako se masa zrakoplova povećava, ubrzanje se

smanjuje. Zbog povećanja mase, povećava se i otpor kotača što također doprinosi smanjenju ubrzanja. Nadalje, veća masa povećava sigurnosnu brzinu polijetanja (V2 - take of safety speed) koja osigurava minimalni potrebni gradijent i upravljivost zrakoplova. Povećana masa utječe i na potrebnu duljinu staze za polijetanje (TODR-Take off distance required), povećanjem mase povećava se i potrebna duljina za polijetanje. Utjecaj mase na performanse u penjanju opisan je u trećem poglavlju.

2.3 EDM 900

EDM900 (engl. *Engine Data Management*) je primarni motorski instrument koji bilježi parametre kao što su: tlak i temperatura ulja, temperatura cilindra i ispušnih plinova, broj okretaja motora, protok i potrošnja goriva, preostalo gorivo i mnoge druge podatke. Najčešće je uparen sa nekim od navigacijskih instrumenata pa zbog toga bilježi i visinu, putnu brzinu i trenutnu poziciju. Navedene vrijednosti bilježe se svake sekunde leta. U ovom radu korišteni su podaci o potrošnji goriva i putnoj brzini. Podaci su razmatrani samo u režimu penjanja. Putna brzina dalje je korištena za izračunavanje prijeđene zračne udaljenosti dok je potrošnja goriva korigirana za utjecaj temperature i upisana u tablicu u svrhu prikaza performansi. Prikaz zaslona instrumenta vidljiv je na slici 4. [4]



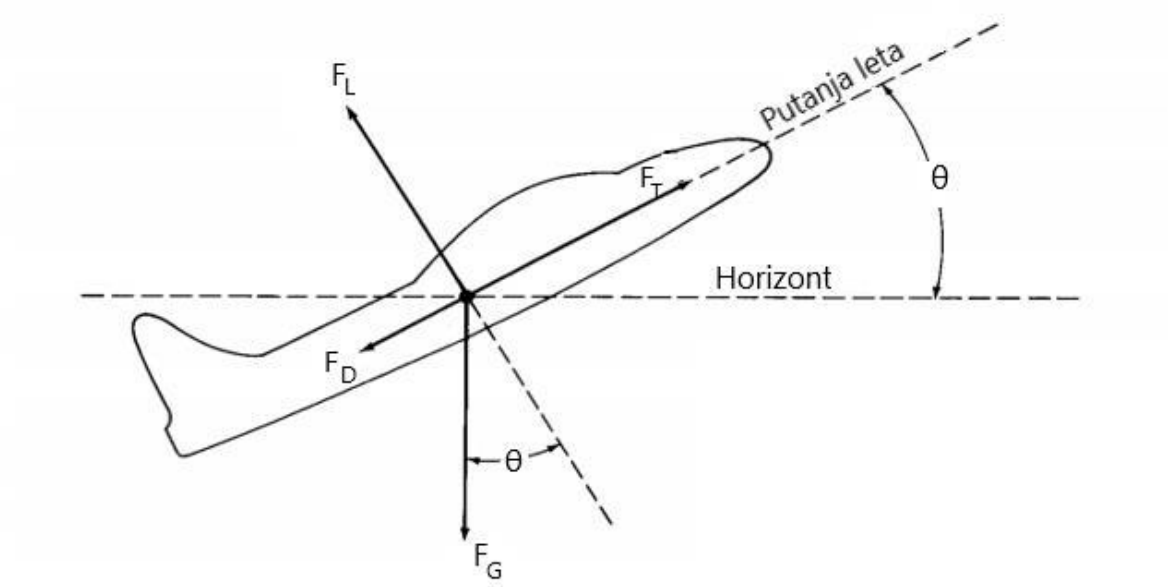
Slika 4. Prikaz zaslona instrumenta EDM 900 *[4]*

3. Performanse zrakoplova u režimu penjanja

Performanse zrakoplova u režimu penjanja definiraju važne podatke poput brzine kojom zrakoplov penje, vrijeme penjanja do određene visine te udaljenost koju bi zrakoplov prešao od početka penjanja do određene visine. U režimu penjanja, najvažniji su masa zrakoplova i pogonska grupa, oni određuju višak snage koji se može ostvariti pa tako i performanse zrakoplova. Režim penjanja kao i utjecaj mase na performanse u režimu penjanja analizirani su u nastavku.

3.1 Jednoliko penjanje

Penjanje konstantnom uzdužnom brzinom naziva se jednolikim penjanjem. Na slici 5. prikazan je zrakoplov u jednolikom penjanju te sile koje djeluju u tom režimu.



Slika 5. Shematski prikaz sila u režimu penjanja *[3]*

Brzina u smjeru putanje leta označena je sa V_∞ dok je putanja leta postavljena pod kutem θ u odnosu na horizont. Sila uzgona djeluje okomito na nadolazeću struju zraka dok sila otpora djeluje u smjeru iste. Smjer sile potiska je poravnat sa putanjom leta i suprotstavlja se sili otpora, a sila gravitacije djeluje okomito prema dolje u odnosu na horizont. Da bi se održala konstantna brzina duž putanje leta, potrebno je da sile suprotnog smjera budu u ravnoteži tj. da sila potiska bude jednaka ukupnom otporu. Odnosi sila u režimu penjanja prikazani su jednadžbama (3) i (4).

$$F_T = F_D + F_G \cdot sin\,\theta \tag{3}$$

$$F_L = F_G \cdot cos\,\theta \tag{4}$$

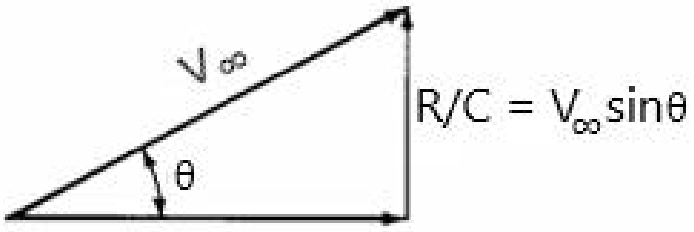
Sila uzgona manja je od sile gravitacije upravo zbog dodatne komponente koja se pojavljuje u penjućem letu što je prikazano jednadžbom (4). Ako se jednadžba (3) pomnoži sa V_∞ dobiva se zavisnost koja je jednaka i predstavlja vertikalnu komponentu brzine zrakoplova. Dobivena zavisnost prikazana je jednadžbom (5):

$$\frac{F_T V_\infty - F_D V_\infty}{F_G} = V_\infty\, sin\,\theta \tag{5}$$

- F_T – sila potiska,
- F_D – sila otpora,
- F_G – sila gravitacije,
- V_∞ - brzina penjanja,
- θ – kut penjanja.

Vertikalna komponenta brzine naziva se brzina uzdizanja (engl. Rate of Climb) i označava se sa R/C. Na slici 6. nalazi se shematski prikaz brzine uzdizanja i kut penjanja zrakoplova. Konačna jednadžba brzine uzdizanja glasi (6):

$$R\,/\,C = V_\infty \cdot sin\,\theta \tag{6}$$



Slika 6. Shematski prikaz brzine uzdizanja *[3]*

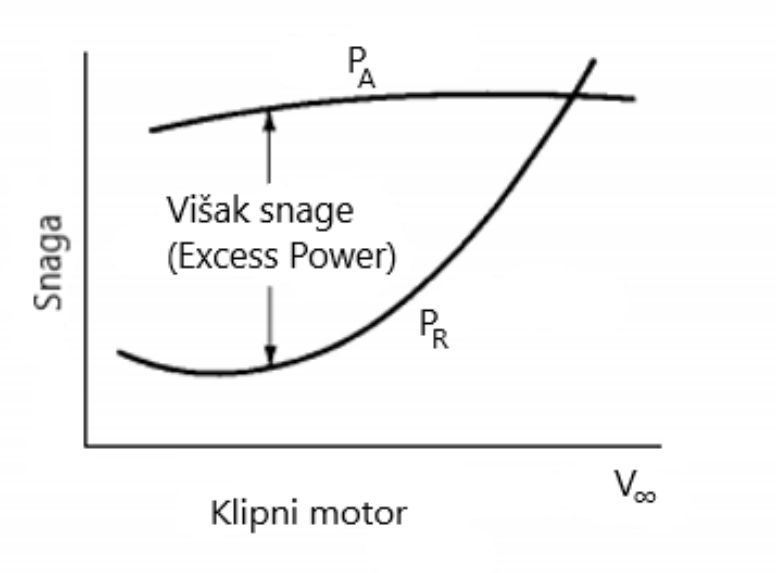
Član $F_T V_\infty$lijeve strane jednadžbe (5) predstavlja raspoloživu snagu pogonske grupe zrakoplova. Na slici 6. prikazana je ovisnost raspoložive snage o brzini za zrakoplove sa klipnim motorima. Drugi član $F_D V_\infty$ s lijeve strane jednadžbe predstavlja potrebnu snagu zrakoplova za određeni režim. U režimu penjanja član $F_D V_\infty$ ne predstavlja točnu potrebnu snagu jer se dio snage mora dodati u svrhu svladavanja komponente

sile gravitacije. Međutim, za kuteve penjanja $\theta < 20°$ ta činjenica se može zanemariti. Uvrštavanjem jednadžbe (6) u jednadžbu (5) dobiva se sljedeća zavisnost (7):

$$R / C = \frac{P_A - P_R}{F_G} \tag{7}$$

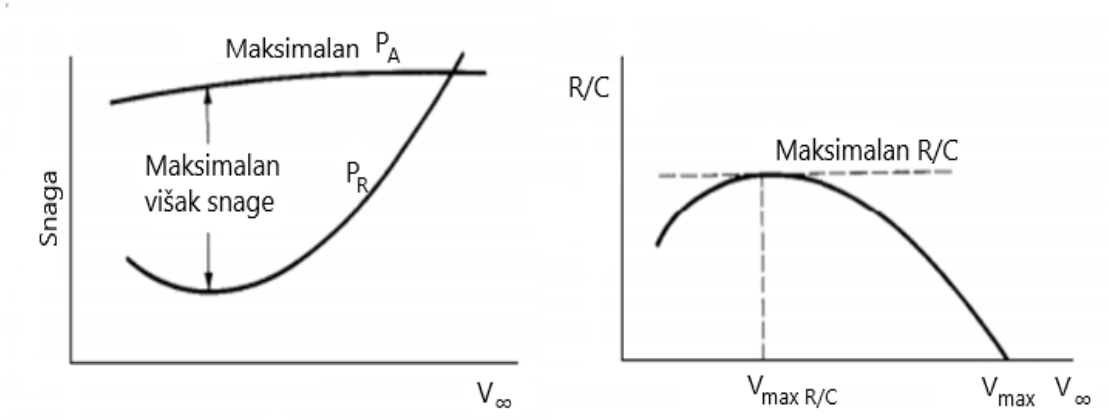
- P_A – raspoloživa snaga ($F_T V_\infty$),
- P_R – potrebna snaga ($F_D V_\infty$).

Razlika raspoložive snage (P_A) i potrebne snage (P_R) naziva se viškom potiska. Taj višak može se iskoristiti za ubrzavanje zrakoplova ili za penjanje. Grafički prikaz viška potiska za klipne motore prikazan je na slici 7.



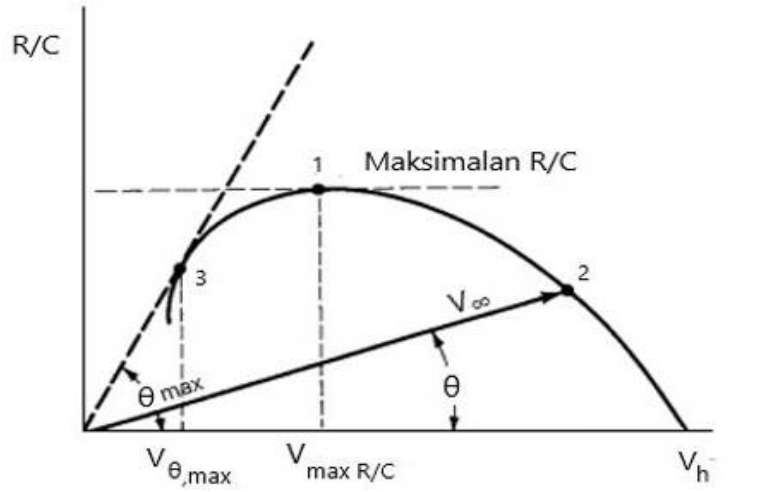
Slika 7. Grafički prikaz viška potiska *[3]*

Vrijednost viška potiska različita je za različite vrijednosti V_∞. Točka u kojoj je višak potiska maksimalan dat će najveću vrijednost brzine uzdizanja (R/C). Brzina pri kojoj je R/C najveći naziva se V_y (engl. *Speed for the best rate of climb*). Grafička metoda određivanja maksimalne brzine uzdizanja je graf brzine uzdizanja u odnosu na brzinu zrakoplova. Grafički prikaz određivanja maksimalne brzine uzdizanja prikazan je na slici 8. Horizontalna tangenta definira točku maksimalne brzine uzdizanja.



Slika 8. Grafički prikaz određivanja maksimalne brzine uzdizanja *[3]*

Uz grafičku metodu, koristi se i metoda hodografa penjanja. Hodograf koji je prikazan na slici 9. predstavlja graf vertikalne brzine zrakoplova u odnosu na njegovu horizontalnu brzinu (V_h). Horizontalna tangenta na hodograf predstavlja maksimalnu brzinu uzdizanja ($V_{max\ R/C}$) što je na slici prikazano točkom 1. Tako će bilo koja linija iz ishodišta koja siječe graf u nekoj točki predstavljati krivulju R/C/V_h, pa stoga takva linija također predstavlja i određeni kut penjanja (θ) s obzirom na horizontalnu os. Maksimalni kut penjanja ostvaruje se pri brzini $V_{\theta max}$ odnosno u točki 3. gdje linija iz ishodišta tangira hodograf. Brzina za najbolji kut penjanja označava se i sa V_x. Maksimalna brzina uzdizanja ne odgovara maksimalnom kutu penjanja što je vidljivo na slici.



Slika 9. Hodograf penjanja *[3]*

Bitni parametri u izračunu performansi zrakoplova prilikom penjanja su: brzina uzdizanja (R/C), potrošeno gorivo u penjanju, pređena udaljenost u penjanju, te vrijeme potrebno da zrakoplov popne na određenu visinu. Izračun potrebnog vremena penjanja temelji se na prethodno analiziranim parametrima u režimu penjanja. Svi navedeni parametri bilježeni su očitanjem instrumenata u stvarnom letu. S obzirom da brzina općenito predstavlja promjenu udaljenosti u jedinici vremena, u penjanju ta je udaljenost postignuta visina. Potrebno vrijeme penjanja u ovom eksperimentu mjereno je štopericom ali može se i izračunati sljedećom zavisnošću: [3]

$$t = \int_{h_0}^{h_2} \frac{dh}{R / C} \tag{8}$$

- t – potrebno vrijeme penjanja zrakoplova,
- h_2 – visina do koje zrakoplov penje,
- h_0 – visina na kojoj zrakoplov započinje penjanje,
- dh -malo povećanje visine u vremenu.

3.2 Utjecaj mase na performanse u penjanju

Utjecaj mase na performanse vidljiv je već u fazi polijetanja, veća vrijednost mase zrakoplova ima utjecaj na ubrzanje zrakoplova tijekom zaleta. Kako se masa povećava, ubrzanje se smanjuje. Povećanjem mase , povećava se i otpor na kotačima što dodatno smanjuje ubrzanje zrakoplova. Također, povećava sigurnosnu brzinu polijetanja (V2 – take off safety speed) koja osigurava minimalni potrebni gradijent i upravljivost zrakoplova. Nadalje, povećana masa utječe i na potrebnu duljinu staze za izvođenje polijetanja (TODR- Take off distance required).

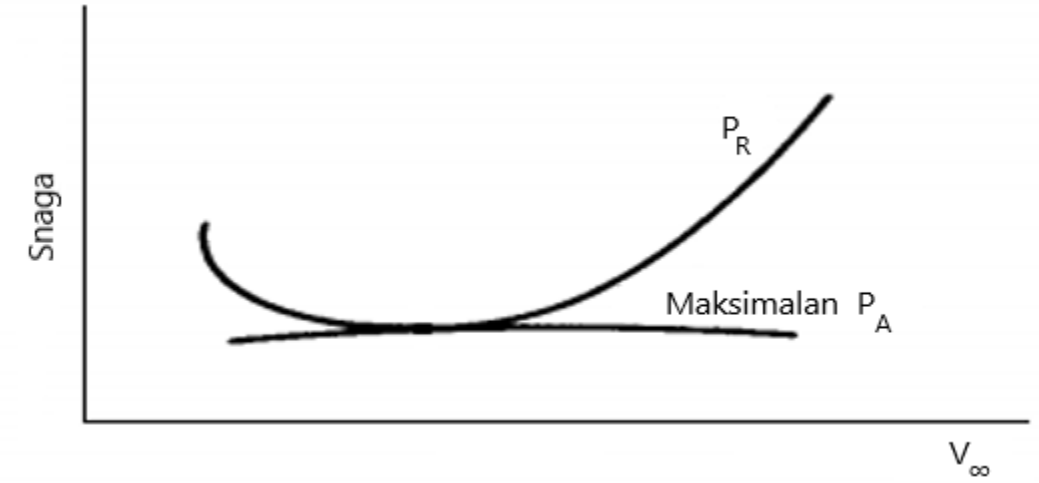
Povećana masa zrakoplova utječe i na performanse u penjanju. Faktori na koje masa utječe su:

1. R/C za dani višak snage: povećana masa zahtjeva veću potrebnu snagu za penjanje, što smanjuje višak snage te samim time smanjuje brzinu uzdizanja za dani višak snage. Brzina za najbolji R/C (V_y) će se povećati povećanjem mase zrakoplova.

2. Gradijent penjanja i udaljenost u penjanju: povećana masa daje veći otpor što smanjuje višak potiska, te smanjuje gradijent za dani višak potiska i povećava udaljenost u penjanju. Brzina za najbolji kut penjanja (V_x) povećava se povećanjem mase.

3. Otpor: povećanjem mase zrakoplova povećava se inducirani otpor što zahtijeva povećanje brzine i uzgona, te samim time smanjuje višak potiska.

4. Plafon leta zrakoplova: Apsolutna visina se smanjuje povećanjem mase zrakoplova. Apsolutna visina teoretski je maksimalna visina koju zrakoplov može dosegnuti. Budući da bi mu trebalo puno vremena i goriva, nije praktično da zrakoplov penje na apsolutnu visinu. Stoga je definirana praktična visina leta. To je visina na kojoj zrakoplov može penjati sa R/C od 100 ft/min. Prikaz raspoložive i potrebne snage na apsolutnoj visini prikazan je slikom 10.



Slika 10. Prikaz potrebne i raspoložive snage na apsolutnom plafonu leta [3]

5. Vrijeme penjanja : Povećanje mase zrakoplova povećati će potrebnu snagu što smanjuje višak snage i brzinu uzdizanja za dani višak snage čime se povećava vrijeme penjanja. Brzina najboljeg gradijenta penjanja povećati će se s povećanjem mase. [5]

4. Opis eksperimenta

Cilj ovog eksperimenta je prikazati utjecaj mase na performanse jednomotornog klipnog zrakoplova u režimu penjanja. Eksperiment je izveden u 3 leta, svaki let sa različitom masom, na zrakoplovu C172N registarskih oznaka 9A-DMB. Letovi su izvedeni rano ujutro kako bi se u što većoj mjeri izbjegli atmosferski utjecaji na performanse zrakoplova. Polijetanje je izvršeno na aerodromu Lučko a samo mjerenje izvršeno je na rutnom dijelu leta po povratku sa aerodroma Rijeka za potrebe prvog mjerenja, dok su za potrebe ostala dva izvršena na ruti do aerodroma Osijek i natrag. Mjerene veličine u letu su: brzina uzdizanja i temperatura koji su direktno očitani sa instrumenata, vrijeme penjanja mjereno je štopericom, potrošeno gorivo u penjanju čije su vrijednosti zabilježene uređajem za praćenje radnih parametara motora (EDM 900) čije su karakteristike objašnjene drugom poglavlju, te prijeđena udaljenost u penjanju koja je dobivena korištenjem aplikacije „my tracks“. Navedeni podatci tablično su prikazani u poglavlju 5. Mjerenje je započelo nakon sigurnog nadvišavanja prepreka te nakon postavljanja zrakoplova u konfiguraciju penjanja s najmanjim otporom tj. na visini od 1000 ft po standardnom atmosferskom tlaku. Podaci su mjereni promjenom visine u penjanju za svakih 200 ft zbog veće preciznosti u prikazu performansi. Maksimalna visina penjanja u eksperimentu iznosi 8000 ft. Penjanje do navedene visine izvršeno je brzinom koja osigurava najbolju brzinu uzdizanja navedenoj u tablici prikazanoj slikom 11. Korekcije za odstupanje temperature koja utječe na navedene performasne izvršene su u skladu s uputama pilotskog operativnog priručnika. Za svakih 10°C odstupanja od standardne temperature, vrijeme penjanja, udaljenost i potrošeno gorivo povećani su za 10%. Ukoliko temperatura odstupa manje ili više od 10°C smatra se da je korekcija linearna za svaki stupanj odstupanja. Upute i uzorak tablice za određivanje performansi u penjanju korištene u eksperimentu prikazani su na slici 11. Kao rezerva u slučaju gubitka podataka sa uređaja EDM 900 korištena je akcijska kamera „GOPRO“ kojom su snimljeni navedeni letovi.

TIME, FUEL, AND DISTANCE TO CLIMB

MAXIMUM RATE OF CLIMB

CONDITIONS:
Flaps Up
Full Throttle
Standard Temperature

NOTES:
1. Add 1.1 gallons of fuel for engine start, taxi and takeoff allowance.
2. Mixture leaned above 3000 feet for maximum RPM.
3. Increase time, fuel and distance by 10% for each 10°C above standard temperature.
4. Distances shown are based on zero wind.

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	S.L.	15	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

Figure 5-6. Time, Fuel, and Distance to Climb

Slika 11. Prikaz tablice potrebnog vremena, goriva i udaljenosti u penjanju zrakoplova C172N *[2]*

5. Rezultati ispitivanja dobivenih mjerenjem

U prvom primjeru nalazi se tablični prikaz podataka za masu zrakoplova od 2300 lbs koja je ujedno i maksimalna dopuštena masa pri polijetanju. Prikazani rezultati korigirani su za utjecaj temperature. Mjerenje je izvršeno na rutnom dijelu, nakon polijetanja sa aerodroma Lučko prema destinacijskom aerodromu u Osijeku. Kako bi se osigurala potrebna masa za ispitivanje performansi, zrakoplov je bilo potrebno opteretiti sa maksimalnom količinom goriva (40 galona) i sa 3 člana posade. Dijagram opterećenja prikazan je slikom 12., a rezultati mjerenja tablicom 1.

Za tablični prikaz performansi bilo je potrebno izračunati sljedeće parametre:

- Stvarna brzina – TAS (engl. *True Airspeed*) [KT]
  Stvarna brzina je indicirana brzina ispravljena za utjecaj gustoće i temperature zraka. S prihvatljivom točnošću vrijednost TAS u odnosu na IAS može se dobiti formulom za brze izračune (engl. *Rule of thumb*) tako da se IAS vrijednost poveća 2% na svakih 1000 stopa visine leta. Izračun stvarne brzine prikazan je jednadžbom 9.

$$TAS = IAS + \frac{0{,}02 \cdot H}{1000} \cdot IAS \tag{9}$$

- Prijeđena zračna udaljenost – NAM (engl. *Nautical Air Mile*) [NM]
  Ako za vrijeme penjanja puše vjetar, gradijent penjanja relativan na tlo preko kojeg zrakoplov leti biti će drugačiji od gradijenta penjanja relativnog na zračnu masu. Čeoni vjetar dati će veći gradijent penjanja u odnosu na tlo, a leđni manji. Za određivanje prijeđene horizontalne udaljenosti u odnosu na zrak u penjanju potrebno je nautičke zemaljske milje (NGM - Nautical Ground Miles) pretvoriti u nautičke zračne milje (NAM). NAM koriste se prilikom proračuna performansnih karakteristika zrakoplova, vremena, prijeđene udaljenosti i potrošenog goriva po fazama leta dok se NGM koriste prilikom planiranja i praćenja navigacijskih elemenata etapa na izabranoj ruti. Odnos između NAM i NGM prikazan je jednadžbom 10. [5]

$$\frac{NGM}{NAM} = \frac{GS}{TAS} \tag{10}$$

- Standardna temperatura i odstupanje

  Zbog utjecaja temperature na performanse potrebno je izračunati standardnu temperaturu na visinama do 8000 ft, te odrediti odstupanje stvarne temperature zraka od standardne. Izračun temperature na visini kao i odnos stvarne i standardne temperature prikazani su jednadžbama 11 i 12: [1]

$$ISA_{DEV} = T - T_n \tag{11}$$

$$T = T_n - 6{,}5 \cdot 10^{-3} \cdot H \tag{12}$$

SAMPLE LOADING PROBLEM	SAMPLE AIRPLANE Weight (lbs.)	SAMPLE AIRPLANE Moment (lb. -ins. /1000)	YOUR AIRPLANE Weight (lbs.)	YOUR AIRPLANE Moment (lb. - ins. /1000)
1. Basic Empty Weight (Use the data pertaining to your airplane as it is presently equipped. Includes unusable fuel and full oil)	1454	57.6	1528,9	60,6
2. Usable Fuel (At 6 Lbs./Gal.) Standard Tanks (40 Gal. Maximum)	240	11.5	240	11,5
Long Range Tanks (50 Gal. Maximum)				
3. Pilot and Front Passenger (Station 34 to 46)	340	12.6	350	13
4. Rear Passengers	170	12.4	181	13,2
5. * Baggage Area 1 or Passenger on Child's Seat (Station 82 to 108) 120 Lbs. Max.	96	9.1	0	0
6. * Baggage Area 2 (Station 108 to 142) 50 Lbs. Max				
7. TOTAL WEIGHT AND MOMENT	2300	103.2	2299,9	98,3
8. Locate this point (2300 at 103.2) on the Center of Gravity Moment Envelope, and since this point falls within the envelope, the loading is acceptable.				

NOTE

* The maximum allowable combined weight capacity for baggage areas 1 and 2 is 120 lbs.

Figure 6-5. Sample Loading Problem

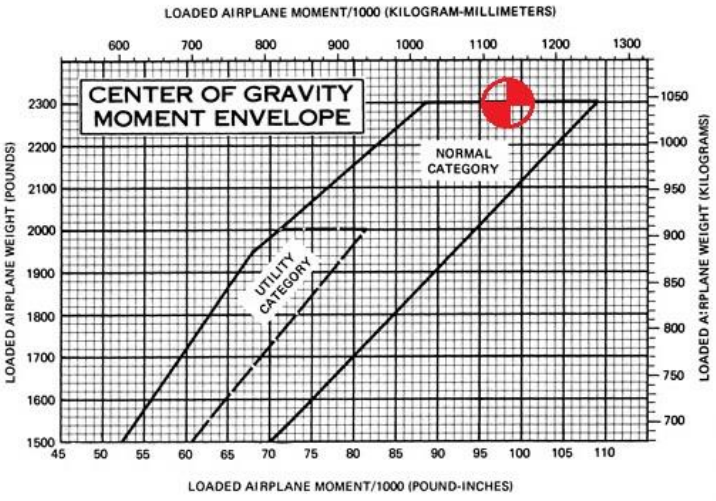


Figure 6-7. Center of Gravity Moment Envelope

Slika 12. Dijagram i tablica opterećenja zrakoplova mase 2300 lbs

Tablica 1. Rezultati mjerenja za masu zrakoplova od 2300 lbs

TEŽINA	VISINA PO TLAKU	TEMP	BRZINA PENJANJA	BRZINA UZDIZANJA	MJEREĆI OD MORSKE RAZINE			
[LBS]	[FT]	[C]	[KIAS]	[FPM]	VRIJEME	POTROŠENO GORIVO	UDALJENOST	UDALJENOST
					[MIN]	[GALLONS]	[NAM]	[NGM]
2300	1000	13	73	600	0:00	0,0	0,0	0,0
	1200	13	73	590	0:16	0,1	0,4	0,3
	1400	12	73	580	0:38	0,2	0,9	0,8
	1600	12	73	570	0:59	0,3	1,5	1,5
	1800	11	73	560	1:21	0,3	2,0	2,1
	2000	11	72	550	1:43	0,4	2,8	2,8
	2200	11	72	540	2:05	0,5	4,3	5,1
	2400	10	72	530	2:27	0,6	5,6	5,7
	2600	10	72	520	2:48	0,6	6,4	6,0
	2800	9	72	510	3:12	0,7	6,9	6,3
	3000	9	72	500	3:42	0,8	7,3	6,9
	3200	9	72	490	4:08	0,9	7,6	7,5
	3400	8	72	480	4:33	1,0	8,0	8,1
	3600	8	72	470	5:00	1,0	8,2	8,7
	3800	7	72	460	5:31	1,1	8,8	9,4
	4000	7	71	450	6:01	1,1	9,0	10,0
	4200	7	71	440	6:30	1,2	9,4	10,6
	4400	6	71	430	7:01	1,3	9,8	11,3
	4600	6	71	420	7:28	1,4	10,6	12,2
	4800	5	71	410	7:56	1,5	11,2	12,8
	5000	5	71	400	8:25	1,6	11,5	13,3
	5200	5	71	390	9:01	1,7	12,3	14,4
	5400	4	71	380	9:31	1,7	12,5	14,9
	5600	4	71	370	10:15	1,8	13,6	16,0
	5800	4	71	360	10:51	1,8	14,4	16,9
	6000	3	70	350	11:37	2,0	14,8	17,6
	6200	3	70	340	12:12	2,1	15,9	18,5
	6400	2	70	330	13:03	2,1	16,6	19,6
	6600	2	70	320	13:46	2,2	16,6	20,4
	6800	2	70	310	14:38	2,4	18,1	21,5
	7000	1	69	300	15:25	2,5	18,7	22,7
	7200	1	69	290	16:13	2,5	19,3	23,6
	7400	0	69	280	17:07	2,6	20,5	24,4
	7600	0	69	270	18:13	2,7	21,0	25,8
	7800	0	69	260	19:06	2,9	21,8	27,0
	8000	-1	69	250	20:12	3,0	22,8	28,4

U drugom primjeru prikazani su podaci za masu zrakoplova od 2200 lbs. Mjerenje je izvršeno na rutnom dijelu leta u povratku na aerodrom Lučko sa aerodroma u Rijeci. Potrebna masa od 2200 lbs dobivena je nakon potrošenog goriva na ruti, preostalo gorivo iznosilo je 23,5 galona, u zrakoplovu su bila 3 člana posade. Dijagram opterećenja za navedenu masu prikazan je slikom 13., a rezultati mjerenja tablicom 2.

SAMPLE LOADING PROBLEM	SAMPLE AIRPLANE		YOUR AIRPLANE	
	Weight (lbs.)	Moment (lb. -ins. /1000)	Weight (lbs.)	Moment (lb. - ins. /1000)
1. Basic Empty Weight (Use the data pertaining to your airplane as it is presently equipped. Includes unusable fuel and full oil)	1454	57.6	1528,9	60,6
2. Usable Fuel (At 6 Lbs./Gal.) Standard Tanks (40 Gal. Maximum)	240	11.5	140	6,7
Long Range Tanks (50 Gal. Maximum)				
3. Pilot and Front Passenger (Station 34 to 46)	340	12.6	350	12,97
4. Rear Passengers	170	12.4	181	13,2
5. *Baggage Area 1 or Passenger on Child's Seat (Station 82 to 108) 120 Lbs. Max.	96	9.1	0	0
6. *Baggage Area 2 (Station 108 to 142) 50 Lbs. Max				
7. TOTAL WEIGHT AND MOMENT	2300	103.2	2199,9	93,47

8. Locate this point (2300 at 103.2) on the Center of Gravity Moment Envelope, and since this point falls within the envelope, the loading is acceptable.

NOTE

* The maximum allowable combined weight capacity for baggage areas 1 and 2 is 120 lbs.

Figure 6-5. Sample Loading Problem

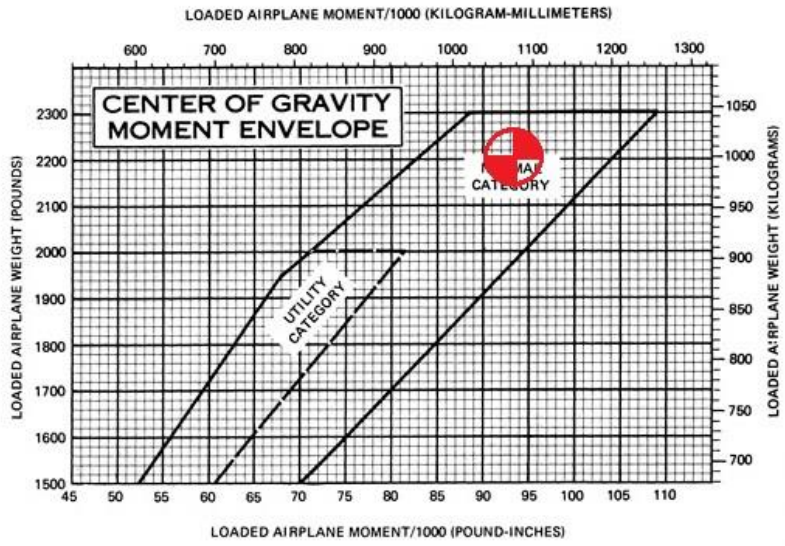


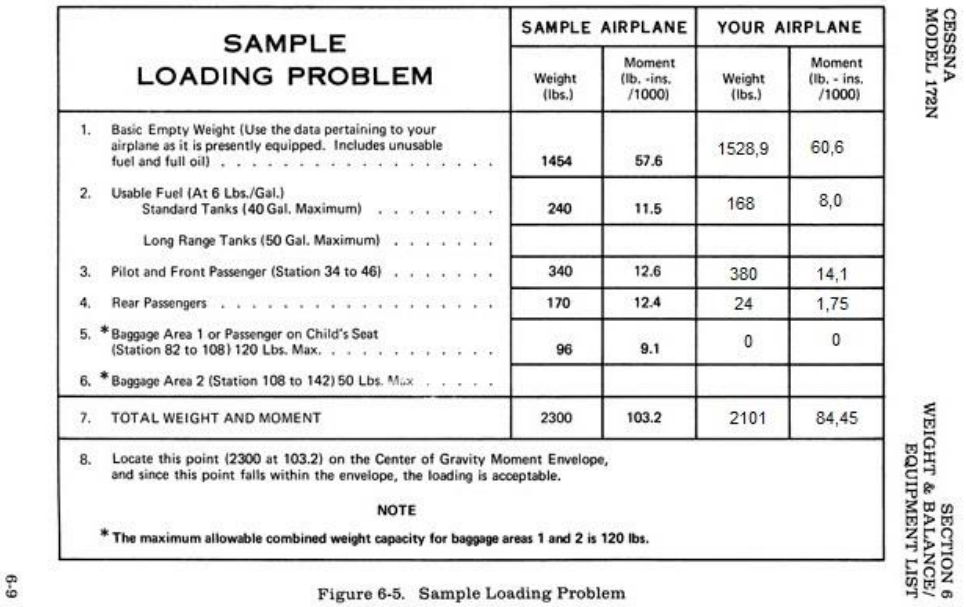
Figure 6-7. Center of Gravity Moment Envelope

Slika 13. Dijagram i tablica opterećenja zrakoplova mase 2200 lbs

Tablica 2. Rezultati mjerenja za masu zrakoplova od 2200 lbs

TEŽINA	VISINA PO TLAKU	TEMP	BRZINA PENJANJA	BRZINA UZDIZANJA	MJEREĆI OD MORSKE RAZINE			
[LBS]	[FT]	[C]	[KIAS]	[FPM]	VRIJEME	POTROŠENO GORIVO	UDALJENOST	UDALJENOST
					[MIN]	[GALLONS]	[NAM]	[NGM]
2200	1000	13	73	650	0:00	0,0	0,0	0,0
	1200	13	73	640	0:21	0,0	0,3	0,3
	1400	12	73	630	0:38	0,1	0,6	0,6
	1600	12	73	620	1:05	0,1	0,7	0,8
	1800	11	73	610	1:19	0,2	1,0	1,0
	2000	11	72	600	1:40	0,3	1,3	1,4
	2200	11	72	590	2:04	0,4	1,4	1,5
	2400	10	72	580	2:37	0,4	1,9	2,0
	2600	10	72	570	3:04	0,4	2,1	2,1
	2800	9	72	560	3:27	0,5	2,4	2,6
	3000	9	72	550	3:53	0,6	3,0	3,2
	3200	9	72	540	4:19	0,7	3,4	3,7
	3400	8	72	530	4:45	0,8	4,0	4,3
	3600	8	72	520	5:10	0,9	4,5	4,9
	3800	7	72	510	5:37	0,9	4,9	5,2
	4000	7	71	500	6:04	0,9	5,4	5,7
	4200	7	71	490	6:30	1,1	5,5	6,0
	4400	6	71	480	7:01	1,2	6,0	6,2
	4600	6	71	470	7:28	1,2	6,3	6,6
	4800	5	71	460	7:59	1,3	6,3	7,0
	5000	5	71	450	8:33	1,4	6,7	7,5
	5200	5	71	440	9:01	1,5	7,0	7,9
	5400	4	71	430	9:23	1,6	7,1	8,3
	5600	4	71	420	10:01	1,7	7,8	9,0
	5800	4	71	410	10:35	1,6	8,3	9,4
	6000	3	70	400	11:03	1,7	8,5	9,9
	6200	3	70	390	11:46	1,8	8,8	10,6
	6400	2	70	380	12:17	1,9	9,5	11,4
	6600	2	70	370	12:54	2,0	10,2	12,1
	6800	2	70	360	13:24	2,0	10,8	12,9
	7000	1	69	350	13:58	2,1	11,1	13,6
	7200	1	69	340	14:38	2,2	12,0	14,5
	7400	0	69	330	15:02	2,2	12,5	15,1
	7600	0	69	320	15:43	2,3	13,3	16,1
	7800	0	69	310	16:22	2,4	14,1	16,4
	8000	-1	69	300	16:47	2,6	14,3	17,2

Treći primjer prikazuje podatke za masu zrakoplova od 2100 lbs. Mjerenje je izvršeno na rutnom dijelu leta u povratku na aerodrom Lučko sa aerodroma u Banja Luci. Potrebna masa od 2100 lbs dobivena je nakon potrošenog goriva na ruti, sa 2 člana posade i dodatnim teretom od 24 lbs na mjestu stražnjeg putnika, preostalo gorivo iznosilo je 28 galona. Dijagram opterećenja za navedenu masu prikazan je slikom 14., a rezultati mjerenja tablicom 3.



SAMPLE LOADING PROBLEM	SAMPLE AIRPLANE		YOUR AIRPLANE	
	Weight (lbs.)	Moment (lb. -ins. /1000)	Weight (lbs.)	Moment (lb. - ins. /1000)
1. Basic Empty Weight (Use the data pertaining to your airplane as it is presently equipped. Includes unusable fuel and full oil)	1454	57.6	1528,9	60,6
2. Usable Fuel (At 6 Lbs./Gal.) Standard Tanks (40 Gal. Maximum)	240	11.5	168	8,0
Long Range Tanks (50 Gal. Maximum)				
3. Pilot and Front Passenger (Station 34 to 46)	340	12.6	380	14,1
4. Rear Passengers	170	12.4	24	1,75
5. * Baggage Area 1 or Passenger on Child's Seat (Station 82 to 108) 120 Lbs. Max.	96	9.1	0	0
6. * Baggage Area 2 (Station 108 to 142) 50 Lbs. Max				
7. TOTAL WEIGHT AND MOMENT	2300	103.2	2101	84,45

8. Locate this point (2300 at 103.2) on the Center of Gravity Moment Envelope, and since this point falls within the envelope, the loading is acceptable.

NOTE

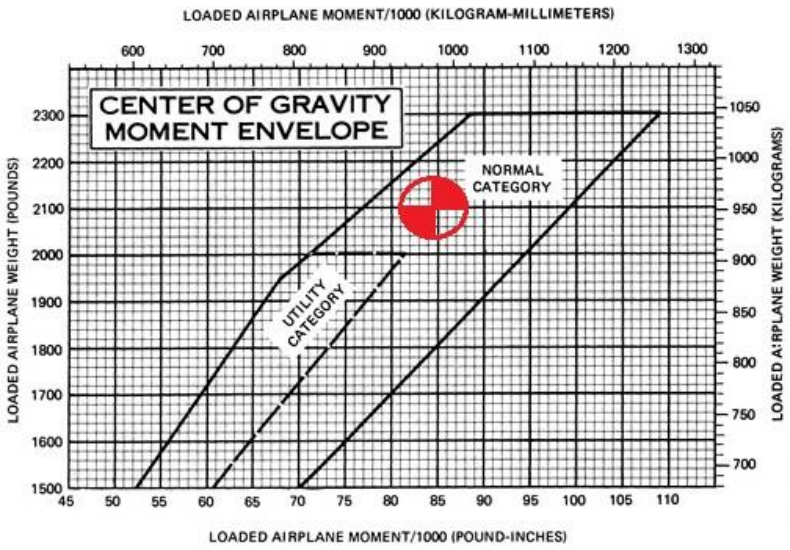
* The maximum allowable combined weight capacity for baggage areas 1 and 2 is 120 lbs.

CESSNA MODEL 172N

SECTION 6 WEIGHT & BALANCE/ EQUIPMENT LIST

6-9

Figure 6-5. Sample Loading Problem



CESSNA MODEL 172N

SECTION 6 WEIGHT & BALANCE/ EQUIPMENT LIST

6-11

Figure 6-7. Center of Gravity Moment Envelope

Slika 14. Dijagram i tablica opterećenja zrakoplova mase 2100 lbs

Tablica 3. Rezultati mjerenja za masu zrakoplova od 2100 lbs

TEŽINA	VISINA PO TLAKU	TEMP	BRZINA PENJANJA	BRZINA UZDIZANJA	MJEREĆI OD MORSKE RAZINE			
[LBS]	[FT]	[C]	[KIAS]	[FPM]	VRIJEME	POTROŠENO GORIVO	UDALJENOST	UDALJENOST
					[MIN]	[GALLONS]	[NAM]	[NGM]
	1000	13	73	820	0:00	0,0	0,0	0,0
	1200	13	73	810	0:13	0,0	0,2	0,3
	1400	12	73	800	0:27	0,2	0,3	0,5
	1600	12	73	790	0:42	0,2	0,5	0,7
	1800	11	73	780	0:58	0,3	0,8	1,1
	2000	11	72	770	1:14	0,4	1,0	1,3
	2200	11	72	760	1:30	0,5	1,6	2,1
	2400	10	72	750	1:45	0,5	1,9	2,4
	2600	10	72	740	2:04	0,5	2,2	2,8
	2800	9	72	730	2:23	0,6	2,8	3,6
	3000	9	72	720	2:41	0,7	3,1	3,9
	3200	9	72	710	3:00	0,8	3,7	4,7
	3400	8	72	700	3:19	0,8	4,0	5,0
	3600	8	72	690	3:41	0,8	4,3	5,4
	3800	7	72	680	3:59	0,9	4,9	6,2
	4000	7	71	670	4:19	1,0	5,2	6,7
	4200	7	71	660	4:37	1,1	5,3	6,9
2100	4400	6	71	650	5:01	1,1	5,8	7,5
	4600	6	71	640	5:26	1,2	5,9	7,7
	4800	5	71	630	5:53	1,2	6,6	8,6
	5000	5	71	620	6:19	1,3	6,8	8,9
	5200	5	71	610	6:47	1,4	7,1	9,4
	5400	4	71	600	7:14	1,5	7,5	10,1
	5600	4	71	590	7:41	1,6	8,0	10,8
	5800	4	71	580	8:09	1,6	8,5	11,5
	6000	3	70	570	8:45	1,7	8,7	12,1
	6200	3	70	560	9:14	1,7	9,2	12,7
	6400	2	70	550	9:55	1,8	9,6	13,3
	6600	2	70	540	10:20	1,8	9,8	13,6
	6800	2	70	530	11:06	1,9	10,2	14,2
	7000	1	69	520	11:44	2,0	11,0	15,4
	7200	1	69	510	12:24	2,0	11,5	16,1
	7400	0	69	500	13:14	2,1	12,2	17,1
	7600	0	69	490	13:56	2,1	12,3	17,3
	7800	0	69	480	14:48	2,2	13,0	18,3
	8000	-1	69	470	15:28	2,2	13,5	18,9

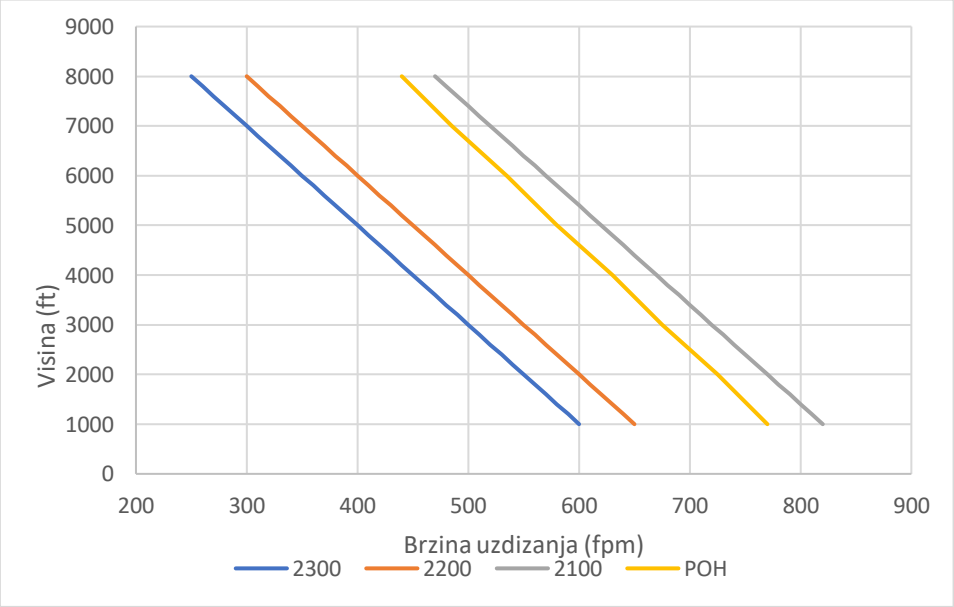
6. Analiza rezultata dobivenih eksperimentom

U ovom poglavlju analizirani su rezultati mjerenja za svaku od pojedinih masa. Na svim grafikonima u nastavku, plava krivulja odgovara masi od 2300 lbs, narančasta odgovara masi od 2200 lbs, siva odgovara masi zrakoplova od 2100 lbs, dok žuta odgovara vrijednostima iz pilotskog operativnog priručnika. Izmjerene vrijednosti uspoređene su s onima danim u pilotskom operativnom priručniku te su odnosi veličina prikazani tablicom 4.

Tablica 4. Odnos POH i izmjerenih vrijednosti

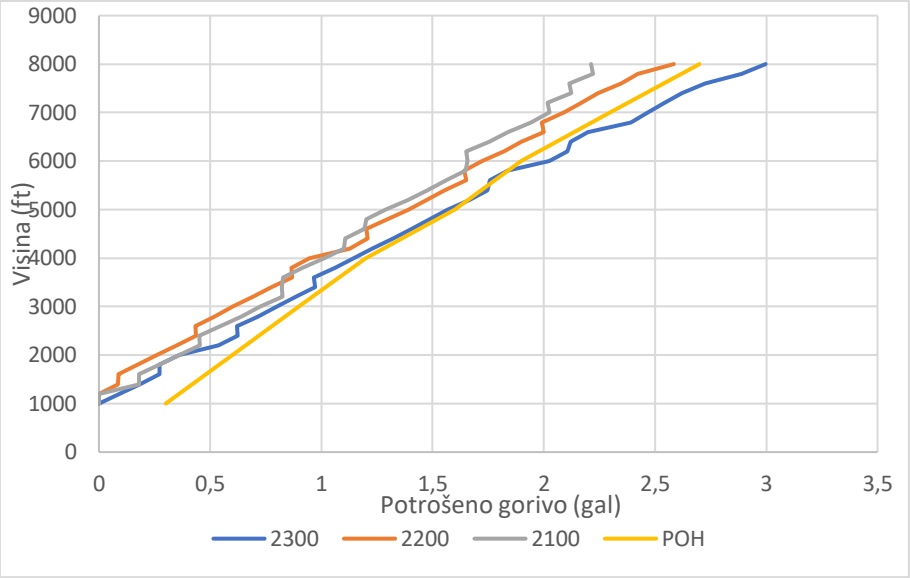
TEŽINA [LBS]	VRIJEME[MIN]	POTROŠENO GORIVO[Gal]	UDALJENOST [NAM]	RAZLIKA POH VRIJEDNOSTI I MJERENJA [%]		
POH (2300)	14	2,4	17	T	F	D
2300	20,2	3	22,8	44,28	25	34,11
2200	16,78	2,6	14,3	19,85	8,3	-15,88
2100	15,47	2,2	13,5	10,5	-8,3	-20,58

Na grafikonu 1. prikazana je ovisnost brzine uzdizanja o masi zrakoplova. Vidljivo je kako je brzina uzdizanja najveća za najmanju masu zrakoplova od 2100 lbs i iznosi 820 stopa u minuti, dok za ostale dvije mase razlike u brzini uzdizanja nisu toliko značajne.



Grafikon 1. Prikaz ovisnosti brzine uzdizanja o masi zrakoplova

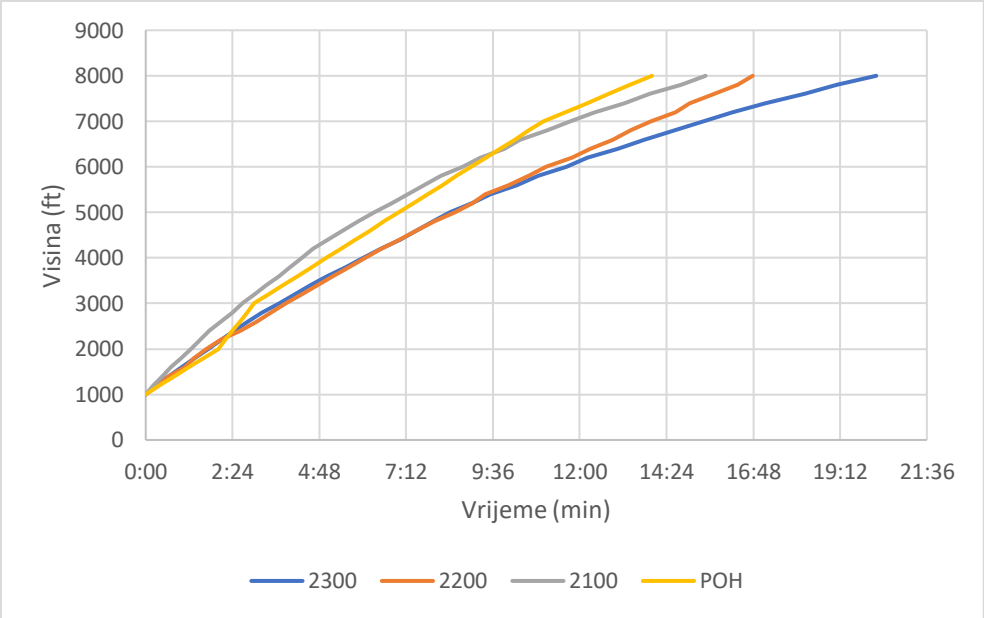
Grafikonom 2. prikazana je ovisnost potrošnje goriva u penjanju o masi zrakoplova. Potrošnja goriva na kraju penjanja najmanja je za masu zrakoplova od 2100 lbs te iznosi 2,2 galona što je za 8,3% manje od vrijednosti dane za masu u pilotskom operativnom priručniku. Najveća potrošnja goriva na kraju penjanja je za zrakoplov mase 2300 lbs te iznosi 3 galona što je 26 % više u odnosu na masu od 2100 lbs, a 13% u odnosu na 2200 lbs i 25% više u odnosu na POH (engl. Pilot's Operating Handbook).



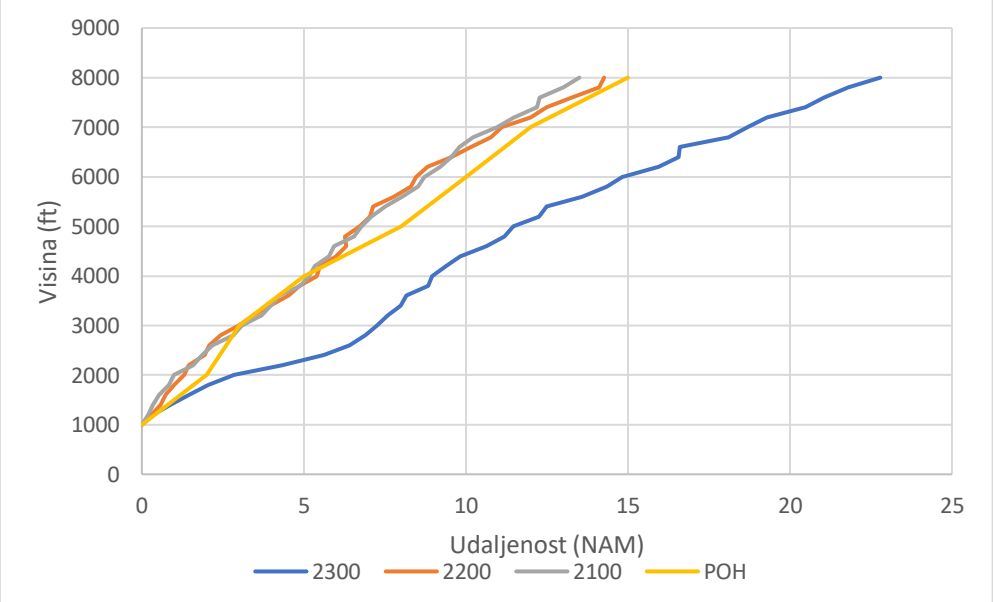
Grafikon 2. Prikaz ovisnosti potrošnje goriva u penjanju o masi zrakoplova

Na grafikonu 3. prikazana je ovisnost vremena penjanja o masi zrakoplova. Vidljivo je kako je vrijeme penjanja do visine 8000 stopa najkraće za masu zrakoplova od 2100 lbs i iznosi 15 minuta i 28 sekundi, dok je najduže za masu zrakoplova od 2300 lbs, a iznosi 20 minuta i 12 sekundi što je za 44,28% više u odnosu na vrijednost danu u pilotskom operativnom priručniku. Vrijeme penjanja za masu zrakoplova od 2200 lbs je za 8,5% duže u odnosu na masu od 2100 lbs, a 17% kraće u odnosi na masu od 2300 lbs i iznosi 16 minuta i 47 sekudi.

Grafikonom 4. prikazana je ovisnost prijeđene zračne udaljenosti u penjanju o masi zrakoplova. Udaljenost u penjanju najmanja je za zrakoplov mase 2100 lbs i iznosi 13,5 NAM što je za 6 % manje u odnosu na masu zrakoplova od 2200 lbs čija udaljenost u penjanju iznosi 14,5 NAM. Najveću zračnu udaljenost prešao je zrakoplov mase 2300 lbs, a iznosila je 22,8 NAM što je za 69% više u odnosu na zrakoplov mase 2100 lbs, 57% više u odnosu na zrakoplov mase 2200lbs i 34,11% više u odnosu na prijeđenu udaljenost prikazanu pilotskim operativnim priručnikom.



Grafikon 3. Prikaz ovisnosti vremena penjanja o masi zrakoplova



Grafikon 4. Prikaz ovisnosti prijeđene zračne udaljenosti o masi

7. Zaključak

U ovom radu fokusirali smo se na performanse u režimu penjanja gdje od samog polijetanja zrakoplov mora zadovoljiti sigurnosne uvijete nadvišavanja terena i prepreka dok prolazi kroz različite vremenske uvjete koji utječu na performanse. Utjecaj mase na performanse zrakoplova ne dovoljno je opisan u pilotskom operativnom priručniku zbog čega je ovaj eksperiment izveden.

Tijekom izvođenja eksperimenta bilo je potrebno zabilježiti velik broj parametara koji su dalje bili korigirani prema uputama pilotskog operativnog priručnika u svrhu prikazivanja stvarnih performansi. Eksperiment je započeo na visini od 1000 stopa gdje se osiguralo nadvišavanje prepreka. Utjecaj mase na performanse u penjanju pokazao je veliki značaj u mjerenim parametrima. Naime, smanjenjem mase zrakoplova poboljšavaju se performanse u penjanju, što je i očekivano. Penjanje manjom masom zrakoplova omogućava 26% manju potrošnju goriva, 23,4% kraće vrijeme penjanja, 69% kraću prijeđenu udaljenost, te 36,6% veću brzinu uzdizanja. Smanjivanje mase moguće je do sigurnosne granice definirane operativnim priručnikom. Važno je napomenuti da se u navedenim mjerenjima nisu prekršile sigurnosne mjere i ograničenja zrakoplova.

Vrijednosti masa prilikom školovanja najčešće se kreću oko navedene tri vrijednosti. Stoga, vrijednosti u tablici za najmanju masu najčešće bi koristili studenti na samostalnim letovima za proračun navigacijskih elemenata dok bi se ostale dvije koristile u raznim kombinacijama posade i preostalog goriva.

Literatura

[1] P. Kesić, Osnove Aerodinamike, Zagreb: Sveučilište u Zagrebu, Fakultet strojarstva i brodogradnje, 2003.

[2] Cessna, *Pilot's Operating Handbook, Cessna Skyhawk 172N, Registration 9A-DMB,* Revision 1; 2020 ur.

[3] D. Mandić, *Izračun performansi jednomotornog zrakoplova s propelerskim pogonom,* Zagreb: Fakultet prometnih znanosti, 2017.

[4] J. Instruments, *EDM-900 Primary TSO/STC,* 2011.

[5] D. Novak, »Izračun vremena penjanja, prijeđene udaljenosti u penjanju i potrošenog goriva,« u *Planiranje letenja i performanse 2*, Zagreb, Fakultet prometnih znanosti, 2015, pp. 15-18.

Popis slika

Slika 1. Grafički prikaz polare zrakoplova [1]
Slika 2. Tablica i dijagram opterećenja zrakoplova C172N [2]
Slika 3. Grafički prikaz povećanja induciranog otpora s povećanjem mase [3]
Slika 4. Prikaz zaslona instrumenta EDM 900 [4]
Slika 5. Shematski prikaz sila u režimu penjanja [3]
Slika 6. Shematski prikaz brzine uzdizanja [3]
Slika 7. Grafički prikaz viška potiska [3]
Slika 8. Grafički prikaz određivanja maksimalne brzine uzdizanja [3]
Slika 9. Hodograf penjanja [3]
Slika 10. Prikaz potrebne i raspoložive snage na apsolutnom plafonu leta [3]
Slika 11. Prikaz tablice potrebnog vremena, goriva i udaljenosti u penjanju zrakoplova C172N [2]
Slika 12. Dijagram i tablica opterećenja zrakoplova mase 2300 lbs
Slika 13. Dijagram i tablica opterećenja zrakoplova mase 2200 lbs
Slika 14. Dijagram i tablica opterećenja zrakoplova mase 2100 lbs

Popis tablica

Tablica 1. Rezultati mjerenja za masu zrakoplova od 2300 lbs 19
Tablica 2. Rezultati mjerenja za masu zrakoplova od 2200 lbs 21
Tablica 3. Rezultati mjerenja za masu zrakoplova od 2100 lbs 23
Tablica 4. Odnos POH i izmjerenih vrijednostiPogreška! Knjižna oznaka nije definirana.

Popis grafikona

Grafikon 1. Prikaz ovisnosti brzine uzdizanja o masi zrakoplova..... 24
Grafikon 2. Prikaz ovisnosti potrošnje goriva u penjanju o masi zrakoplova .. 25
Grafikon 3. Prikaz ovisnosti vremena penjanja o masi zrakoplova..... 26
Grafikon 4. Prikaz ovisnosti prijeđene zračne udaljenosti o masi..... 26

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 **Utjecaj mase jednomotornog klipnog zrakoplova na performanse u režimu penjanja**

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

U Zagrebu, 5.9.2020

Student/ica:

Vitek Ivan

(potpis)