

Određivanje utjecaja vanjske temperature na performanse zrakoplovnog klipnog motora u eksploataciji

Šprajc, Leon

Undergraduate thesis / Završni rad

2021

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://um.nsk.hr/um:nbn:hr:119:535357>

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

Download date / Datum preuzimanja: **2024-08-02**



Repository / Repozitorij:

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



**SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI**

Leon Šprajc

**ODREĐIVANJE UTJECAJA VANJSKE TEMPERATURE NA
PERFORMANSE ZRAKOPLOVNOG KLIPNOG MOTORA U
EKSPLOATACIJI**

ZAVRŠNI RAD

Zagreb, 2021.

Zagreb, 8. rujna 2021.

Zavod: **Zavod za aeronautiku**
Predmet: **Zrakoplovni pogonski sustavi I**

ZAVRŠNI ZADATAK br. 6382

Pristupnik: **Leon Šprajc (0135245823)**
Studij: **Aeronautika**
Smjer: **Pilot**
Usmjerenje: **Civilni pilot**

Zadatak: **Određivanje utjecaja vanjske temperature na performanse zrakoplovnog klipnog motora u eksploataciji**

Opis zadatka:

U radu je potrebno objasniti kako vanjska temperatura zraka utječe na performanse zrakoplovnog klipnog motora. Prethodno je potrebno dati opis motora, njegovih sustava te načine praćenja parametara rada motora u letu. Za potvrđivanje utjecaja vanjske temperature na performanse motora potrebno je analizirati podatke snimljene tijekom leta zrakoplova te pomoću njih odrediti performanse. Na kraju je potrebno usporediti performanse u letu s performansama određenim na temelju dijagrama i tablica prikazanih u priručniku za letenje zrakoplovom, u uvjetima standardne temperature i temperature različite od standardne.

Mentor:

Predsjednik povjerenstva za
završni ispit:

izv. prof. dr. sc. Anita Domitrović

Sveučilište u Zagrebu
Fakultet prometnih znanosti

ZAVRŠNI RAD

**ODREĐIVANJE UTJECAJA VANJSKE TEMPERATURE NA
PERFORMANSE ZRAKOPLOVNOG KLIPNOG MOTORA U
EKSPLOATACIJI**

**DETERMINING THE INFLUENCE OF OUTSIDE AIR TEMPERATURE
ON THE PERFORMANCE OF AN AIRCRAFT PISTON ENGINE IN
OPERATION**

Mentor: izv. prof. dr. sc. Anita Domitrović

Student: Leon Šprajc
JMBAG: 0135245823

Zagreb, rujan 2021.

ODREĐIVANJE UTJECAJA VANJSKE TEMPERATURE NA PERFORMANSE ZRAKOPLOVNOG KLIPNOG MOTORA U EKSPLOATACIJI

SAŽETAK

Vanjska temperatura zraka koja se razlikuje od standardne ima značajan efekt na performanse zrakoplovnog motora u eksploataciji. Kada je temperatura zraka na određenoj visini veća od standardne, performanse motora su slabije, suprotno tome kada je temperatura zraka niža od standardne, performanse motora su bolje. Stoga je u ovom radu prikazan utjecaj temperature na performanse motora od strane proizvođača samog motora te pomoću podataka snimljenih u zraku.

KLJUČNE RIJEČI: temperatura zraka, performanse, zrakoplovni klipni motor, EDM-900

SUMMARY

Outside air temperature that differs from the standard has a significant effect on the performance of the aircraft engine in operation. When the air temperature at a certain altitude is higher than standard, the engine performance is lower, in contrast when the air temperature is lower than standard, the engine performance is better. Therefore, this paper presents the influence of temperature on engine performance by the engine manufacturer himself using data recorded in the air.

KEYWORDS: air temperature, performance, aircraft piston engine, EDM-900

Sadržaj

1. Uvod	1
2. Tehničko-eksploatacijske karakteristike zrakoplovnih motora	2
2.1. Povijesni razvoj zrakoplovnih klipnih motora	2
2.2. Načelo rada zrakoplovnog klipnog motora	2
2.3. Podjela klipnih motora	3
2.4. Tehničko-eksploatacijske karakteristike zrakoplova C172N registracijske oznake 9A-DMB	4
2.4.1. Općenito o zrakoplovu Cessna 172	4
2.4.2. Tehničke karakteristike C172N - 9A-DMB	5
2.4.3. Pogonska skupina C172 – 9A-DMB.....	5
2.4.4. Performanse C172 – 9A-DMB	6
3. Princip hlađenja motora	7
3.1. Sustav za hlađenje zrakom	7
3.2. Sustav za hlađenje tekućinom	8
4. Motorski instrumenti za praćenje rada motora.....	10
5. Performanse motora.....	11
5.1. Visina po tlaku zraka	11
5.2. Visina po gustoći	12
5.3. Visinska karakteristika	13
5.4. Karakteristika motora.....	16
6. Utjecaj temperature na performanse motora pomoću podataka snimljenih u letu ..	23
6.1. Let 10. kolovoza 2021.	25
6.2. Let 26. kolovoza 2021.	26
6.3. Usporedba performansi motora na let 10. kolovoza i let 26. kolovoza 2021.....	27
7. Zaključak	30
Literatura	31

Popis kratica	33
Popis slika	34
Popis tablica	35
Popis grafikona.....	36

1. Uvod

Performanse zrakoplovnog motora su ključne za zrakoplov u eksploataciji i o njima ovise performanse zrakoplova. Utjecaj atmosferskih uvjeta značajno utječe na performanse motora. Povećanje temperature zraka rezultira smanjenjem gustoće zraka, suprotno tome smanjenje temperature povećava gustoću zraka, stoga gustoća zraka direktno ovisi o temperaturi, što vrijedi samo za isti tlak. Letačka posada mora biti svjesna i uzeti u obzir aktualne atmosferske uvjete kako bi ostvarili sigurnu i efikasnu operaciju zrakoplova.

Rad je podijeljen u 7 poglavlja. Nakon uvoda, u ovom radu analiziraju se tehničko-eksploatacijske karakteristike općenito zrakoplovnih motora, povijesni razvoj, načelo rada klipnog motora te zatim tehničko-eksploatacijske karakteristike zrakoplova koji će se koristiti za analizu podataka. U trećem poglavlju su opisani načini hlađenja motora koji se mogu koristiti u zrakoplovu. U četvrtom poglavlju su prikazani motorski instrumenti za praćenje rada motora koji su bitni za analizu podataka. U petom poglavlju opisan je sam utjecaj atmosferskih uvjeta na performanse motora te visinska karakteristika i karakteristika motora Lycoming O-320 H serije. U šestom poglavlju je prikazan grafički utjecaj temperature na performanse motora pomoću podataka snimljenih u letu i njihova usporedba. U posljednjem, sedmom poglavlju iznosi se zaključak rada temeljen na analizi podataka snimljenih tijekom letova.

2. Tehničko-eksploatacijske karakteristike zrakoplovnih motora

Zrakoplovni klipni motor je motor s unutarnjim izgaranjem koji pretvara toplinsku energiju u mehanički rad. Klipni motor zrakoplova radi na istim principima kao i motori koji se nalaze u većini cestovnih vozila. Međutim, modifikacije poput dvostrukog paljenja, radi povećanja redundancije i sigurnosti te zračnog ili tekućeg hlađenja radi smanjenja mase motora ugrađene su u motore dizajnirane za zrakoplovnu uporabu. Klipni motori u zrakoplovima najčešće koriste benzinsko gorivo (avionski i motorni benzin), a rjeđe se koriste diesel motori, na primjer u lakim¹ zrakoplovima [1].

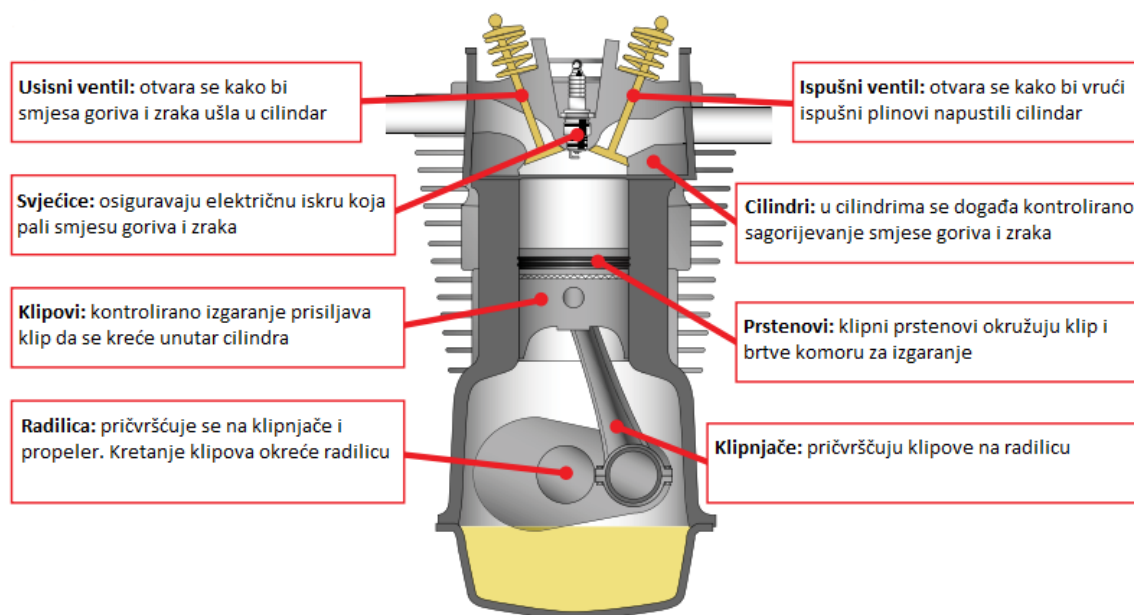
2.1. Povijesni razvoj zrakoplovnih klipnih motora

Klipnim motorom za pogon aviona prvi put se koristilo 17. prosinca 1903., kada su braća Wright obavila prvi let. Taj su motor konstruirali i izradili braća Wright i njihov mehaničar Charles Taylor prema uzoru na tadašnje automobilske motore. Nakon toga klipni motori su se sve češće primjenjivali za pogon zrakoplova. Intenzivno se radilo na njegovu razvoju imajući pri tome na umu specifičnosti pogona zrakoplova. Tijekom Drugoga svjetskog rata zlatno je razdoblje razvoja i primjene zrakoplovnih klipnih motora. Pojavom mlaznih i elisno-mlaznih motora poslije Drugoga svjetskog rata, klipni se motori upotrebljavaju samo kao pogonski sustavi manjih zrakoplova sa snagama do oko 400 kW. Najviše prevladavaju bokser Ottovi motori hlađeni zrakom s četiri do šest cilindara [2].

2.2. Načelo rada zrakoplovnog klipnog motora

Klip, klipnjača i koljenasto vratilo čine glavni motorni mehanizam koji pravocrtno gibanje klipa pretvara u rotacijsko gibanje koljenastog vratila. Klip se giba između dviju karakterističnih točaka, tj. Između gornje – GMT i donje mrtve točke – DMT. Prijedeni put klipa između GMT i DMT zove se hod klipa – H. Pomicanje klipa između GMT i DMT zove se takt [2].

¹ Maksimalna masa pri polijetanju (Maximum take-off mass, MTOM) ne prelazi 5700 kg



Slika 1. Glavni dijelovi klipnog motora, [3]

Radni ciklus četverotaktnog klipnog motora obavi se za dva okretaja koljenastog vratila, odnosno kroz četiri radna takta. Za jedan okretaj koljenastog vratila obaviti će se dva takta. Na slici 1 prikazani su glavni dijelovi klipnog motora.

2.3. Podjela klipnih motora

Klipni se motori mogu podijeliti prema više kriterija. Ovdje se navode osnovne podjele.

Podjela prema načinu paljenja smjese [2]:

- a. Ottovi motori i
- b. Dieselovi motori.

Kod Ottovih se motora smjesa goriva i zraka priprema ispred cilindra, a pali se svjećicom u taktu kompresije. Kod Dieselovih motora usisava se čisti zrak i sabija u taktu kompresije. Gorivo se zatim ubrizgava i samozapaljuje. Zrakoplovni motori su najčešće Ottovi motori [2].

Podjela prema taktosti [2]:

- a. četverotaktni i
- b. dvotaktni.

Zrakoplovni motori su najčešće četverotaktni, osim u slučajevima primjene na ultralakim letjelicama ili maketama gdje mogu biti dvotaktni.

Podjela prema načinu hlađenja motora [2]:

- a. motori hlađeni tekućinom i
- b. motori hlađeni zrakom.

Zrakoplovni klipni motori najčešće su hlađeni zrakom, a postoje izvedbe gdje se koristi kombinacija tekućina-zrak, takav primjer je Katana DV20.

Podjela Ottovih motora prema vrsti sustava za napajanje gorivom [2]:

- a. u rasplinjaču (karburatoru)
- b. ubrizgavanje goriva ispred usisnog ventila.

Prema broju cilindara motori mogu biti jednocilindrični i višecilindrični. Zrakoplovni se klipni motori najčešće izvode kao četverocilindrični i šestercilindrični [2].

Najčešće izvedbe su [2]:

- a. redni (*engl. In-line Engine*)
- b. V-izvedba (*engl. V-Type Engine*)
- c. bokser (*engl. Opposed Engine*)
- d. zvjezdasti ili radijalni (*engl. Radial engine*).

2.4. Tehničko-eksploatacijske karakteristike zrakoplova C172N registracijske oznake 9A-DMB

U ovom poglavlju opisuje se Cessna 172N, registarskih oznaka 9A-DMB koja je u vlasništvu Fakulteta prometnih znanosti, godine proizvodnje 1977, serijskog broja 17269959 [4] s obzirom na činjenicu da se upravo taj zrakoplov koristio za određivanje utjecaja vanjske temperature na performanse motora.

2.4.1. Općenito o zrakoplovu Cessna 172

Cessna 172 je četverosjedni jednomotorni zrakoplov te visokokrilac s fiksnim krilima koji proizvodi tvrtka Cessna Aircraft Company. Mjereno dugovječnošću i popularnošću, Cessna 172 je najuspješniji zrakoplov u povijesti. Od početka njihove proizvodnje 1956. godine do danas u svijetu je isporučeno oko 43000 zrakoplova što ih čini najbrojnijim od svih drugih zrakoplova.

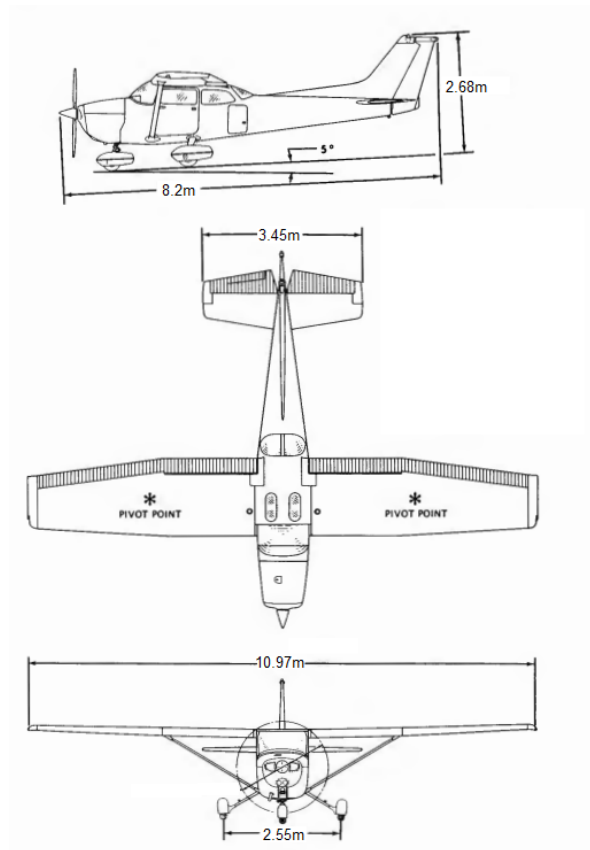
2.4.2. Tehničke karakteristike C172N - 9A-DMB

Dimenzije Cessne 172, registracijske oznake 9A-DMB prikazane su u tablici 1 i na slici 2 [4].

Tablica 1. Dimenzije C172N

Duljina zrakoplova	8,2 m
Raspon krila	10,97 m
Površina krila	16,17m
Razmak između glavnih kotača	2,55 m
Razmak između nosnog kotača i glavnog podvozja	1,65 m
Visina vertikalnog stabilizatora ²	2,68 m
Širina horizontalnog stabilizatora	3,45 m

Izvor: [4]



Slika 2. Dimenzije zrakoplova C172N, [4]

2.4.3. Pogonska skupina C172 – 9A-DMB

Pogonski sustav klipnog motora čini jedan od najvažnijih dijelova zrakoplova. Podaci o pogonskom sustavu ovog zrakoplova prikazani su u tablici 2.

² Visina je propisana kada je nosni kotač maksimalno stlačen što odgovara kutu od 5 stupnjeva između nosnog kotača i glavnog podvozja

Tablica 2. Podaci o pogonskom sustavu zrakoplova C172N

Proizvođač motora	Avco Lycoming O-320-H2AD
Broj takta	Četverotaktni Ottov motor
Izvedba motora	Četverocilindrični bokser motor
Napajanje goriva	Pomoću rasplinjača
Hlađenje	Zračno
Elisa	Proizvođača McCauley Accessory Division, 2-elisno, fiksnog koraka
Ulje	Kapaciteta 5,68 l

Izvor: [4]

2.4.4. Performanse C172 – 9A-DMB

Performanse motora zrakoplova prikazane su kako bi se znalo što se može očekivati od zrakoplova u različitim uvjetima, kao i pojednostaviti planiranje letova. Performanse zrakoplova C172 prikazane su u tablici 3.

Tablica 3. Performanse C172

Snaga motora	160 BHP (<i>Brake Horse Power</i>)
Maksimalna masa polijetanja/slijetanja	2300 lb u normalnoj kategoriji te 2000 lb za utility kategoriju
Maksimalna visina	14 200ft
Brzina krstarenja	100 KIAS
Potrošnja goriva	Prosječno 8 gal/h
Dolet	470 NM na srednjoj razini mora sa 75% snage
Istrajnost	4,16 sati na srednjoj razini mora sa 75% snage

Izvor: [4]

3. Princip hlađenja motora

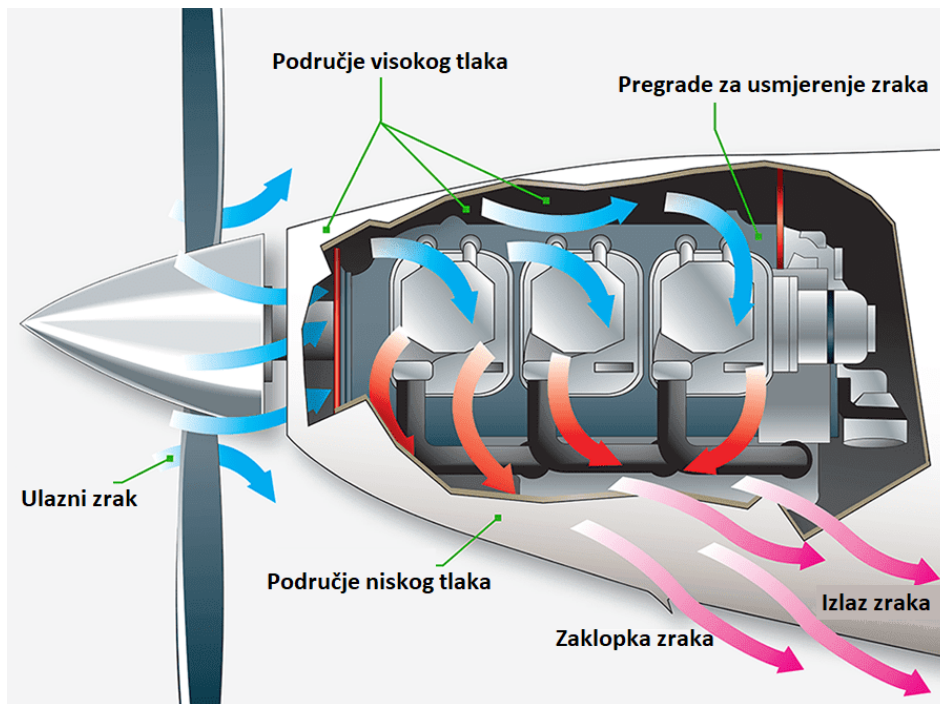
Izgaranje smjese u cilindrima proizvodi jaku toplinu koja se odvodi kroz ispušni sustav. Međutim, veliki dio preostale topline mora se odvoditi kako bi se spriječilo pregrijavanje motora. Inače, visoke temperature motora mogu dovesti do gubitka snage, prekomjerne potrošnje ulja, detonacije i ozbiljnih oštećenja motora. Iako je sustav ulja presudan za unutarnje hlađenje motora, dodatni način hlađenja potreban je za vanjsku površinu motora. Većina malih zrakoplova hladi se zrakom, iako se neki hlade tekućinom ili kombinacijom ta dva načina [5].

3.1. Sustav za hlađenje zrakom

Vanjski zrak ulazi u motorni prostor kroz ulaz iza glavčine elise. Pregrade ga usmjeravaju na najtoplije dijelove motora, prvenstveno cilindre, koji imaju rebra i time povećavaju površinu izloženu strujanju zraka. Zračni sustav hlađenja manje je učinkovit tijekom zemaljskih operacija, uzlijetanja, slijetanja i drugih razdoblja rada velike snage i male brzine jer nema opstrujavanja dodatnog zraka od okolnog zraka [6].

Nadzor hlađenja motora pilotu omogućava instrument temperature glave cilindra CHT (*engl. Cylinder Head Temperature*) [5]. Ovaj je instrument kalibriran u stupnjevima Celzijusa ili Fahrenheita i obično je u boji kodiran zelenim lukom koji označava normalno radno područje. Crvena linija na instrumentu označava najveću dopuštenu temperaturu glave cilindra.

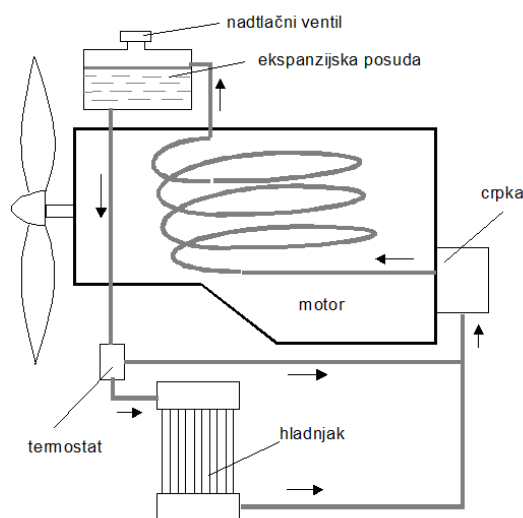
Da bi se izbjegle prekomjerne temperature glave cilindra, treba povećati brzinu zrakoplova, obogatiti smjesu gorivo-zrak i/ili smanjiti snagu. Bilo koji od ovih postupaka pomaže smanjiti temperaturu motora. Na zrakoplovima opremljenim zaklopkama zraka mogu se koristiti različiti položaji poklopca za kontrolu temperature glave cilindra. Ako je temperatura motora niska, poklopci poklopca mogu se zatvoriti, čime se ograničava protok ispuha vrućeg zraka i povećava se temperatura motora. Ako je pak temperatura motora visoka, zaklopke zraka mogu se otvoriti kako bi se omogućio veći protok zraka kroz sustav, čime se smanjuje temperatura motora [5]. Protok zraka kroz motor je prikazan na slici 3.



Slika 3. Protok zraka kroz motor za hlađenje, [7]

3.2. Sustav za hlađenje tekućinom

Kod ovih sustava tekućina preuzima toplinu, tj. hladi cilindar i glavu, a preuzeta se toplina u hladnjaku predaje okolini, odnosno zraku. Za osiguravanje cirkulacije tekućine kroz motor rabi se crpka za tekućinu koju pogoni motor [2].



Slika 4. Princip hlađenja motora tekućinom, [2]

Za cirkulaciju zraka preko hladnjaka uglavnom se koristi brzinom leta zrakoplova i elisnim potiskivanjem zraka, a hlađenja se regulira termostatom. Ako je temperatura rashladne tekućine manja od radne temperature, termostat omogućava zaobilazanje protoka kroz hladnjak [2], hlađenje motora tekućinom prikazano je na slici 4.

4. Motorski instrumenti za praćenje rada motora

U ovom poglavlju će se ukratko objasniti princip rada instrumenta potrebnog za praćenje rada zrakoplovnog motora. Navedeni zrakoplov koji će se koristiti u radu koristi EDM-900 (*engl. Engine Data Management*) od kompanije J.P. Instruments gdje je većina motorskih instrumenata sastavljena u jednu cjelinu u zrakoplovu kako bi se lakše mogli pratiti. Izgled instrumenta EDM-900 prikazan je na slici 5.

Instrumenti motora pružaju pilotu informacije o stanju motora i njegovim performansama tijekom leta. Ove su informacije također potrebne da bi motor radio u navedenim radnim granicama, odnosno, kako bi ostao pouzdan tijekom svog vijeka trajanja.

Neki od uobičajenih instrumenata koji se nalaze na EDM-u zrakoplova su: broj okretaja, mjeraci tlaka i temperature ulja, temperatura glave cilindra, temperatura ispušnih plinova te mjeraci razine goriva i protoka.



Slika 5. Instrument EDM-900, [8]

Precizno nadgledanje motora vrlo je važno kako bi se motor održavao u granicama kako bi se osigurao siguran let. Broj okretaja motora te tlak i temperatura ulja trebaju biti unutar dopuštenih ograničenja [8].

5. Performanse motora

Performanse zrakoplovnog motora pokazuju eksploatacijska svojstva motora u određenim uvjetima rada [2]. Primarni čimbenici na koje najviše utječu performanse motora su udaljenost uzlijetanja i slijetanja, brzina penjanja, maksimalna visina leta, nosivost, dolet, brzina, upravljivost, stabilnost i ušteda goriva [9]. Za zrakoplovne motore važno je znati vrijednosti efektivnih pokazatelja motora pri radu na određenoj visini jer je atmosfera promjenjivog karaktera pa hladnija ili toplija atmosfera od standardne utječu na performanse zrakoplova.

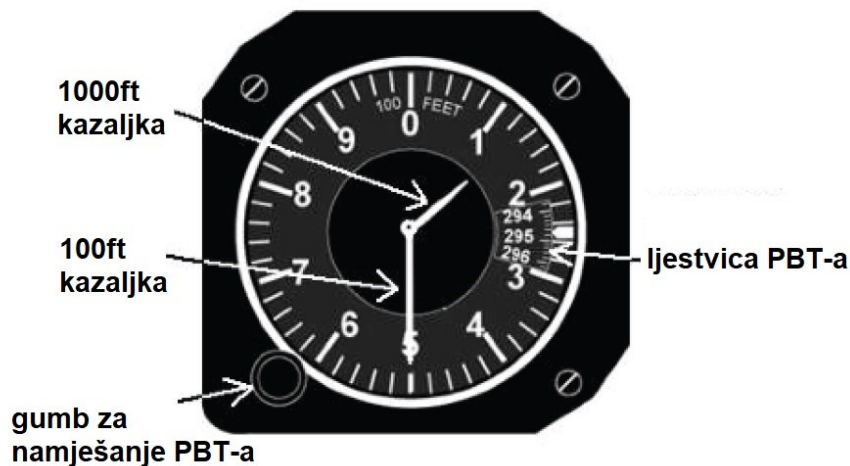
5.1. Visina po tlaku zraka

Visina leta se dobiva tako što se mjeri statički tlak na visini leta. Podatak o statičkom tlaku dobiva se iz statičkoga otvora koji se nalazi na trupu zrakoplova. Statički otvor dio je pitot-statičkoga mjernog sustava. Visina po tlaku (*engl. Pressure Altitude - PA*) zraka je visina koja je prikazana na osjetljivom barometarskom visinomjeru (OBV) kada je početni barometarski tlak (PBT) namješten postavkom tlaka od 29,92 inHg ili 1013,25 hPa. Mehanički visinomjer prikazan je na slici 6. Radi nadopune visine po tlaku zraka, treba definirati i visinu na kojoj se nalazi aerodrom. Aerodrom se može prikazati kao točke na površini Zemlje koja ima određenu razliku u visini u odnosu na srednju razinu mora. Ta razlika je nadmorska visina (*engl. elevation*) [10]. Visina po tlaku zraka se može izračunati jednadžbom (1) [11].

$$PA = (\text{standardni tlak} - \text{trenutna postavka tlaka}) \cdot 1000 + \text{nadmorska visina} \quad (1)$$

Pri čemu je:

- *PA* – visina po tlaku [ft]
- *standardni tlak* – 29,92 inHg ili 1013,25 hPa
- *elevacija* – nadmorska visina [ft].



Slika 6. Mehanički OBV, [12]

5.2. Visina po gustoći

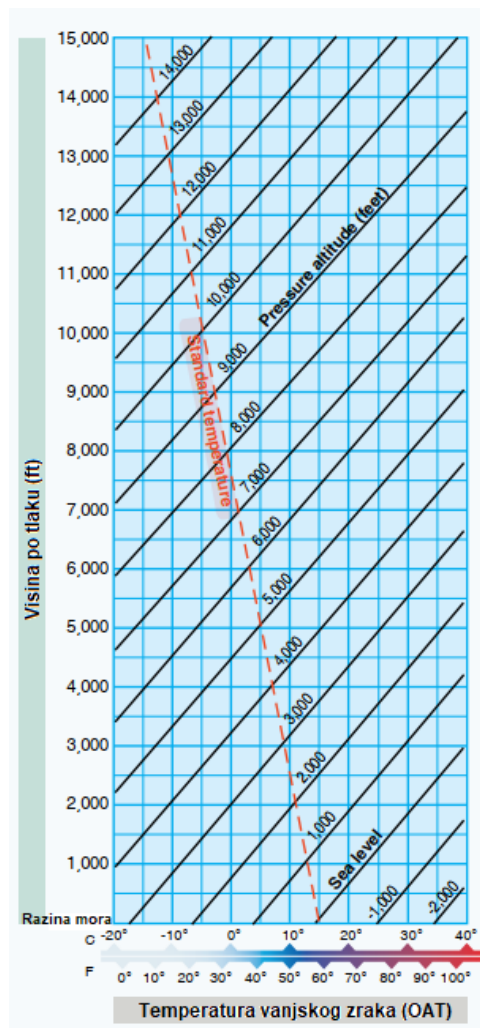
Kako se tlak i temperatura neprestano mijenjaju, odnosno gotovo nikad ne odgovaraju standardnim vrijednostima, tako se podaci o performansama motora uobičajeno prikazuju za visinu prema gustoći, drugim riječima, to je visina koja odgovara nekom tlaku zraka. [10]. Visina po gustoći prikazana je jednadžbom (2).

$$DA = PA + [120 \cdot (OAT - ISA Temp)] \quad (2)$$

pri čemu je:

- DA – visina po gustoći [ft]
- OAT – aktualna temperatura vanjskog zraka na visini leta [°C]
- $ISA Temp$ – standardna temperatura zraka na visini leta [°C].

S povećanjem gustoće zraka (manja visina), performanse zrakoplova se povećavaju. Nasuprot tome, kako se gustoća zraka smanjuje (veća visina), performanse motora lošije su u odnosu na performanse u standardnim uvjetima. Bez obzira na stvarnu nadmorsku visinu na kojoj zrakoplov leti, radit će kao da je na nadmorskoj visini jednakoj postojećoj visini gustoće. Na gustoću zraka utječu promjene visine, temperature i vlažnosti. Uvjeti koji su rezultat visoke DA su visoke nadmorske visine, niski atmosferski tlak, visoke temperature, visoka vlažnost zraka, ili neka kombinacija ovih faktora. Niže elevacije, visoki atmosferski tlak, niske temperature i niska vlaga više ukazuju na niske nadmorske visine [9]. Učinak visine prema gustoći s obzirom na standardu atmosferu zraka može se prikazati grafički na slici 7.



Slika 7. Grafički način određivanja visine prema gustoći zraka, [9]

5.3. Visinska karakteristika

Kako je u prijašnjim poglavljima objašnjeno zašto i na koji način atmosferski uvjeti mogu utjecati na performanse zrakoplova, važno je znati vrijednost efektivnih pokazatelja motora pri radu na određenoj visini.

Za jednaku brzinu vrtnje n i jednako bogatstvo smjese λ jednadžbom (1) se može prikazati utjecaj snage motora na visinu [2].

$$P_e = \frac{H_f}{A_0} \frac{\eta_i}{\lambda} \rho_0 \cdot \eta_v \cdot \eta_m \cdot n \quad (3)$$

pri čemu je:

- P_e – snaga motora
- H_f – razvijena toplina smjese
- A_0 - stehiometrijska količina zraka
- η_i – indikatorski stupanj iskoristivosti
- λ – bogatstvo smjese
- ρ_0 – gustoća zraka na razini mora [kg/m^3]
- η_v – stupanj punjenja
- η_m – stupanj mehaničke iskoristivosti
- n – brzina vrtnje motora [1/s].

Budući da se gustoća zraka smanjuje s visinom, snaga će padati s visinom.

Stupanj mehaničke iskoristivosti je prema definiciji:

$$\eta_m = 1 - \frac{\bar{p}_m}{\bar{p}_i} \quad (4)$$

pri čemu je:

- \bar{p}_m – prosječni tlak mehaničkih gubitaka
- \bar{p}_i - prosječni indikatorski tlak.

S povećanjem visine za istu brzinu vrtnje, prosječni tlak mehaničkih gubitaka se ne mijenja. Prosječni indikatorski tlak se smanjuje s povećanjem visine, pa će se zbog toga stupanj mehaničke iskoristivosti smanjivati.

Specifična efektivna potrošnja goriva se povećava s visinom zato što indicirana potrošnja \dot{m}_{si} ($bsfc_i$) približno ostaje jednaka (za jednak sastav smjese), a smanjuje se stupanj mehaničke iskoristivosti [2].

$$\dot{m}_s (bsfc) = \frac{\dot{m}_{si}}{\eta_m} \quad (5)$$

pri čemu je:

- \dot{m}_s ($bsfc$) – specifična potrošnja goriva
- \dot{m}_{si} – indicirana potrošnja
- η_m – stupanj mehaničke iskoristivosti.

Ostali čimbenici su ili nepromjenjivi (A_0, H_f) ili nemaju znatan utjecaj na promjenu snage pri povećanju visine leta [2].

Približna formula za izračunavanje snage P_h na visini h u odnosu prema snazi motora na razini mora P_0 glasi:

$$P_h = P_0 \left(1.11 \frac{p}{p_0} \sqrt{\frac{T_0}{T}} - 0.11 \right) = P_0 \cdot C_h \quad (6)$$

pri čemu je:

- P_0 - tlak zraka na razini mora [Pa]
- ρ_0 – gustoća zraka na razini mora [kg/m³]
- ρ – gustoća zraka na visini leta h [kg/m³]
- T_0 – temperatura zraka na razini mora [°C]
- T – temperatura zraka na visini leta h [°C].

Kao prva aproksimacija može se računati da vrijedi:

$$P_h = P_0 \frac{\rho}{\rho_0} \quad (7)$$

pri čemu je:

- P_0, ρ_0 – tlak, gustoća zraka na razini mora
- ρ – gustoća na visini leta h .

Vrijednosti C_h za standardne uvjete tlaka i temperature na visini h prikazane su u tablici 4.

Tablica 4. Vrijednosti C_h za standardne uvjete tlaka i temperature na visini h

h, m	0	1000	2000	3000	4000	5000	6000	7000	8000	9000	10000
C_h	1,000	0,885	0,782	0,687	0,600	0,521	0,448	0,383	0,322	0,269	0,223

Izvor: [2]

Iz tablice se vidi da će na visini od 5000 m snaga motora biti oko 50% od snage na razini mora.

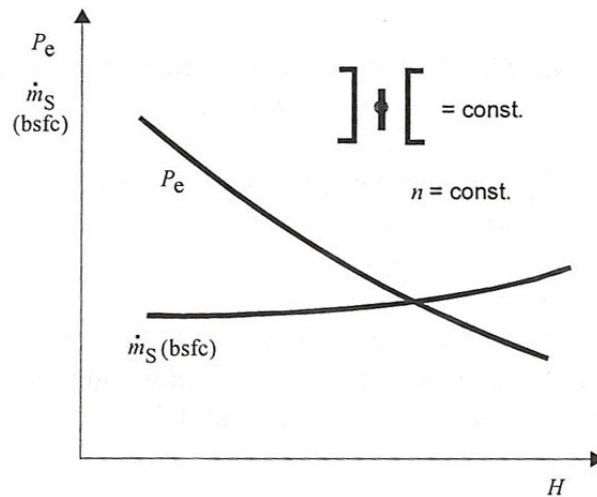
Promjena snage s visinom daje se za visinu po tlaku (*engl. Pressure Altitude*) i za standardnu temperaturu na toj visini. Ako je aktualna temperatura na visini leta različita od standardne, tada vrijedi sljedeća korekcija za snagu motora.

$$P = P_s \sqrt{\frac{T_s}{T}} \quad (7)$$

pri čemu je:

- P – stvarna snaga na visini h [hp]
- P_s – snaga na visini h za standardne uvjete tlaka i temperature [hp]
- T_s – standardna temperatura na visini h [°C]
- T – aktualna (izmjerena) temperatura na visini h [°C].

Na slici 12 se može vidjeti kako visina utječe na snagu motora i specifičnu efektivnu potrošnju.

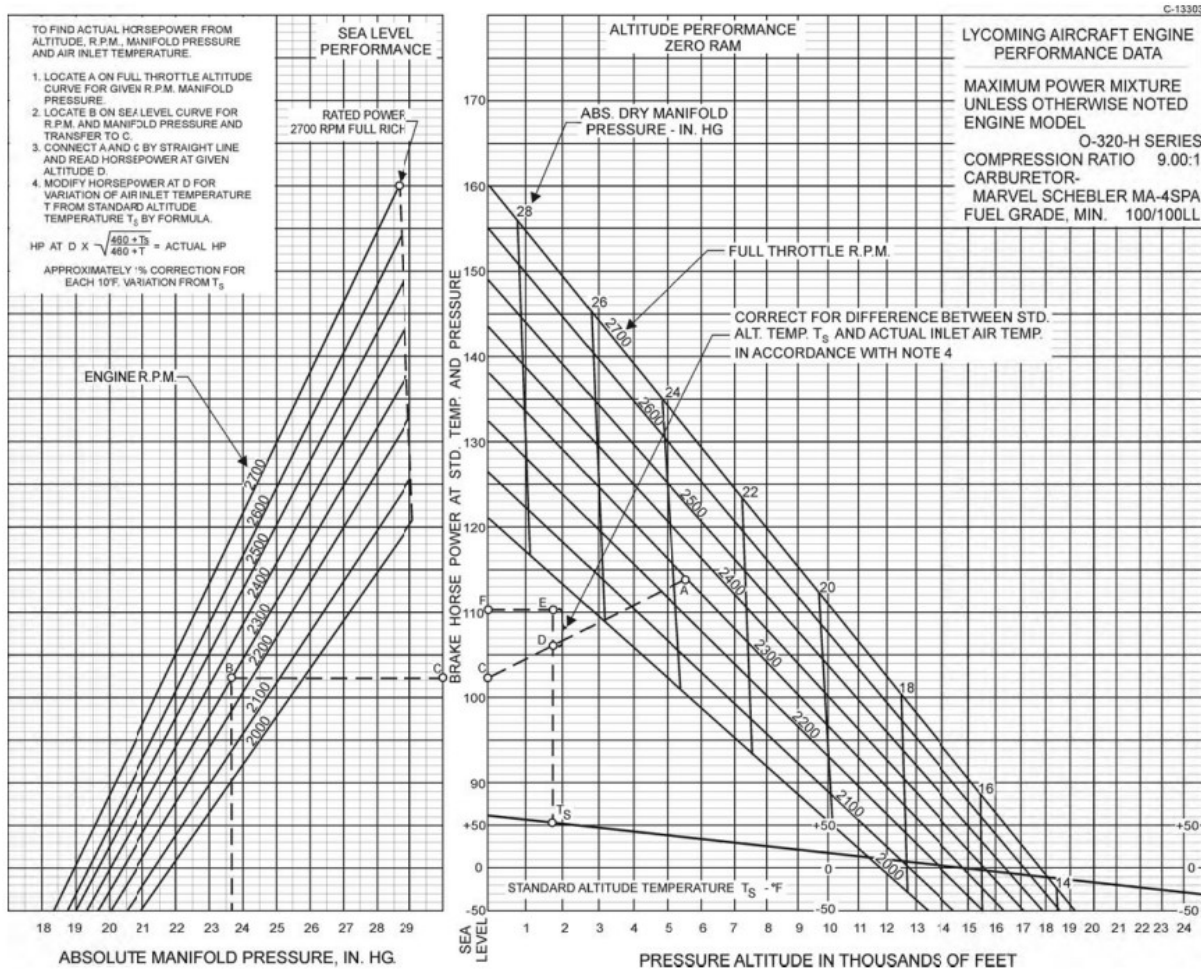


Slika 8. Visinska karakteristika motora, [2]

5.4. Karakteristika motora

Prema propisima za homologaciju zrakoplovnih motora, navedene se karakteristike obvezno prikazuju u priručnicima određenog tipa motora (Operator's Manual) na temelju kojih se mogu izračunati svi važniji podaci za određeni režim rada motora.

Koristi se prikaz performansi motora pomoću karakteristike opterećenja na razini mora i visinske karakteristike koja je prikazana na grafikonu 1 [2], a odnosi se na motor oznake Lycoming O-320 H serije koji koristi zrakoplov u radu (9A-DMB).



Grafikon 1. Određivanje snage motora Lycoming O-320 serije H na visini leta, [13]

Budući da je završni rad izrađen u ljetnim temperaturnim okolnostima oba odabrana leta izvršena su pri temperaturama višima od standardne, pri čemu je let 10. kolovoza 2021. u temperaturnim uvjetima ISA+17 (dalje u tekstu: topliji let), a let 26. kolovoza 2021. u temperaturnim uvjetima ISA+8 (dalje u tekstu: hladniji let). U sljedećem postupku odredit će se performanse iz grafikona 1 za dva leta po dvije različite postavke snage kako bi se uočila razlika u performansama zrakoplova na određenoj visini leta. Podaci snimljeni preko EDM-900 uzeti su iz letova izvršenih 10. kolovoza 2021. i 26. kolovoza 2021. u Cessni 172 te su prikazani u sljedećem poglavlju.

Ovdje se daje postupak određivanja performansi zrakoplovnog motora pomoću grafikona 1 za prvu postavku snagu „toplijeg“ leta:

- visina leta: 746,8 m (2450 ft)
- brzina vrtnje: 2456 %/min

- tlak punjenja: 0,87 bar (25,8 inHg)
- temperatura zraka na visini: 23 °C (73 °F)

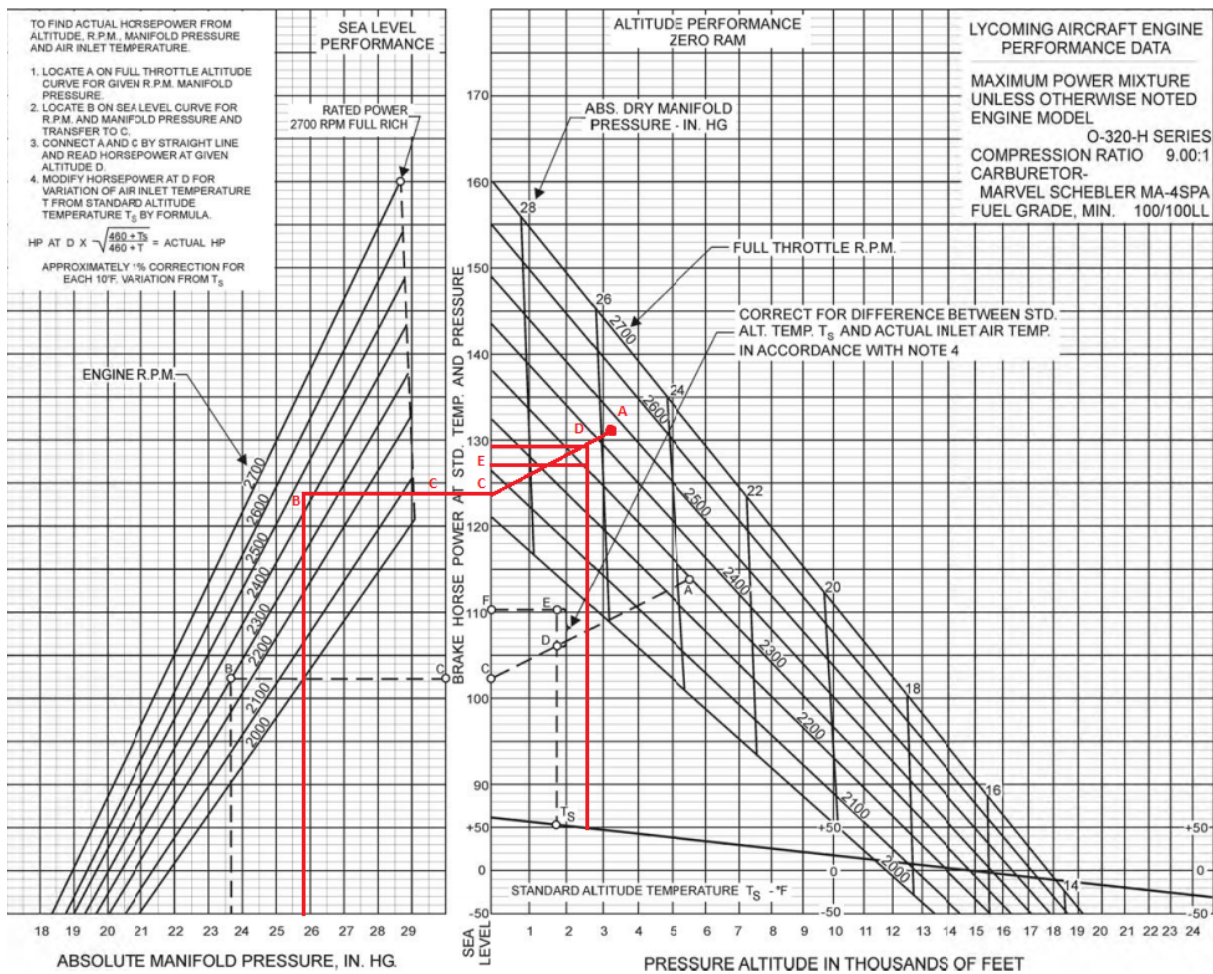
Potrebno je odrediti snagu motora s obzirom na navedene uvjete. Postupak određivanja je sljedeći:

- Pri punoj otvorenosti zaklopke, navedeni tlak punjenja i brzina vrtnje motora prikazani su u točki A na visinskoj karakteristici (*engl. Altitude Performance*).
- Na razini mora uz te uvjete (točka B na dijagramu), motor bi razvijao snagu 124 hp, točka C.
- Spoje li se točke A i C dobit će se linija promjene snage. Za visinu 746,8 m (2450 ft) točka D prikazuje traženu snagu za standardnu temperaturu. Ta snaga iznosi 128 hp.
- Na visini leta visinu 746,8 m (2450 ft) standardna temperatura koja se dobiva aproksimacijom svakim porastom visine za 1000 ft temperatura se smanjuje za 2 °C i iznosi 10,1 °C (50 °F) i razlikuje se od stvarno izmjerene temperature koja iznosi 23 °C (73 °F), pa je potrebno korigirati snagu. Razlika temperature za standardne i aktualne uvjete iznosi: 73 °F – 50 °F = 23 °F. Imajući na umu pravilo prema kojem se korigira odstupanje temperature koje je navedeno u lijevom gornjem kutu na dijagramu, korekcija iznosi 1 % pri odstupanja temperature od 10 °F, u navedenom primjeru korekcija će iznositi 2 %, što od 128 hp iznosi oko 2,5 hp. Budući da je temperatura okolnog zraka veća od standardne, performanse motora su lošije, stoga će se na aktualnu snagu oduzeti 2.5 hp. Aktualna snaga (P_{t1}) motora nakon korekcije iznosi $P_e = 128 \text{ hp} - 2.5 \text{ hp} = 125,5 \text{ hp}$, točka E [2]. Postupak određivanja performansi „toplijeg“ leta je prikazan na grafikonu 2

Snaga motora u aktualnim uvjetima rada može se dobiti i preko formule koja je navedena u grafikonu 1:

$$P_e = P_s \sqrt{\frac{460 + T_s}{460 + T}} \quad (8)$$

$$P_{t1} = P_s \sqrt{\frac{460 + T_s}{460 + T}} = 128 \sqrt{\frac{460 + 50}{460 + 73}} = 125,2 \text{ hp}$$



Grafikon 2. Određivanje snage (P_{t1}) zrakoplovnog motora „toplijeg“ leta, [13]

U grafikonu 3 je prikazan postupak određivanja performansi zrakoplovnog motora za „topliji“ let i njegovu drugu postavku snage:

- visina leta: 644,9 m (2116 ft)
- brzina vrtnje: 2202 $^{\circ}$ /min
- tlak punjenja: 0,79 bar (23 inHg)
- temperatura zraka na visini: 23 $^{\circ}$ C (73,4 $^{\circ}$ F)

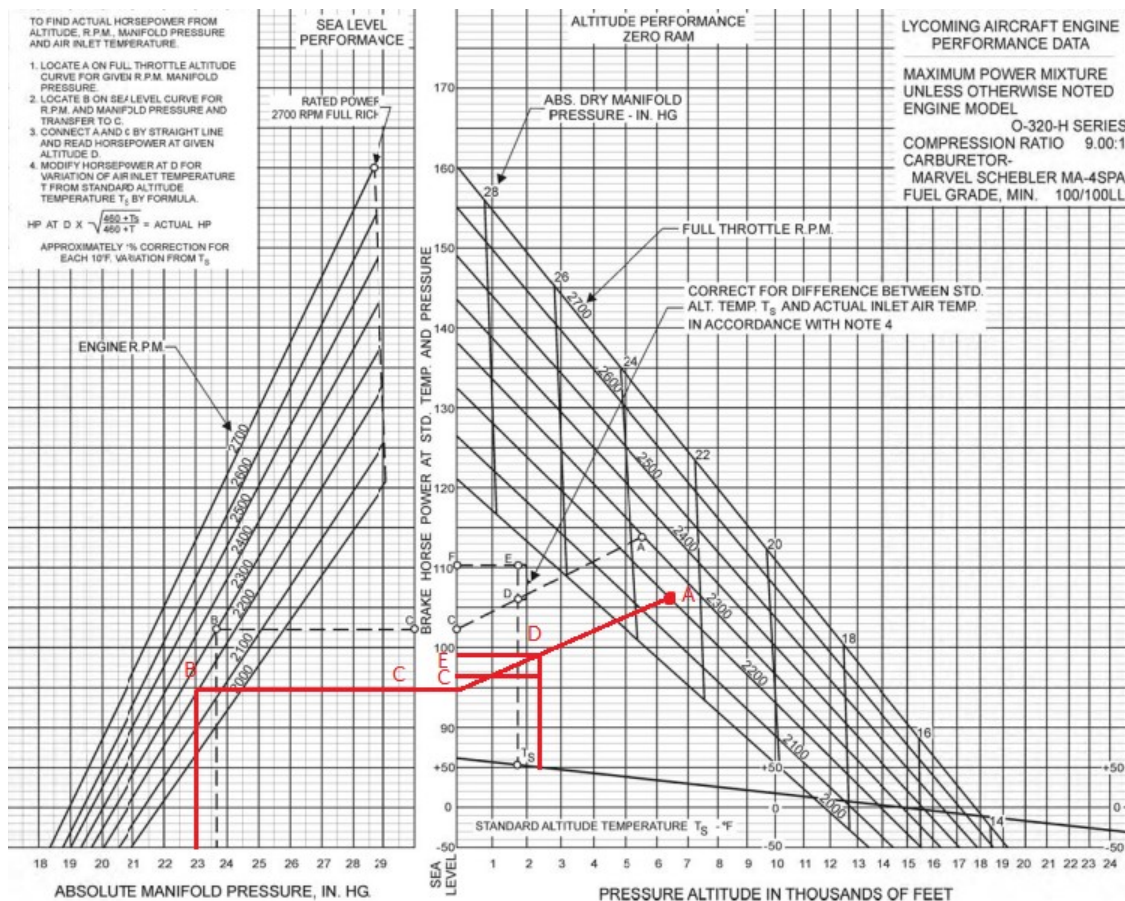
Na isto opisan način kao za 1. „topliji“ let se određuje snaga za „topliji“ let za drugu postavku snage u aktualnim uvjetima rada, koja iznosi:

- Snaga na razini mora (točka C): 95 hp
- Snaga za standardnu temperaturu na aktualnoj visini (točka D): 99 hp

- Aktualna snaga (P_{t2}) nakon temperaturne korekcije (točka E): 96,5 hp

Snaga motora preko formule 8:

$$P_{t2} = P_s \sqrt{\frac{460 + T_s}{460 + T}} = 99 \sqrt{\frac{460 + 51}{460 + 73,4}} = 96,9 \text{ hp}$$



Grafikon 3. Određivanje snage P_{t2} zrakoplovnog motora „toplijeg“ leta, [13]

U grafikonu 4 je prikazan postupak određivanja performansi zrakoplovnog motora za „hladniji“ let i njegovu prvu postavku snage:

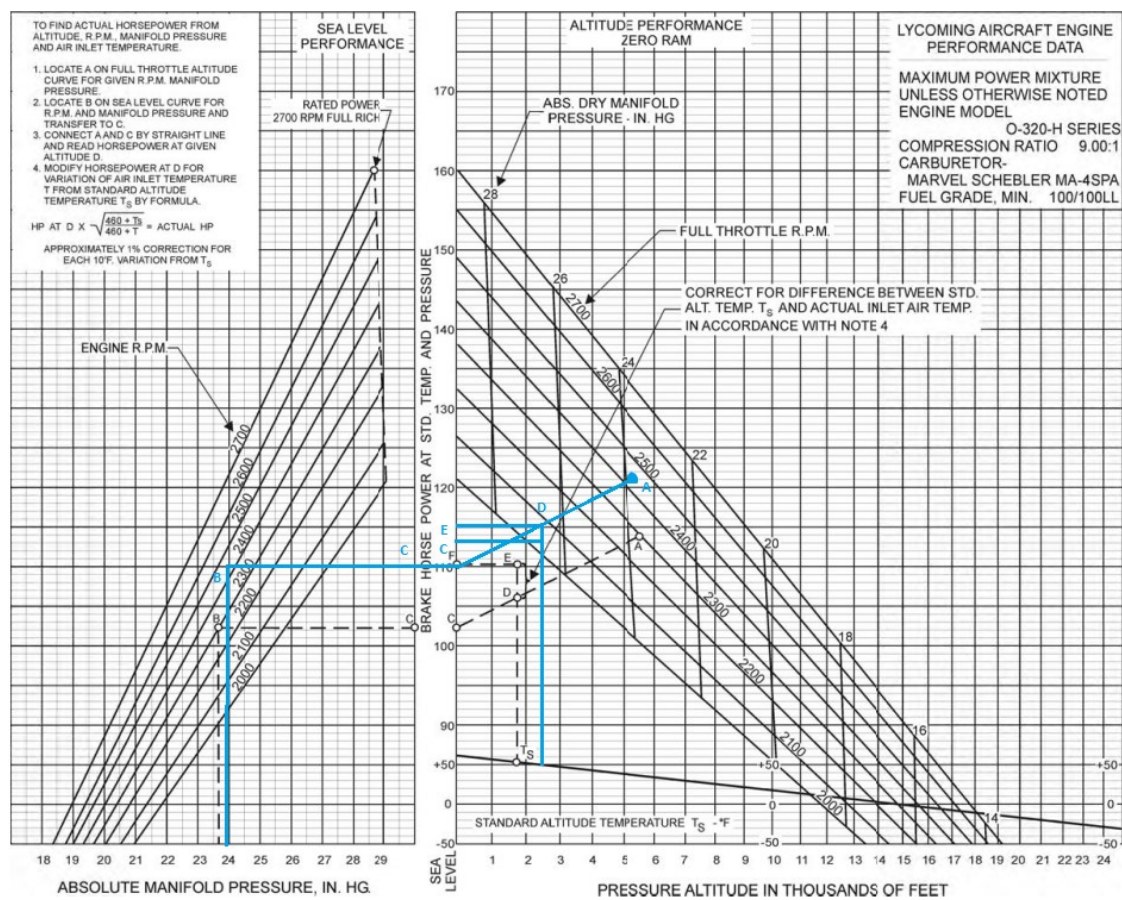
- visina leta: 713,8 m (2428 ft)
- brzina vrtnje: 2428 °/min
- tlak punjenja: 0,81 bar (23,9 inHg)
- temperatura zraka na visini: 18 °C (64,4 °F)

Na isto opisan način kao za „topliji“ let se određuje snaga za „hladniji“ let u aktualnim uvjetima rada, koja iznosi:

- Snaga na razini mora (točka C): 110 hp
- Snaga za standardnu temperaturu na aktualnoj visini (točka D): 115 hp
- Aktualna snaga (P_{h1}) nakon temperaturne korekcije (točka E): 113 hp

Snaga motora preko formule 8:

$$P_{h1} = P_s \sqrt{\frac{460 + T_s}{460 + T}} = 115 \sqrt{\frac{460 + 50}{460 + 62,6}} = 113,4 \text{ hp}$$



Grafikon 4. Određivanje snage P_{h1} zrakoplovnog motora „hladnijeg“ leta, [13]

U grafikonu 5 je prikazan postupak određivanja performansi zrakoplovnog motora za „hladniji“ let i njegovu drugu postavku snage:

- visina leta: 715,3 m (2347 ft)
- brzina vrtnje: 2288 %/min
- tlak punjenja: 0,77 bar (22,8 inHg)

- temperatura zraka na visini: 18 °C (64,4 °F)

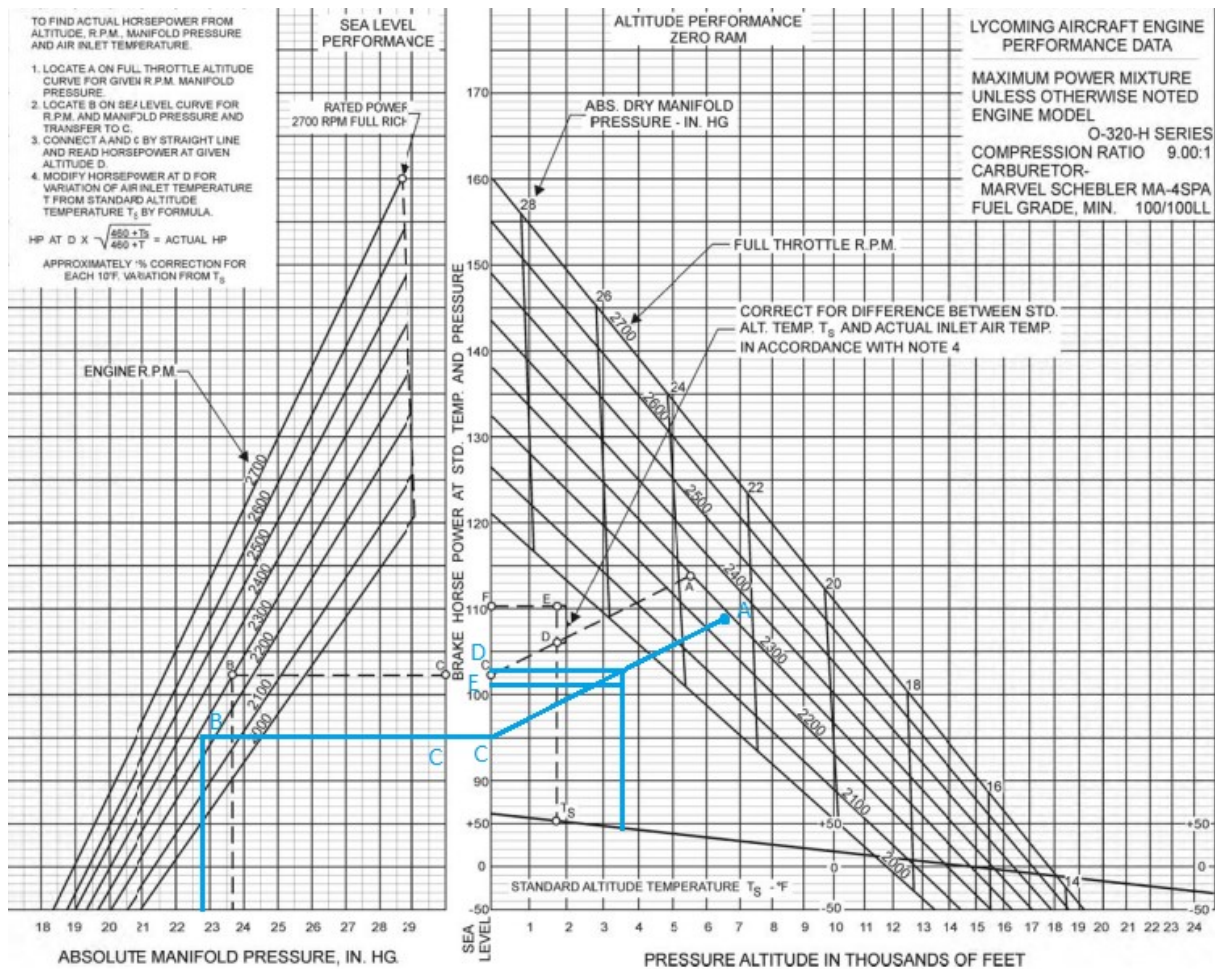
Na isto opisan način kao za „topliji“ let se određuje snaga za „hladniji“ let u aktualnim uvjetima rada.

Snaga u aktualnim uvjetima iznosi:

- Snaga na razini mora (točka C): 95 hp
- Snaga za standardnu temperaturu na aktualnoj visini (točka D): 103 hp
- Aktualna snaga (P_{h2}) nakon temperaturne korekcije (točka E): 101 hp

Snaga motora preko formule 8:

$$P_{h2} = P_s \sqrt{\frac{460 + T_s}{460 + T}} = 103 \sqrt{\frac{460 + 10,4}{460 + 64}} = 97,5 \text{ hp}$$



Grafikon 5. Određivanje snage P_{h2} zrakoplovnog motora „hladnijeg“ leta, [13]

6. Utjecaj temperature na performanse motora pomoću podataka snimljenih u letu

U ovom poglavlju će se grafički prikazati međuovisnost performansi zrakoplovnog motora između toplijeg letačkog dana i hladnijeg dana u odnosu na standardnu temperaturu. Podaci su snimljeni u letu pomoću EDM-900 na Cessni 172N, registracijskih oznaka 9A-DMB, uzimajući u obzir performanse pri krstarenju zrakoplova iz zrakoplovnog priručnika za njegovo korištenje [4]. Na temelju dobivenih podataka i performansi napraviti će se analiza kako bi se odredio utjecaj temperature na performanse motora.

S obzirom na to da su u poglavlju zrakoplovnog priručnika „Performanse“ u režimu krstarenja prikazane visine po tlaku zraka koje iznose 2000, 4000 ft, prikazane na slici 9 iz POH-a, trebaju se interpolirati da bi dobili uvjete za visinu 3000 ft, zatim na

isti način interpolirati visine 2000 ft i 3000 ft kako bi dobili 2500 ft. Izračunati podaci se mogu vidjeti u tablici 5.

SECTION 5
PERFORMANCE

CESSNA
MODEL 172N

CRUISE PERFORMANCE

CONDITIONS:
2300 Pounds
Recommended Lean Mixture

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

Slika 9. Performanse motora za režim krstarenja, [4]

Tablica 5. Podaci za krstarenje iz POH-a

ISA-20			ISA			ISA+20		
Pressure Altitude	RPM	% BHP	Pressure Altitude	RPM	% BHP	Pressure Altitude	RPM	% BHP
2000	2500	---	2000	2500	75	2000	2500	71
	2400	72		2400	67		2400	63
	2300	64		2300	60		2300	56
	2200	56		2200	53		2200	50
	2100	50		2100	47		2100	45
2500	2500	78	2500	2500	74	2500	2500	70
	2400	71		2400	66		2400	62
	2300	63		2300	59		2300	55
	2200	55		2200	52		2200	49
	2100	49		2100	46		2100	44
3000	2500	78	3000	2500	73	3000	2500	69
	2400	70		2400	65		2400	61

	2300	62		2300	58		2300	55
	2200	55		2200	52		2200	49
	2100	49		2100	46		2100	44
4000	2500	76	4000	2500	71	4000	2500	67
	2400	68		2400	64		2400	60
	2300	60		2300	57		2300	54
	2200	54		2200	51		2200	48
	2100	48		2100	46		2100	44

Izvor: [4]

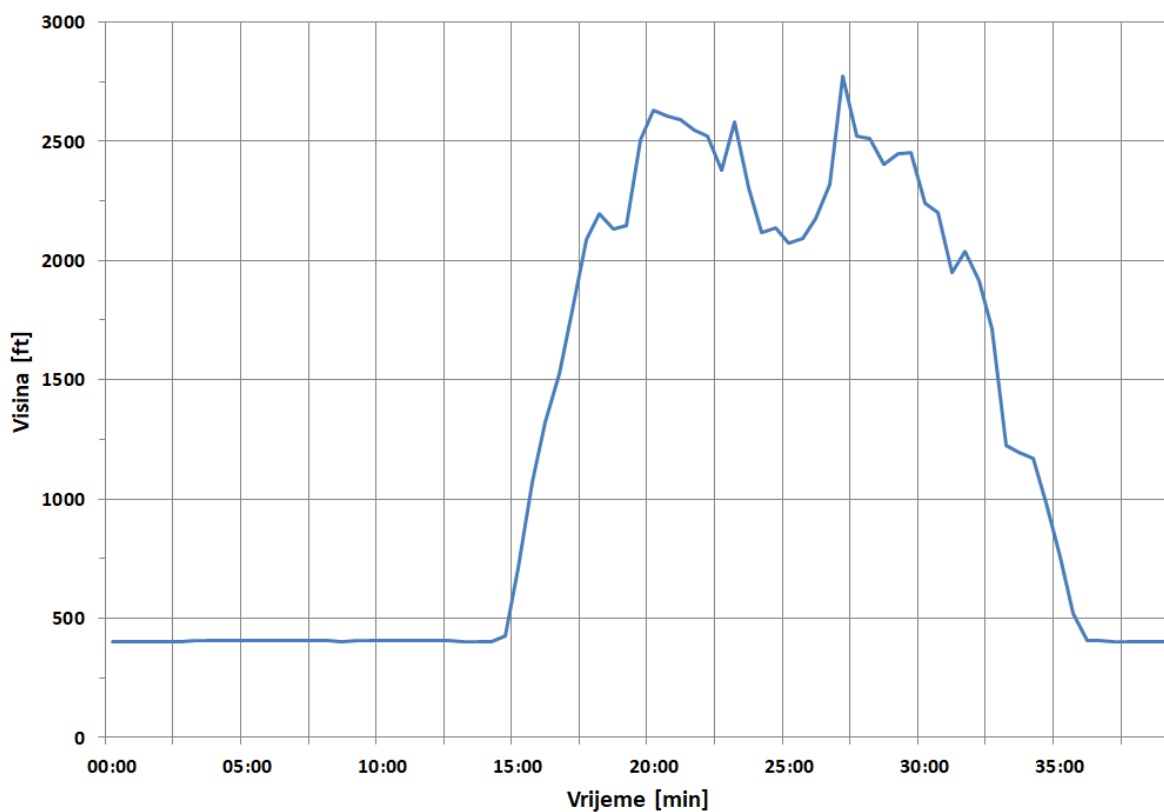
6.1. Let 10. kolovoza 2021.

Let 10. kolovoza 2021. reprezentira „topliji“ let jer je njegova temperatura zraka pri visini aerodroma 32 °C, što je 17 °C toplije od standardne temperature na razini mora. Osnovni podaci vezani za navedeni let su prikazani u tablici 6.

Tablica 6. Osnovni podaci za let 10. kolovoza 2021.

Aerodrom polijetanja – slijetanja	Lučko - Lučko
Visina aerodroma	405 ft
Vrijeme polijetanja	10:40 UTC
Vrijeme slijetanja	11:20 UTC
Broj slijetanja	1
Masa pri polijetanju	1986,9 lbs
Vanjska temperatura zraka pri polijetanju	32 °C (ISA+17)
Maksimalna dostignuta visina	2774 ft
Vanjska temperatura zraka pri maksimalnoj visini	22 °C

Na grafikonu 6 se može vidjeti vertikalni profil leta, gdje je faza polijetanja započela na 15. minuti leta nakon čega se penje do visine između 2000 ft i 2700 ft, što je tzv. radna zona za uvježbavanje pilotiranja zrakoplovom. Radna zona traje sve do tridesete minute leta kada je započelo snižavanje za postupak slijetanja koje je izvršeno u 37. minuti.



Grafikon 6. Vertikalni profil leta 10. kolovoza 2021. (topliji let)

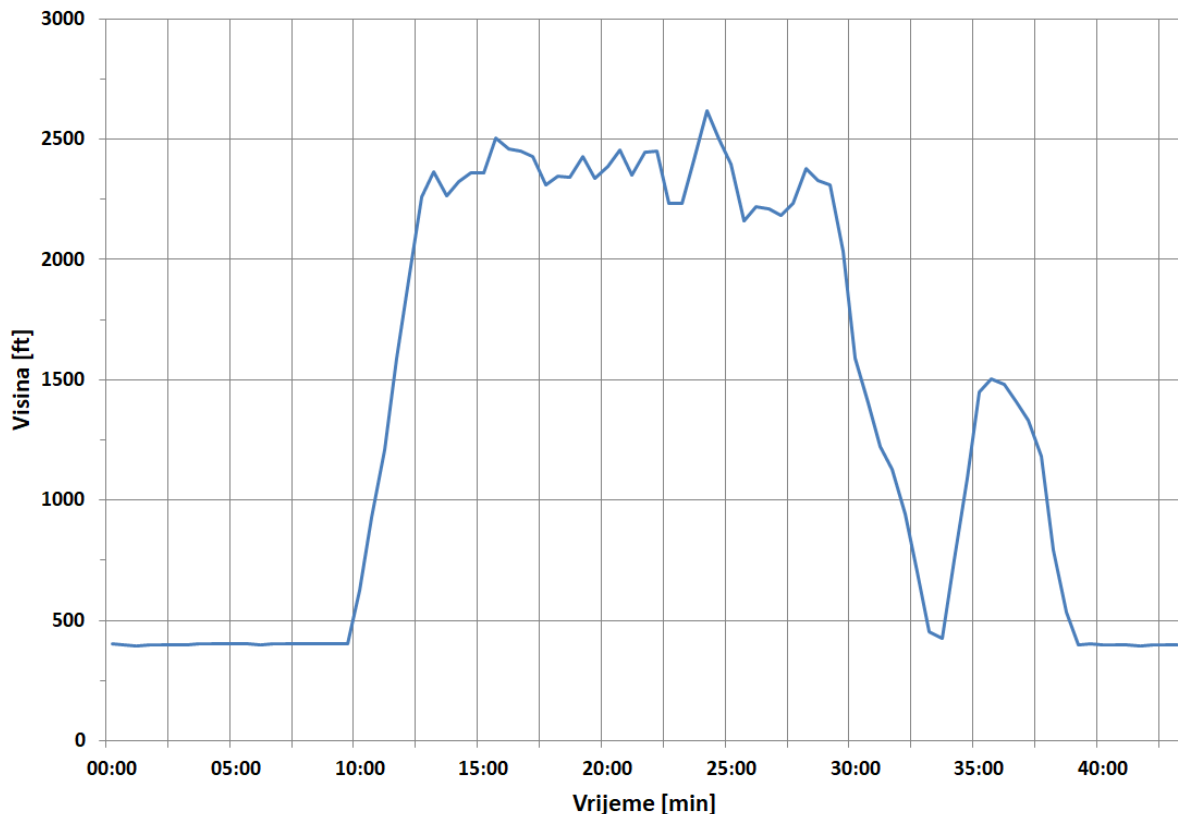
6.2. Let 26. kolovoza 2021.

Let 26.08.2021. reprezentira „hladniji“ let jer je njegova temperatura zraka pri visini aerodroma 23 °C, što je 8 °C toplije od standardne temperature na razini mora. Ostali podaci za let se mogu vidjeti u tablici 7.

Tablica 7. Osnovni podaci za let 26. kolovoza 2021.

Aerodrom polijetanja – slijetanja	Lučko - Lučko
Visina aerodroma	405 ft
Vrijeme polijetanja	13:20 UTC
Vrijeme slijetanja	14:00 UTC
Broj slijetanja	2
Masa pri polijetanju	1957,9 lbs
Vanjska temperatura zraka pri polijetanju	23 °C (ISA+8)
Maksimalna dostignuta visina	2617 ft
Vanjska temperatura zraka pri maksimalnoj visini	17 °C

Na grafikonu 7 se može vidjeti vertikalni profil leta. Faza polijetanja započela je na 10. minuti leta nakon čega se penje do visine između 2000 ft i 2600 ft gdje započinje tzv. radna zona za uvježbavanje pilotiranja zrakoplovom i traje sve do 28. minute leta. Tada je započelo snižavanje za postupak slijetanja koje je izvršeno u 33. minuti, nakon čega se opet polijeće i radi se školski krug do visine 1500 ft i slijeće se u 38. minuti leta. Time je let završen.



Grafikon 7. Vertikalni profil leta 26. kolovoza 2021. (hladniji let)

6.3. Usporedba performansi motora na let 10. kolovoza i let 26. kolovoza 2021.

U ovom poglavlju su uzeti letovi iz prethodna 2 poglavlja kako bi se moglo grafički odrediti ovisnost između „toplijeg“ i „hladnijeg“ dana na performanse motora.

Za „topliji let“ uzete su performanse motora u vremenskom periodu od 21:00 – 31:00 minute leta. Visina oko koje se kretao zrakoplov je između 1950 ft – 2774 ft, a prosječna visina iznosi 2350 ft. Za „hladniji“ let uzete su performanse motora u vremenskom periodu od 12:30 – 22:30 minute leta. Visina oko koje se kretao

zrakoplov je između 2260 ft – 2233 ft, a prosječna visina je iznosila 2374 ft. Valja napomenuti da je smjesa goriva/zraka za oba leta bila bogata.

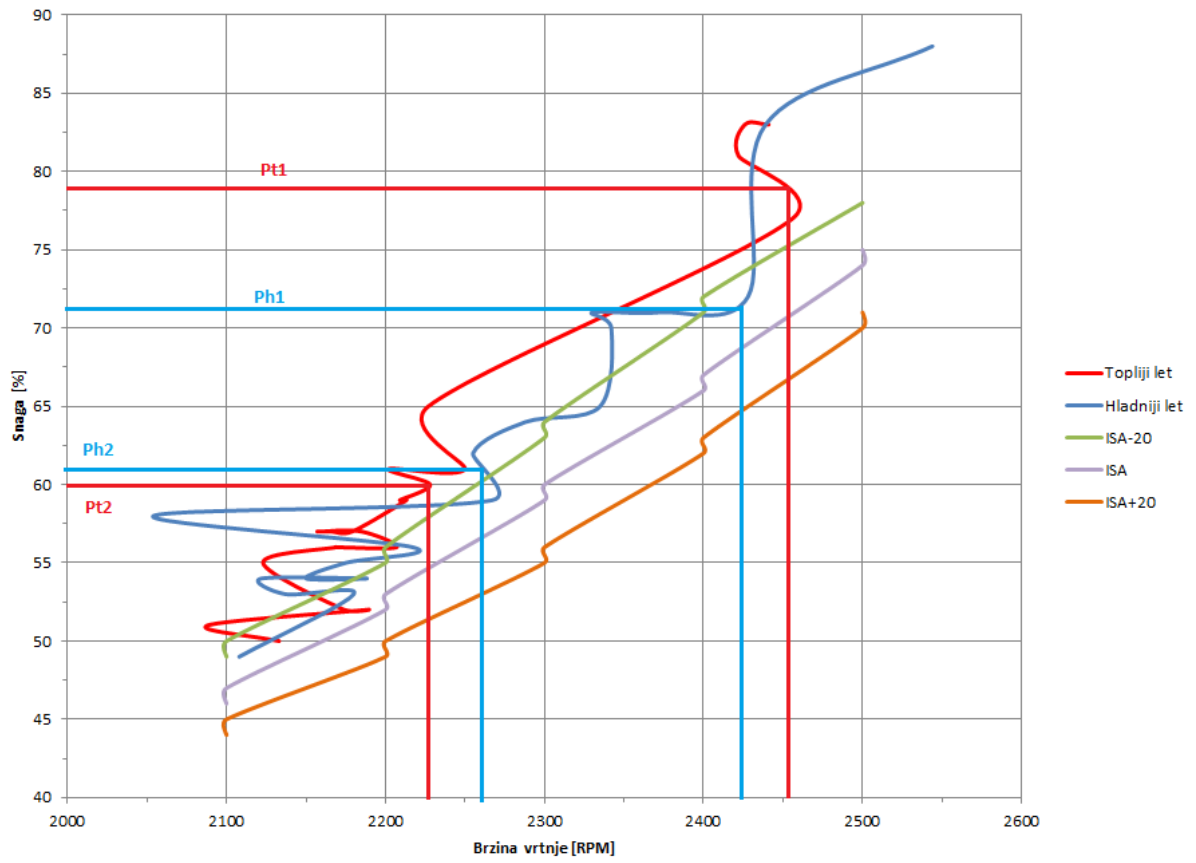
Na grafikonu 8 su ucrtane točke P_t1 , P_t2 , P_h1 , P_h2 koje reprezentiraju dobivene snage motora iz poglavlja 5.4. na temelju nasumično odabranih točaka iz letova 10. i 26. kolovoza. Korišteni podaci snimljeni pomoću EDM-a su: visina leta, brzina vrtnje, tlak punjenja i temperatura zraka na visini. Temeljem snimljenih podataka i grafikona od proizvođača motora Lycoming O-320 H serije (grafikon 1) dobivene su aktualne snage na određenoj visini leta i temperaturi.

Točke P_t1 , P_t2 su dvije različite aktualne snage motora za „topliji“ let nakon temperaturne korekcije koje su dobivene pomoću grafikona 2 i 3.

Na temelju temperaturnih korekcija za standardne uvjete rada, dobivene su aktualne snage motora na grafikonu 2 i 3 koje iznose 125,5 hp te 96,5 hp koje se zatim podijele s nominalnom snagom motora koja iznosi 160 BHP (tablica 3) i dobije se 78 % i 60 % snage što se može ucrtati na grafikonu 8. Također, vidi se da za 78 % i 60 % snage broj okretaja iznosi 2450 RPM i 2225 RPM-a. Iz priloženog se može vidjeti da se broj okretaja približno podudara s podacima iz EDM-a koji je za taj postotak snage prikazao da broj okretaja iznosi 2456 RPM-a i 2202 RPM-a i grafikona od proizvođača motora Lycoming O-320 H serije.

Točke P_h1 , P_h2 su dvije različite aktualne snage motora za „hladniji“ let nakon temperaturne korekcije koje su dobivene pomoću grafikona 2 i 3.

Na temelju temperaturnih korekcija za standardne uvjete rada, dobivene su aktualne snage motora na grafikonu 4 i 5 koje iznose 113 hp te 101 hp koje se zatim podijele s nominalnom snagom motora koja iznosi 160 BHP (tablica 3) i dobije se 71 % i 61 % snage što se može ucrtati na grafikonu 8 i vidi se da za 71 % i 62 % broj okretaja iznosi 2425 RPM i 2260 RPM-a. Iz priloženog se također može vidjeti da se broj okretaja približno podudara s podacima iz EDM-a koji je za taj postotak snage prikazao da broj okretaja iznosi 2428 RPM-a i 2288 RPM-a i grafikona od proizvođača motora Lycoming O-320 H serije.



Grafikon 8. Ovisnost snage o broju okretaja

7. Zaključak

Konstantnim tehničkim napredovanjem, uveliko je olakšano mjerenje, nadziranje performansi zrakoplovnog motora i uspoređivanje s propisanim performansama zrakoplovnog motora od strane proizvođača motora. Karakteristike performansi i mogućnosti uveliko se razlikuju među različitim tipovima zrakoplovima. Težina zrakoplova, atmosferski uvjeti i vanjski čimbenici atmosfere mogu značajno utjecati na performanse zrakoplova..

U radu su opisani utjecaji vanjske temperature na performanse zrakoplovnog motora te su na temelju podataka snimljenih tijekom dva leta približno istih masi zrakoplova u različitim temperaturama zraka uočene su razlike u performansama. Tijekom leta 10. kolovoza 2021. gdje su temperaturni uvjeti bili ISA+17 i leta 26. kolovoza 2021. gdje su uvjeti bili ISA+8 može se vidjeti na grafikonu 8 da za zadanu visinu leta performanse motora se slažu s performansama od strane samog proizvođača motora, ali su bolje nego li propisane performanse iz zrakoplovnog priručnika (POH).

Literatura

- [1] SKYbrary. Piston Engine, Preuzeto s: https://www.skybrary.aero/index.php/Piston_Engine#Description [Pristupljeno: 13. kolovoza 2021].
- [2] Bazijanac E. *Zrakoplovni klipni motori*. Zagreb: Fakultet prometnih znanosti, 2005.
- [3] Thurber M. Engine Operations.
- [4] Revision H, Data POHU, Description C, et al. Pilot's operating handbook Cessna 172N.
- [5] EAI. Cooling Aircraft Engines, Preuzeto s: <https://www.experimentalaircraft.info/articles/aircraft-engines-cooling.php> [Pristupljeno: 13. kolovoza 2021].
- [6] Flight Literacy. Engine Cooling Systems, Preuzeto s: <https://www.flightliteracy.com/engine-cooling-systems/> [Pristupljeno: 13. kolovoza 2021].
- [7] Aeronautics Guide. Maintenance of Aircraft Engine Cowlings, Preuzeto s: <https://www.aircraftsystemstech.com/p/maintenance-of-engine-cowlings.html> [Pristupljeno: 13. kolovoza 2021].
- [8] J.P.Instruments. EDM900, Preuzeto s: <https://www.jpinstruments.com/> [Pristupljeno: 14. kolovoza 2021].
- [9] FAA Flight Standards Service. Aircraft Performance. *Av Buy* 2016; 100–108.
- [10] D.Novak. *Zrakoplovna Računska Navigacija*. Zagreb: Sveučilište u Zagrebu, Fakultet prometnih znanosti, 2021.
- [11] Staff F. Use This Formula For Calculating Density Altitude. *Pilot Proficiency*, Preuzeto s: <https://www.flyingmag.com/technique/tip-week/calculating-density-altitude-pencil/> [Pristupljeno: 15. kolovoza 2021].
- [12] Zorić I, Bucak T. *Zrakoplovni instrumenti i prikaznici*. Sveučilište u Zagrebu Fakultet prometnih znanosti, 2002.

[13] Lycoming. Operator ' s Manual Lycoming O-320 Series. *2nd Ed* 2007; 91.

Popis kratica

AVGAS	(Aviation Gasoline) avionsko gorivo
CHT	(Cylinder Head Temperature) temperatura glave cilindra
DMT	Donja mrtva točka
EGT	(Exhaust Gas Temperature) temperatura ispušnih plinova
GMT	Gornja mrtva točka
ISA	(International Standard Atmosphere) međunarodna standardna atmosfera
KIAS	(Knots Indicated Airspeed) zračna brzina u čvorovima
MSL	(mean sea level) visina na razini mora
NM	(Nautical Miles), nautička milja
OAT	(Outside Air Temperature) temperatura vanjskog zraka
OBV	Osjetljivi barometarski visinomjer
PBT	Početni barometarski tlak
RPM	(Revolutions per minute) broj okretaja pogonskog vratila
SAT	(Static Air Temperature) temperatura zraka u mirovanju

Popis slika

Slika 1. Glavni dijelovi klipnog motora, [3].....	3
Slika 2. Dimenzije zrakoplova C172N, [4]	5
Slika 3. Protok zraka kroz motor za hlađenje, [7]	8
Slika 4. Princip hlađenja motora tekućinom, [2]	8
Slika 5. Instrument EDM-900, [8]	10
Slika 6. Mehanički OBV, [12].....	12
Slika 7. Grafički način određivanja visine prema gustoći zraka, [9].....	13
Slika 8. Visinska karakteristika motora, [2].....	16
Slika 9. Performanse motora za režim krstarenja, [4]	24

Popis tablica

Tablica 1. Dimenzije C172N	5
Tablica 2. Podaci o pogonskom sustavu zrakoplova C172N	6
Tablica 3. Performanse C172	6
Tablica 4. Vrijednosti C_h za standardne uvjete tlaka i temperature na visini h	15
Tablica 5. Podaci za krstarenje iz POH-a	24
Tablica 6. Osnovni podaci za let 10. kolovoza 2021.	25
Tablica 7. Osnovni podaci za let 26. kolovoza 2021.	26

Popis grafikona

Grafikon 1. Određivanje snage motora Lycoming O-320 serije H na visini leta, [13]	17
Grafikon 2. Određivanje snage P_{t1} zrakoplovnog motora „toplijeg“ leta, [13]	19
Grafikon 3. Određivanje snage P_{t2} zrakoplovnog motora „toplijeg“ leta, [13]	20
Grafikon 4. Određivanje snage P_{h1} zrakoplovnog motora „hladnijeg“ leta, [13]	21
Grafikon 5. Određivanje snage P_{h2} zrakoplovnog motora „hladnijeg“ leta, [13]	23
Grafikon 6. Vertikalni profil leta 10. kolovoza 2021. (topliji let)	26
Grafikon 7. Vertikalni profil leta 26. kolovoza 2021. (hladniji let)	27
Grafikon 8. Ovisnost snage o broju okretaja	29



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 **Određivanje utjecaja vanjske temperature na performanse
zrakoplovnog klipnog motora u eksploataciji**

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

U Zagrebu, 5.9.2021

Student/ica:

Leon Šprajc

(potpis)