

Određivanje performansi klipnog motora u letu

Lučić, Darko

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://um.nsk.hr/um:nbn:hr:119:454256>

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

Download date / Datum preuzimanja: **2024-08-28**



Repository / Repozitorij:

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



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI

Darko Lučić

ODREĐIVANJE PERFORMANSI KLIPNOG MOTORA U LETU

ZAVRŠNI RAD

Zagreb, 2020.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI
ODBOR ZA ZAVRŠNI RAD

Zagreb, 6. travnja 2020.

Zavod: **Zavod za aeronautiku**

Predmet: **Teorija leta II**

ZAVRŠNI ZADATAK br.5549

Pristupnik: **Darko Lučić (0135245711)**

Studij: Aeronautika

Smjer: Pilot

Usmjerenje: Civilni pilot

Zadatak: **Određivanje performansi klipnog motora u letu**

Opis zadatka:

Određivanje performansi klipnog motora u letu bitno je za poznavanje ukupnih performansi zrakoplova. Danas postoji nekoliko metoda kojima je moguće odrediti performanse klipnog motora tijekom leta. Zadatak završnog rada je opisati metode koje se koriste za određivanje snage klipnog motora u letu, te odabranu metodu primijeniti na zrakoplovu Cessna 172. U radu je potrebno za različite režime leta zabilježiti parametre rada motora i ostale relevantne veličine kako bi se odredila snaga motora. Dobivene podatke potrebno je komentirati.

Mentor

Predsjednik povjerenstva za
završni ispit

doc.dr.sc. Karolina Krajček Nikolić

Sveučilište u Zagrebu
Fakultet prometnih znanosti

ZAVRŠNI RAD

**ODREĐIVANJE PERFORMANSI KLIPNOG MOTORA U
LETU**

**DETERMINING PISTON ENGINE PERFORMANCE IN
FLIGHT**

Mentor: dr.sc Karolina Krajček Nikolić

Student: Darko Lučić
JMBAG: 0135245711

Zagreb, srpanj 2020.

Sažetak

Glavni cilj ovog rada je određivanje performansi zrakoplovnog klipnog motora u letu, te usporedba sa onim performansama objavljenim u službenim priručnicima zrakoplova i motora.

Glavna svrha ovog rada je odrediti koliko podaci o performansama koje nam daje proizvođač odstupaju od stvarnih u letu.

U radu su predstavljene metode određivanja snage zrakoplovnog klipnog motora, kao najvažnijeg eksploatacijskog parametra koji služi pilotima za izvršenje leta sa elisno-klipnim pogonskim sustavom. Opisane su i metoda određivanja snage mjerenjem zakretnog momenta, metoda određivanja snage pomoću motorskog dijagrama i metoda određivanja snage na osnovi protoka goriva.

Za analizu su korištene metoda određivanja snage pomoću motorskog dijagrama i metoda određivanja snage na osnovi protoka goriva. Metoda određivanja snage motora mjerenjem zakretnog momenta se nije koristila zbog ekonomsko-tehničkih aspekata ugradnje istog.

Analizirani su podaci dobiveni iz uređaja EDM 900, snage motora dobivene pomoću zakonitosti promjene maksimalne raspoložive snage motora s visinom i dobiveni iz grafova koje su objavili proizvođači.

U radu su objašnjene karakteristike i princip rada zrakoplovnog klipnog motora, sam zrakoplov i uređaj koji služi kao sredstvo analize radi boljeg razumijevanja rezultata.

Usporedbom podataka uočeno je da podaci iz dijagrama odstupaju od onih izračunatih i dobivenih iz uređaja EDM 900.

Kao konačan cilj rada nameće se potreba osvijestiti pilote zrakoplova koliko performanse u određenim uvjetima mogu odstupati od onih koje je proizvođač objavio.

Ključne riječi: performanse, zrakoplovni klipni motor, uređaj EDM 900, zrakoplov

Summary

The main goal of this research is determination of aircraft piston engine performance in flight, and to interpret it for the purpose of comparison with performance which aircraft and engine manufacturers published.

The objective of this research is to determine how much performance which manufacturers published deviate from actual in flight.

Methods of power determination are presented, as it is the most important performance data which the pilots use in piston engine powered aircraft. Described methods of this analysis are torque meter method, engine chart method and fuel flow method. Only fuel flow method and engine chart method are used because for torque meter method a torque meter is required.

Data from engine monitoring device EDM 900, data from mathematical formulas and engine chart data are used. Characteristics and working principle of aircraft piston engine, aircraft itself and engine monitoring device are explained to better understand results of this research.

In this analysis there are also explanations regarding piston engine working principle, aircraft that is used and engine monitoring device EDM 900 to have better understanding of results.

Data comparison resulted in conclusion that manufacturers chart deviate from one gained from mathematical formulas and EDM 900. The cause of this deviation is that manufacturers chart are made for only specific case.

The ultimate purpose of the research is to awake pilots, how much performance in certain conditions can deviate from the manufacturers.

Key words: performance, aircraft piston engine, engine monitoring device EDM 900, aircraft

SADRŽAJ

1	UVOD.....	1
2	TEHNIČKE I EKSPLOATACIJSKE KARAKTERISTIKE ZRAKOPLOVNOG KLIPNOG MOTORA.....	2
2.1	Načelo rada zrakoplovnih klipnih motora.....	3
2.2	Osnovna obilježja zrakoplovnih klipnih motora.....	6
2.3	Zrakoplovni klipni motori sa sustavom za prednabijanje.....	7
2.4	Nadziranje parametara rada motora.....	8
3	METODE ODREĐIVANJA PERFORMANSI ZRAKOPLOVNOG KLIPNOG MOTORA U LETU.....	10
3.1	Metoda mjerenja zakretnog momenta.....	10
3.2	Metoda određivanja snage motora pomoću dijagrama motora.....	11
3.3	Metoda određivanja snage na osnovi protoka goriva.....	13
4	OBILJEŽJA ZRAKOPLOVA, MOTORA I UREĐAJA ZA ODREĐIVANJE SNAGE MOTORA U LETU.....	14
4.1	Lycoming O-320-H2AD.....	14
4.2	Cessna 172N Skyhawk.....	15
4.3	Prikaznik sustava EDM 900.....	16
4.4	Program za očitavanje podataka sa uređaja EDM 900.....	17
5	REZULTATI ODREĐIVANJA PERFORMANSI KLIPNOG MOTORA O-320-H2AD U LETU.....	18
5.1	Rezultati određivanja snage metodom motorskih dijagramima.....	18
5.2	Rezultati mjerenja snage metodom protoka goriva.....	23
	ZAKLJUČAK.....	28
	LITERATURA.....	29
	POPIS SLIKA.....	30
	POPIS TABLICA.....	31

1 UVOD

Zrakoplovi sa klipnim pogonom koriste motor sa unutarnjim izgaranjem na koji je ugrađena radilica preko koje se vrti elisa zrakoplova i tako stvara silu potrebnu za kretanje na tlu i kroz zrak. Zrakoplovi sa motorima na klipni pogon preteča su današnjih modernih zrakoplova na mlazni pogon koji lete na velikim visinama, pri velikim brzinama, mogu ukrcati puno tereta i putnika i ekonomski su isplativiji za zrakoplovne prijevoznike. Međutim, zrakoplovi sa klipnim pogonom imaju manju cijenu na tržištu, jeftiniji su za održavanje i eksploataciju.

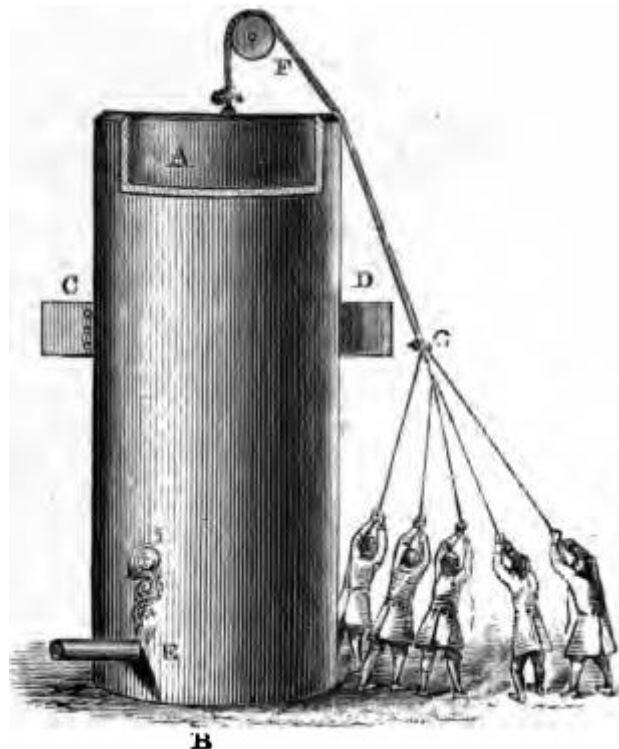
Određivanje performansi zrakoplova vrlo je bitno u eksploataciji kako bi se omogućilo sigurno izvršenje leta i da bi se poštovali svi propisi koje traži nadležno tijelo države u kojoj zrakoplov leti. U slučaju da zrakoplov ne može ispuniti tražene performanse u letu moguće su fatalne posljedice što se suprotstavlja primarnom cilju zrakoplovstva, a to je sigurnost letenja.

Uređaji za praćenje parametara motora, kao što je uređaj EDM 900 uvelike olakšavaju praćenje primarnih i sekundarnih parametara rada motora i omogućavaju preventivno djelovanje pilota kako sigurnost leta ne bi bila ugrožena. Pravilnim praćenjem i podešavanjem parametara, moguće je smanjiti troškove eksploatacije i održavanja što kod zrakoplova Cessna 172N podrazumijeva precizno postavljanje snage i bogatstva smjese kako bi motor uvijek radio u optimalnom režimu za određenu fazu leta. Potrebno je prepoznati odstupanja od performansi koje je proizvođač naveo za svaki pojedini zrakoplov kojim pilot upravlja, kako bi izvršenje leta bilo optimalno i što sigurnije. U prvom djelu rada govori se o tehničkim i eksploatacijskim karakteristikama zrakoplovnog klipnog motora. Objašnjava se načelo rada, osnovna obilježja, sustav prednabijanja, motor koji služi u ovom radu za određivanje performansi te kako pilot nadzire i kontrolira motor u letu. Slijedeći dio opisuje 3 metode određivanja snage zrakoplovnog klipnog motora u letu. Zatim slijedeći dio rada predstavlja performanse u nestandardnim atmosferskim uvjetima, zrakoplov na kojem je vršena analiza, prikaznik i program uređaja koji je korišten za određivanje snage. Završni dio rada predstavlja rezultate te usporedbu rezultata za 2 metode za koje je analiza napravljena.

2 TEHNIČKE I EKSPLOATACIJSKE KARAKTERISTIKE ZRAKOPLOVNOG KLIPNOG MOTORA

Prva pojava jednostavnih pogonskih sustava javlja se u dalekoj prošlosti. Nizozemski fizičar Christiaan Huygens je 1680. godine dizajnirao motor sa unutarnjim izgaranjem koji je kao gorivo trebao koristiti barut [1]. Kod ovog motora problem je bio u kontinuiranosti rada i kontroli izgaranja u cilindru što su nužni uvjeti kod proizvodnje zrakoplovnog motora.

Prva uspješna vrsta zrakoplovnog motora, bio je četverotaktni klipni motor sa unutarnjim izgaranjem. Ova vrsta motora, danas se većinom koristi kod zrakoplova manje mase, koji lete na nižim visinama, pri manjim stvarnim zračnim brzinama. U pravilu su to zrakoplovi performansi kategorije B i C. Zrakoplovi performansi klase B su pogonjeni propelerskim pogonom sa maksimalnom dopuštenom konfiguracijom putničkih sjedala od 9 ili manje i sa maksimalnom dopuštenom masom za polijetanje od 5700 kg ili manje. Zrakoplovi performansi klase C su pogonjeni klipnim motorima sa maksimalnom dopuštenom konfiguracijom putničkih sjedala 9 ili više i maksimalnom dopuštenom masom za polijetanje većom od 5700 kg [2].



Slika 1. Prikaz motora sa unutarnjim izgaranjem kojeg je izumio Christiaan Huygens [3]

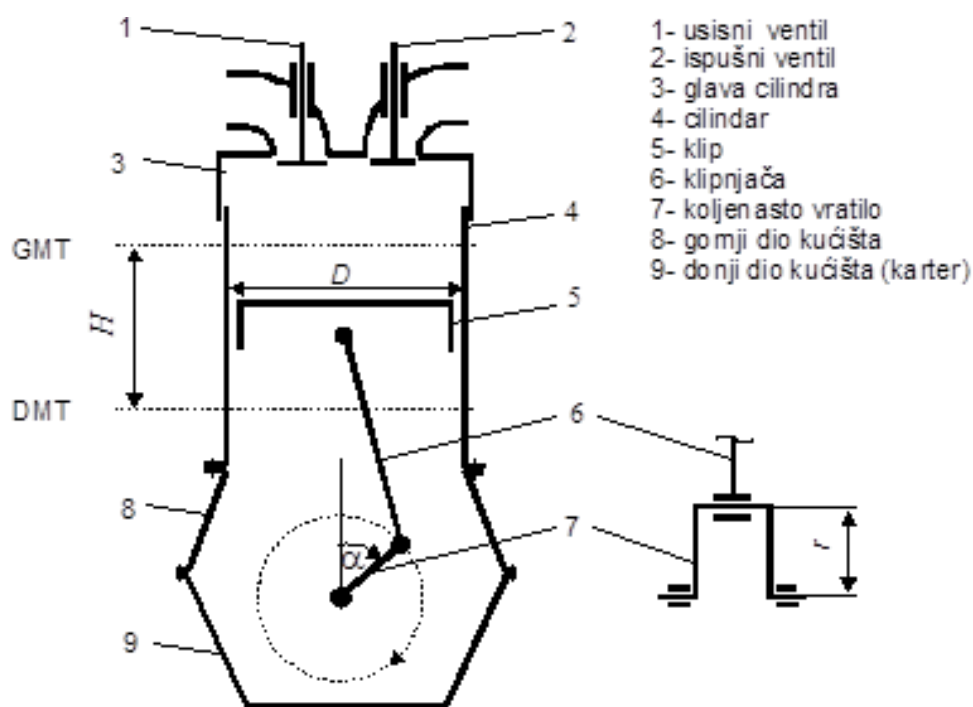
2.1 Načelo rada zrakoplovnih klipnih motora

Klipni motori mogu biti izvedeni sa rotacijskim gibanjem klipa ili s pravocrtnim oscilacijskim gibanjem klipa. Primjena motora s rotacijskim gibanjem klipa je vrlo ograničena te će se stoga ovdje opisati rad klipnog motora s pravocrtnim oscilacijskim gibanjem klipa.

Klip, klipnjača i koljenasto vratilo čine glavni motorni mehanizam koji pravocrtno gibanje klipa pretvara u rotacijsko gibanje koljenastog vratila. Gibanje klipa odvija se između dviju točaka, između gornje GMT i donje mrtve točke DMT. Put koji klip prijeđe između te dvije karakteristične točke naziva se hod klipa H . Pomicanje klipa između GMT i DMT zove se takt. Jedan okretaj koljenastog vratila stoga znači da je motor obavio dva takta.

Kad se klip nalazi u GMT zapremnina iznad čela klipa zove se kompresijska zapremnina V_c , a između GMT i DMT radna zapremnina V_h . Tijekom rada motora radni prostor mijenja svoju zapremninu između V_c i $V_c + V_h$.

Pomoću ovih rubnih vrijednosti može se definirati parametar motora koji se zove stupanj kompresije ε koji pokazuje u kojem je odnosu obavljena kompresija svježe radne tvari [4].



Slika 2. Skica konstrukcijske koncepcije klipnog motora s pravocrtnim oscilacijskim gibanjem klipa [4]

Radni ciklus četverotaktnoga klipnog motora obavi se za dva okretaja koljenastog vratila što su zapravo četiri takta:

I. Takt - usis

II. Takt - kompresija

III. Takt - ekspanzija

IV. Takt – ispuh.

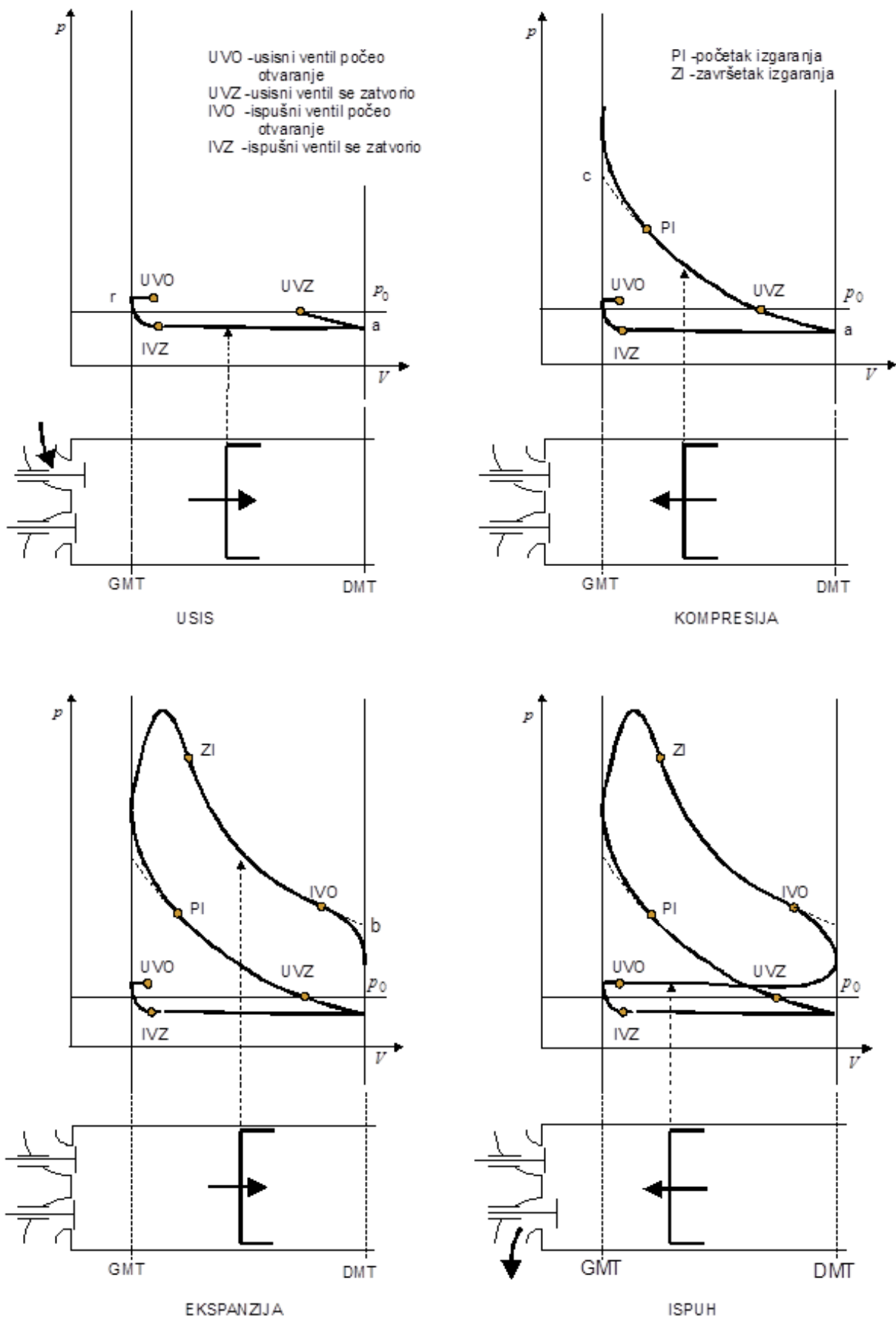
Tijekom I. takta klip se kreće od GMT prema DMT. Usisni ventil je otvoren i u prostor cilindra iznad čela klipa kod Ottovih motora ulazi smjesa zraka i isparenoga goriva, kod Dieselova motora usisava se čist zrak.

Tlak u radnom prostoru cilindra manji je od atmosferskog zbog toga što je proces usisavanja praćen određenim strujnim gubitcima.

Tijekom II. takta klip se kreće od DMT prema GMT, usisni i ispušni ventili su zatvoreni. Zbog sabijanja povećava se tlak i temperatura radne tvari u cilindru. Tlak se u cilindru mijenja po krivulji a-PI, a u točki PI, malo prije GMT kod Ottova motora se pali iskra na svjećici i počinje proces izgaranja kao što je prikazano u slici 3.

Kod Dieselova motora u točki PI počinje ubrizgavanje goriva nakon čega slijedi samozapaljenje i izgaranje goriva, ukoliko nema izgaranja komprimiranje radne tvari odvija se po krivulji a-c. Kako bi nastupilo samozapaljenje kod Dieselova motora mora biti dovoljno visoka temperatura i što niža temperatura samozapaljenja goriva.

Stupnjevi kompresije kod Dieselova motora stoga iznosi $\varepsilon = 12$ do 22 dok kod Ottova motora $\varepsilon = 12$ do 22. Slika 3. prikazuje načelo rada četverotaktnoga klipnog motora [4].



Slika 3. Načelo rada četverotaktnoga klipnog motora [4]

2.2 Osnovna obilježja zrakoplovnih klipnih motora

Zrakoplovni klipni motor pripada vrsti toplinskih motora. U tim se motorima toplinska energija dobivena izgaranjem u nekom postotku pretvara u mehaničku energiju. Zrakoplovni klipni motor je motor sa unutarnjim izgaranjem što znači da se izgaranje odvija u samom motoru, a produkti izgaranja ujedno su i radna tvar. Tipični zrakoplovni motor može se podijeliti na glavne dijelove i sustave. Glavni dijelovi motora su: motorni mehanizam koji se sastoji od klipa s karikama, osovinice klipa, klipnjače i koljenastog vratila. Glavni nepokretni dijelovi su: glava cilindra, cilindar, gornji i donji dio kućišta. Mehanizam za razvođenje radne tvari: ventilski sklop, bregasto vratilo, elementi za pogon bregastog vratila, prijenosni mehanizmi za otvaranje i zatvaranje ventila. Sustavi koji čine zrakoplovni atmosferski motor su: sustav za napajanje gorivom, sustav za paljenje, sustav za prednabijanje, usisni i ispušni sustav, sustav za podmazivanje, sustav za hlađenje, sustav za pokretanje motora i elisni sustav. Slika 4 prikazuje zrakoplovni klipni motor bez sustava za prednabijanje [4].



Slika 4. Zrakoplovni klipni motor oznake O-320-H2AD

2.3 Zrakoplovni klipni motori sa sustavom za prednabijanje

Jedan od načina povećanja snage klipnog motora je povećanjem brzine vrtnje koljenastog vratila, ali to povećanje je ograničeno zato što se povećavaju inercijske sile, pada stupanj punjenja i mehanički stupanj iskoristivosti, a povećava se toplinsko opterećenje motora. Pri povećanju visine leta snaga atmosferskog motora se smanjuje zbog manje gustoće zraka pa je uvođenje prednabijanja drugi način kompenzacije pada snage s visinom. Prednabijanje zrakoplovnog klipnog motora služi za: održavanje nominalne snage motora sa povećanjem visine leta, povećanje snage motora koji nema prednabijanje i održavanje tlaka u kabini zrakoplova [4]. Karakteristična vrijednost prednabijanog motora je stupanj povećanja tlaka koji se definira kao:

$$\pi_c = \frac{p_2}{p_1}$$

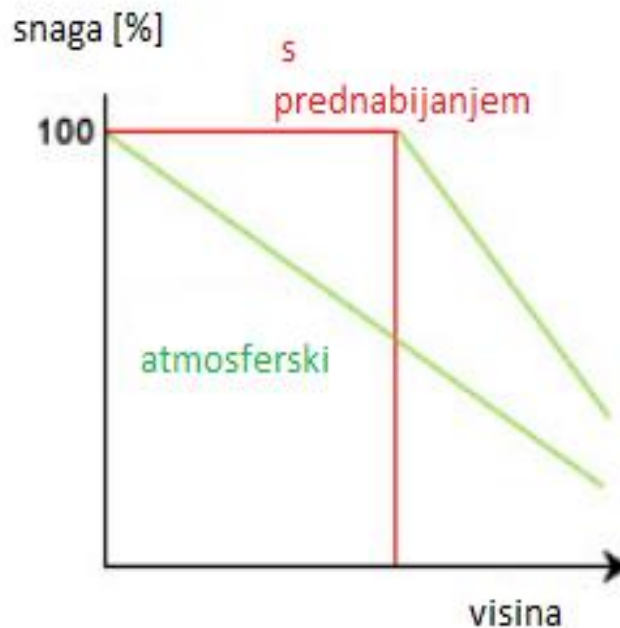
Oznake u formuli predstavljaju :

π_c -stupanj prednabijanja ili stupanj povećanja tlaka,

p_2 [Pa] - tlak u rasplinjaču,

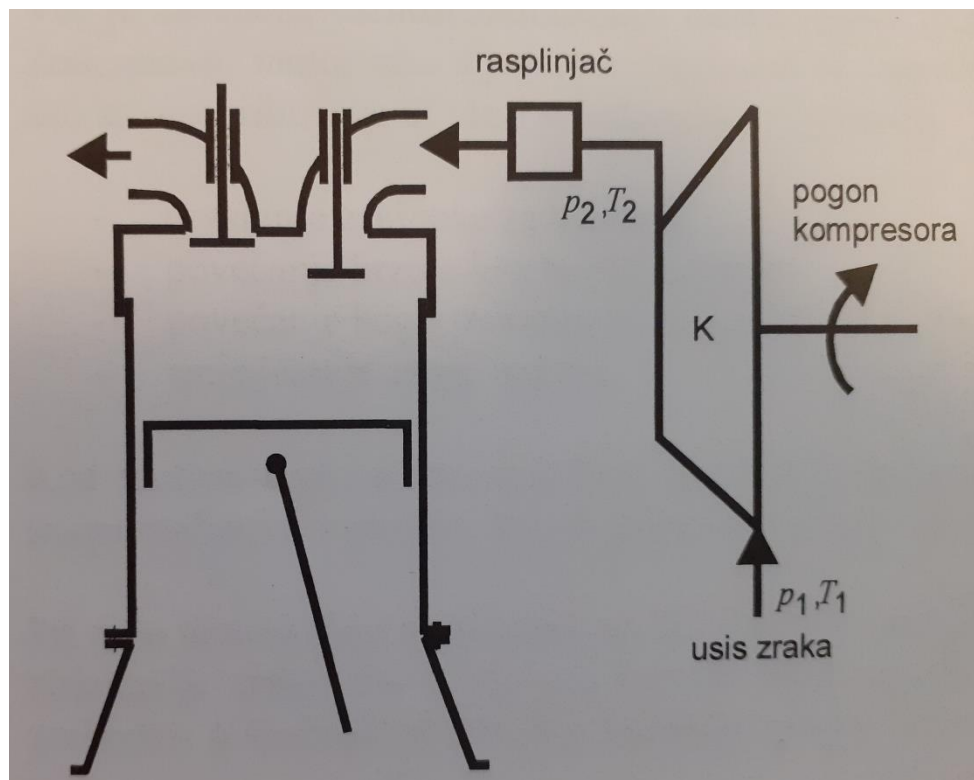
p_1 [Pa] - atmosferski tlak.

Slika 5. prikazuje snagu motora zrakoplova sa sustavom za prednabijanje u odnosu na atmosferski motor. Na dijagramu je vidljivo da snaga motora bez sustava za prednabijanje pada sa rastom visine, dok u slučaju motora sa sustavom za prednabijanje motor održava snagu konstantom porastom visine.



Slika 5. Usporedba snage po visini motora sa sustavom za prednabijanje i motora bez sustava za prednabijanje

Kompresor za prednabijanje može biti pogonjen koljenastim vratilom motora (*supercharged*) ili turbinom na ispušni plin, što se onda naziva turbokompresorom (*turbocharged*). Prednabijanje sa kompresorom pogonjenim turbinom na ispušni plin, učinkovitije je od onog pogonjenog koljenastim vratilom motora, zbog toga što se koristi energija ispušnih plinova i često je manja masa ove vrste prednabijanja. Prednosti prednabijanja sa kompresorom pogonjenim koljenastim vratilom motora očituje se u manjoj cijeni, manjoj temperaturi rada sustava i tome što ovaj sustav prednabijanja može raditi pri niskom broju okretaja motora [5]. Na slici 6. su označeni: tlak pri usisu p_1 [Pa] i u rasplinjaču p_2 [Pa], temperatura pri usisu T_1 [K] i u rasplinjaču T_2 [K] te K kompresor.



Slika 6. Skica sustava za prednabijanje [4]

2.4 Nadziranje parametara rada motora

Rad motora prati se preko prikaznika tlaka ulja, prikaznika temperature ulja, tahometra, prikaznika temperature ispušnih plinova, prikaznika protoka goriva u motor i prikaznika temperature zraka u rasplinjaču motora.

Instrument za praćenje tlaka ulja povezan je direktno cjevčicom na motor koja dovodi ulje pod pritiskom koji je prisutan u motoru. Instrument za praćenje temperature ulja radi na principu senzora koji mijenja električni otpor promjenom temperature koji dobiva struju iz električnog sustava zrakoplova. Motorom pogonjen mehanički tahometar kalibriran je u inkrementima od 100 o/min i indicira ujedno brzinu vrtnje motora i elise. Na prikazniku tahometra zelenom bojom je označeno normalno operativno područje koje iznosi 2100 do 2700 o/min, a vrijednost 2700 o/min ujedno je

i maksimalna brzina vrtnje. Zadebljanje zelenog luka na prikazniku označava karakteristične točke 2450 o/min, 2575 o/min, 2700 o/min, što indicira 75 % postavku snage pri morskoj razini, visini od 5000 ft i 10000 ft [6]. Slika 7. prikazuje tipični tahometar ugrađen na instrument ploču zrakoplova Cessna 172.



Slika 7. Prikaznik tahometra sa karakterističnim postavkama snage

Instrument za praćenje temperature ispušnih plinova (EGT) radi na principu zagrijavanja termopara koji se nalazi u ispušnoj cijevi motora koji onda šalje temperaturu u instrument. Prikaznik koristi pilotu kako bi podesio optimalnu smjesu za visinu. Instrument za praćenje temperature u rasplinjaču mjeri temperaturu zraka prije ulaska u rasplinjač pomoću žaruljice ili električnog senzora. Prikaznik temperature zraka u rasplinjaču koristi pilotu kako bi spriječio zaleđivanje rasplinjača. Snaga se podešava pomoću ručice snage, u položaju kada je ručica potpuno naprijed, snaga je maksimalna, u položaju kada je ručica potpuno nazad, snaga je minimalna. Smjesa goriva i zraka kontrolira se ručicom smjese, kada se stavi u položaj potpuno naprijed smjesa je najbogatija, u položaju potpuno nazad smjesa je najsiromašnija [7]. Slika 8. prikazuje ručice kontrole tlaka punjena i smjese.



Slika 8. Ručice snage i smjese na zrakoplovu Cessna 172

3 METODE ODREĐIVANJA PERFORMANSI ZRAKOPLOVNOG KLIPNOG MOTORA U LETU

Testiranje zrakoplova u letu predstavlja skup brojnih inženjerskih disciplina usko povezanih sa vezom čovjek-stroj koja se u zrakoplovstvu poznaje kao ljudski čimbenik. Zadaća današnjeg testiranja zrakoplova je odrediti može li posada upravljati kompleksnim zrakoplovom u smislu sigurnog izvršenja zadanog zadatka. Drugi podaci koji se mogu prikupljati uključuju: aerodinamičke značajke, značajke pogonske grupe zrakoplova ili značajke drugih sustava. Prije nego posada zrakoplova izvrši prvi let, potrebno je dokazati pomoću raznih testiranja na tlu da je zrakoplov siguran za sigurno provođenje testiranja u zraku. Testiranje zrakoplovnih motora radi se iz dva razloga. Prvi razlog je određivanje snage zrakoplovnog motora dok se nalazi na zrakoplovu, gdje snaga nije jednaka onoj na ispitnom stolu zbog utjecaja samog trupa zrakoplova koji posjeduje specifične značajke sustava hlađenja i ispuha ispušnih plinova. Drugi razlog je mjerenje otpora zrakoplova prilikom rada propulzivnog sustava [8].

3.1 Metoda mjerenja zakretnog momenta

Ova metoda može biti vrlo dobra u slučajevima kad je uređaj za mjerenje momenta koji se nalazi između motora i propelera dobro kalibriran za specifično ispitivanje. Međutim pri korištenju ove metode potrebno je pomaknuti propeler dalje od referentnog položaja što može uzrokovati smanjenju efikasnost propelera, nadalje uređaj za mjerenje uzrokuje dodatni otpor zraka koji nije predviđen za standardne operacije. Momentna metoda najčešće se koristi kako bi se izradila tablica snage motora pri nekom tlaku punjenja i brzini vrtnje motora.

Neke organizacije koje se bave testiranjem snage motora mjere snagu motora tako da postave uređaj za mjerenje momenta na radilicu motora i tako mjere izlaznu vrijednost. Tada je snaga jednaka:

$$BHP_T = K \cdot n \cdot Q$$

Oznake iz formule predstavljaju:

BHP_T [HP] - snaga motora pri mjerenju

K - konstanta instrumenta

n [o/min] - brzina vrtnje radilice motora

Q [Nm] - izlazna vrijednost instrumenta za mjerenje zakretnog momenta

Uređaj za mjerenje zakretnog momenta može služiti za izradu motorskog dijagrama snage tako da se zabilježe vrijednosti tlaka punjenja i okretaja motora, a pritom se zabilježe i očitavanja sa uređaja. Zatim je potrebno korigirati vrijednosti tlaka punjenja i okretaja motora koji se onda mogu usporediti sa snagom dobivenom s uređaja za mjerenje zakretnog momenta i izradi se dijagram snage motora. Zbog toga što snaga

u letu varira s brzinom zbog utjecaja oplata, postojat će određena greška zbog dodatnog otpora koji je uzrokovao uređaj.

3.2 Metoda određivanja snage motora pomoću dijagrama motora

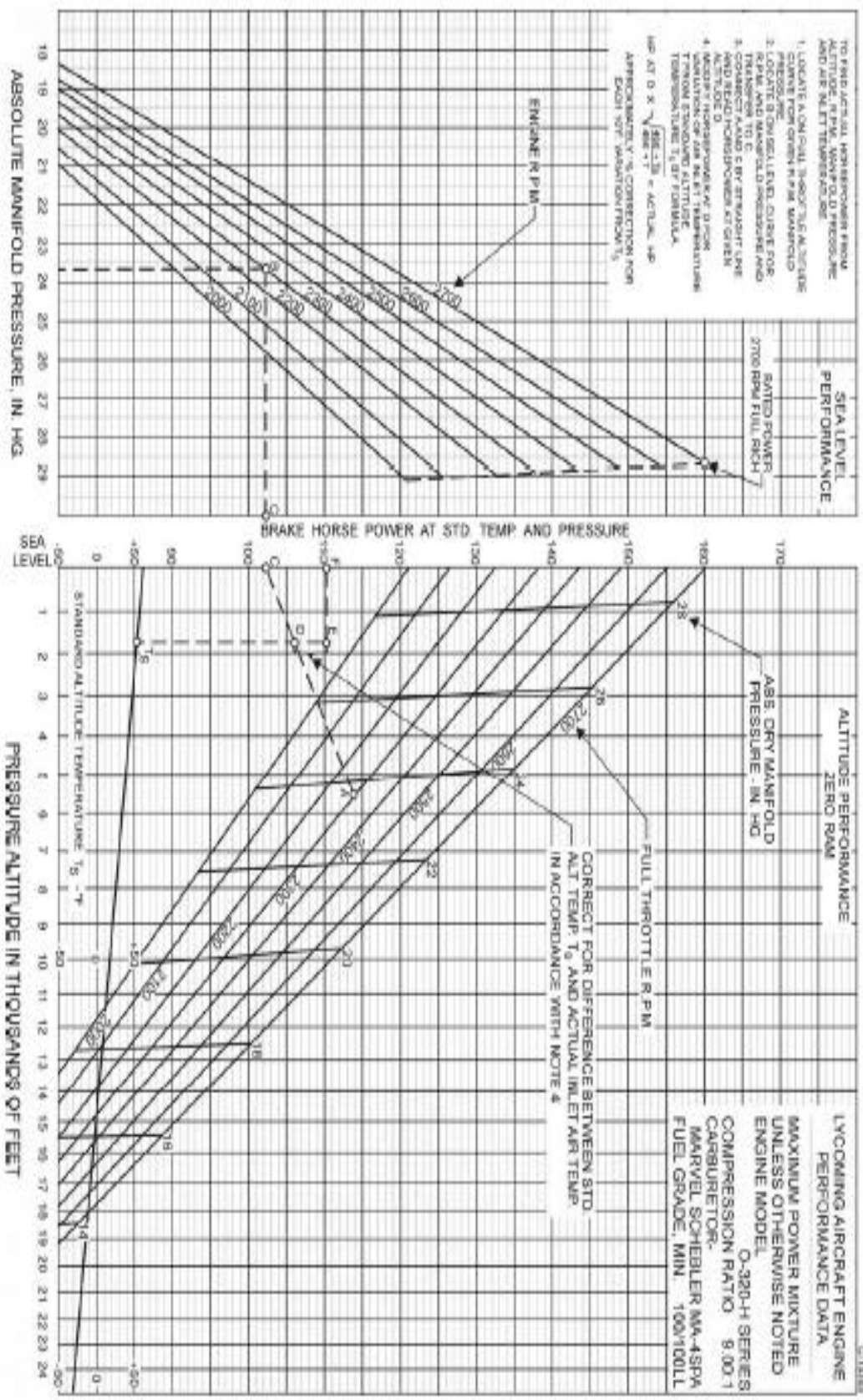
U slučajevima kad je određivanje snage momentnom metodom neizvedivo, ili su troškovi preveliki određivanje se obavlja metodom motorskih dijagrama. Motorski dijagrami mogu se napraviti u slučaju kad su broj okretaja motora, tlak punjenja, temperatura zraka u rasplinjaču i visina po tlaku poznati. Motorski dijagrami se dijelom dobiju iz teorije, a dijelom iz stvarnog testiranja motora. Ostale varijable koje utječu na snagu motora uzimaju se kao konstantne ili kao da se promjena varijabli odvija po poznatom trendu. Također se uzima da su protok goriva i raspodjela goriva po cilindrima jednaki kao navedeni na ispitnom stolu. Dijagrami snage motora podijeljeni su u 2 dijela. Prvi dio dobiven je spajanjem motora na dinamometar, gdje motor radi konstantnim brojem okretaja, a mijenja se tlak punjenja. Linije konstantnog broja okretaja motora su ravne i spajaju se u točki gdje je tlak punjenja jednak 0, što je zapravo točka određena punom snagom motora.

Kako bi se odredila snaga na motorskom dijagramu, potrebno je na desnoj strani dijagrama odrediti točku za dani broj okretaja motora i tlak punjenja. Zatim na lijevoj strani dijagrama odrediti točku za iste podatke i prenijeti točku na lijevi rub desne strane dijagrama. Ravnom linijom spojiti dvije dobivene točke, iz donjeg dijela desnog dijagrama povući okomitu liniju i tamo gdje linija sječe prethodnu liniju očitati snagu na danoj visini. Na kraju je potrebno korigirati snagu motora na visini za varijaciju od standardne temperature formulom ili aproksimacijom o 1 % za svakih 10 °F. Ukoliko je zrak hladniji na visini nego što je po standardnoj atmosferi snaga motora je veća.

Standardna atmosfera (*engl. International standard atmosphere*) je teoretski model koji podrazumijeva atmosferski tlak od 101325 Pa, temperaturu na razini mora od 15 °C i smanjenje temperature za 6.5 °C za svakih 1000 m porasta visine. Ovaj model predstavlja bazu za sve dijagrame performansi zrakoplova koji se moraju korigirati za stvarnu temperaturu i tlak.

Postoji puno faktora koji ograničavaju performanse zrakoplova, ali s pilotskog stajališta u polijetanju samo dva su kritična, maksimalna snaga i maksimalna temperatura motora. Pri niskim temperaturama i visinama, kritični faktor je maksimalna snaga motora, a pri visokim temperaturama i visinama, kritični faktor je maksimalna temperatura motora. Kao posljedica visokih temperatura i visina javljaju se: smanjenje sile uzgona, maksimalna masa polijetanja može biti ograničena, zbog smanjene snage motora udaljenost potrebna za polijetanje se povećava, brzina penjanja se smanjuje, radijus zaokreta se povećava, duljina potrebna za zaustavljanje se povećava i sposobnost penjanja se smanjuje. Slika 9. prikazuje dijagram za određivanje snage motora iz priručnika za motor O-320-H2AD.

Figure 3-3. Sea Level and Altitude Performance - O-320-H



Slika 9. Motorski dijagram za Lycoming motore 0-320 serija H [9]

U slučaju niskih visina i temperatura utjecaj na performanse suprotan je od navedenih. Porastom temperature zraka smanjuje se snaga motora, a opadanjem temperature zraka povećava se snaga motora. Formula daje korekciju za nestandardnu temperaturu na nekoj visini.

$$BHP_{a\ actual} = BHP_{a\ ISA} \cdot \sqrt{\frac{T_S}{T}}$$

3.3 Metoda određivanja snage na osnovi protoka goriva

Treća metoda mjerenja snage motora u letu je pomoću indikatora za protok goriva. Poznato je da je protok goriva koji dolazi do motora funkcija snage motora i obrnuto. Poznavajući tu činjenicu tvrtka Textron Lycoming utvrdila je da: pri najvećem EGT motor 96.8 % maksimalne indicirane snage za određenu postavku, pri najvećem EGT motor ima omjer gorivo-zrak 0.0648 što je 84.9 % najbolje indicirane specifične potrošnje goriva, motor proizvodi 100 % snage između 0.0765 i 0.0840 omjera gorivo-zrak, protok goriva mijenja se u istom odnosu kao odnos gorivo-zrak, vrijednost indicirane specifične potrošnje goriva može se definirati ako je poznat stupanj kompresije. Koristeći ove činjenice i krivulje dobivene od dinamometra snaga motora može se odrediti uz precizno izmjeren protok goriva i maksimalna temperatura ispušnih plinova.

4 OBILJEŽJA ZRAKOPLOVA, MOTORA I UREĐAJA ZA ODREĐIVANJE SNAGE MOTORA U LETU

Kako bi se odredila snaga zrakoplovnog klipnog motora u letu, potrebno je poznavati obilježja zrakoplova, motora i uređaja koji se koristi za tu svrhu. U slijedećim poglavljima predstavljena su opća obilježja svakog elementa koji se koristio za određivanje snage u svrhu boljeg razumijevanja rezultata analize.

4.1 Lycoming O-320-H2AD

U ovom radu analizirane su performanse u letu četverotaktnog klipnog motora proizvođača Avco Lycoming oznake O-320-H2AD. Oznake u modelu motora znače:

O - bokser motor

320 - zapremnina cilindara u inčima kubičnim

H2AD - model motora

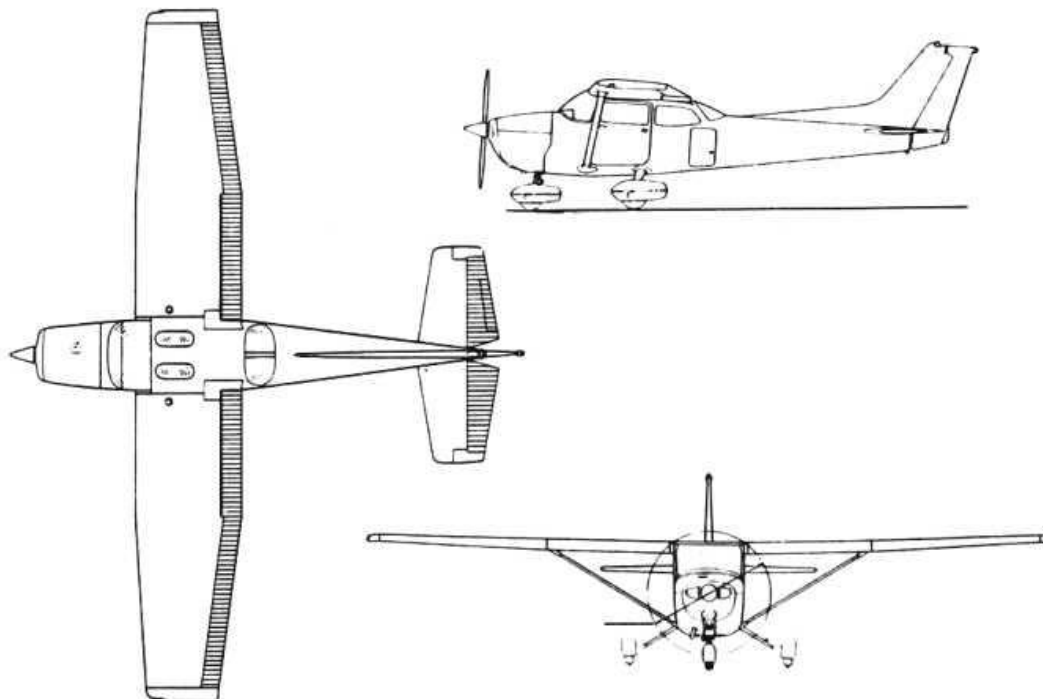
Ovaj tip motora može se opisati kao atmosferski, bez reduktora, hlađen zrakom, bokser, opremljen karburatorom, sa sustavom vlažnog kartera ulja, četvero cilindrični sa radnim volumenom cilindara koji iznosi 320 inča kubičnih. Od dodatne opreme motor sadrži: starter, alternator pogonjen remenom, dvostruki sustav magneta i vakumsku pumpu [6]. Tablica 1. prikazuje neke od osnovnih karakteristika motora oznake O-320-H2AD.

Tablica 1. Karakteristike motora Lycoming O-320-H2AD

Karakteristike motora	O-320-H2AD
Radni volumen cilindara	320 in ³
Vrsta goriva	AVGAS 100/100LL
Temperatura ulja	Minimalna 140 °F tijekom kontinuiranog rada motora
Tlak ulja	Tijekom kontinuiranog rada motora maksimalni 90 PSI, minimalni 60 PSI, ukoliko motor radi u režimu minimalne snage 15 PSI Nakon startanja i prilikom grijanja motora 100 PSI
Maksimalna temperatura glave cilindra	500 °F
Snaga motora	100 % snage - 160 HP pri 2700 RPM 75 % snage – 120 HP pri 2450 RPM 65 % snage – 104 HP pri 2350 RPM

4.2 Cessna 172N Skyhawk

Laki zrakoplov Cessna 172 američke proizvodnje koji je proizveden između 1955 i 1985 u više od 37000 primjeraka [10]. Cessna 172 razvijena je od ranijeg modela Cessna 170 sa repnim kotačem, gdje je još osim promijenjenog stajnog trapa povećana snaga motora i promijenjen je oblik aerodinamičkih površina [11]. Slika 9. prikazuje tlocrt, nacrt i bokocrt Cessna 172.



Slika 10. tlocrt, nacrt i bokocrt zrakoplova Cessna 172

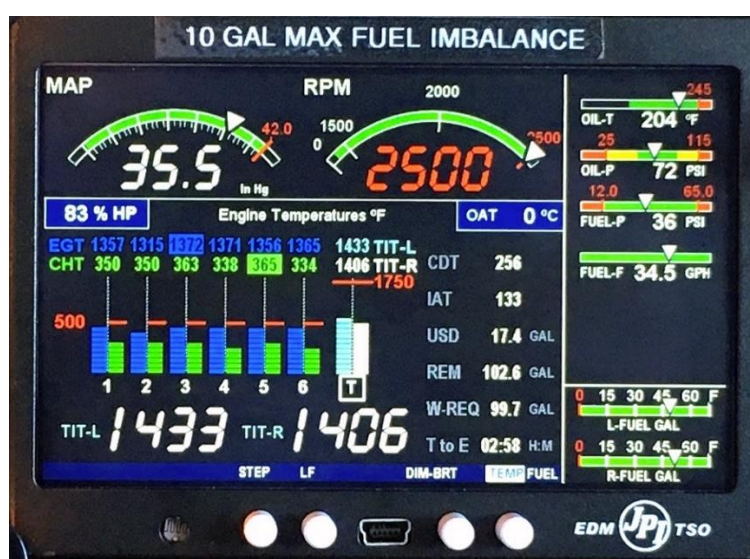
Tablica 2. prikazuje neke od općih značajki zrakoplova Cessna 172N, registracijskih oznaka 9A DMB.

Tablica 2. Opće značajke zrakoplova Cessna 172N 9A DMB

Model: Cessna 172N	Registracija: 9A-DMB
Godina proizvodnje	1977
Motor	Avco Lycoming 0-320-H2AD 160 BHP pri 2700RPM
Propeler	McCaughey Accessory Divison 1C160/DTM7557, 2 fiksno koraka, polumjer 74-75 in.
Gorivo	100LL Avionski benzin, 100 Avionski benzin, kapacitet 43 GAL, iskoristivo 40 GAL
Kapacitet kartera ulja	6 qt u karтеру, 7 qt ukoliko je filter ulja ugrađen
Masa praznog zrakoplova	1528,9 lbs
Maksimalne mase normalna kategorija	Polijetanje i slijetanje 2300 lbs
Specifična opterećenja	Krila 13.2 lbs/ft ² Snaga 14.4 lbs/HP
Duljina trupa	26 ft 11 in
Raspon krila	36 ft
Visina repa zrakoplova	8 ft do 9 ft 0.5 in

4.3 Prikaznik sustava EDM 900

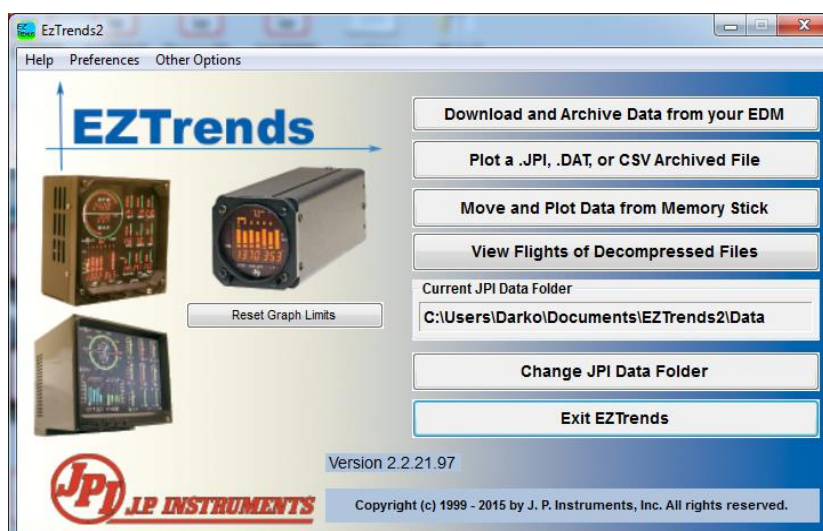
Prikaznik EDM 900 ugrađuje se na instrument ploču u otvor promjera 3.125 in, gdje može prikazivati u pejzažnom ili portretnom položaju ovisno o otvoru na instrument ploči. Zaslون prikaznika podijeljen je u 3 dijela. Gornji lijevi dio prikaznika određen je za indikaciju MAP i RPM. Donji lijevi dio rezerviran je za takozvani *Scanner* ili područje za poruke. Na desnoj strani nalaze se horizontalne trake za primarne komponente motora. Ne-primarne komponente imaju samo digitalno pokazivanje. Stupac TIT nalazi se desno od posljednjeg CHT/EGT, ako je primjenjivo. Na slici 11. je prikazan EDM 900 prikaznik ugrađen na zrakoplov Piper PA-46-500TP Malibu Meridian [12].



Slika 11. prikaznik uređaja ugrađen na instrument tablu zrakoplova tipa Piper PA-46-500TP Malibu Meridian

4.4 Program za očitavanje podataka sa uređaja EDM 900

Uređaj EDM 900 komprimira i snima parametre motora jednom svakih 6 sekundi, što se može promijeniti i u kraći period ukoliko je potrebno. Podatke je moguće pohraniti na USB disk pomoću priključka na uređaju. Uvid u podatke je moguć pomoću programa EZTrends2, koji je dostupan na web stranici tvrtke JPI [12]. Prikaz sučelja vidljiv je na slici 12.



Slika 12. prikaz sučelja programa EZTrends2

Prethodno navedeni program za očitavanje podataka i podaci skinuti sa uređaja iz zrakoplova registracijskih oznaka 9A DMB koristit će se kako bi se odredile performanse u letu.

5 REZULTATI ODREĐIVANJA PERFORMANSI KLIPNOG MOTORA O-320-H2AD U LETU

Prema propisima za homologaciju zrakoplovnih motora, karakteristike motora obavezno se prikazuju u priručnicima određenog tipa motora (*engl. Operators manual*) na temelju kojih se mogu izračunati važni podaci za određeni režim rada motora. Tako će se u ovom radu određivati važniji podaci sa motorskog dijagrama, i dijagrama koji povezuje snagu i protok goriva motora tipa O-320-H2AD koji je ugrađen u zrakoplov Hrvatskog zrakoplovnog nastavnog središta, tipa Cessna 172N, registracijske oznake 9A DMB. Određivanja će se provoditi na tri načina. Prvi način određivanja performansi je iz uređaja EDM 900, drugi način je putem formula za određivanje dostupne snage na nekoj visini i temperaturi leta, posljednji je putem dijagrama iz priručnika za navedeni tip motora.

5.1 Rezultati određivanja snage metodom motorskih dijagramima

Motorski dijagrami mogu se napraviti u slučaju kad su brzina vrtnje motora, tlak punjenja, temperatura zraka u rasplinjaču i visina po tlaku poznati. U slučaju ovog rada podaci temperature zraka u rasplinjaču nisu raspoloživi, zato što ih uređaj EDM 900 prikazuje kao sekundarne podatke motora, što znači da ih ne zapisuje u memoriju. Uzet će se podaci dobiveni iz uređaja EDM 900 za let 28.5 sa vremenom startanja motora 10 sati i 07 minuta, let je trajao 2 sata i 45 minuta maksimalna visina krstarenja bila je 8300 stopa. Razmotrit će se snaga u karakterističnim točkama u letu, a to su: snaga polijetanja, snaga za penjanje, snaga krstarenja i snaga u silaženju. Slika prikazuje motorski dijagram motora Lycoming O-320-H serije motora.

Za izračune određivanja performansi klipnog motora u letu koristit će se slijedeće formule:

$$p = p_N(1 - 2,256 \cdot 10^{-5} \cdot H_p)^{5.256}$$

$$\rho = \frac{p}{R \cdot T}$$

$$\sigma = \frac{\rho}{\rho_0}$$

$$T_S = 288.15 - 6.5 \cdot 10^{-3} \cdot H_p$$

$$BHP_{a\ ISA} = BHP_n \cdot \left(\sigma - \frac{(\sigma - 1)}{7.55} \right)$$

$$BHP_{a\ actual} = BHP_{a\ ISA} \cdot \sqrt{\frac{T_S}{T}}$$

Oznake u formuli predstavljaju:

p [Pa] – tlak na nekoj visini

p_N [Pa] – standardni atmosferski tlak

ρ [kg/m^3] – gustoća zraka

ρ_o [kg/m^3] - gustoća zraka pri standardnoj atmosferi na razini mora

σ -omjer gustoće zraka na nekoj visini i gustoće zraka pri standardnim atmosferskim uvjetima

T_S [K] – temperatura na nekoj visini u uvjetima standardne atmosfere

T [K] – temperatura na nekoj visini u stvarnim uvjetima

$BHP_{a\ ISA}$ [HP] – raspoloživa snaga motora na nekoj visini

BHP_n [HP] – raspoloživa nominalna snaga motora

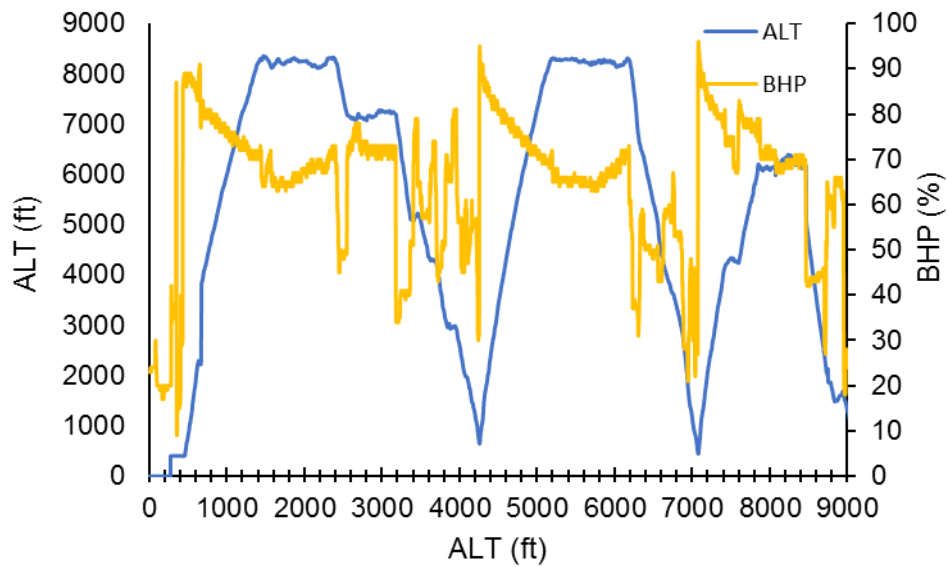
$BHP_{a\ actual}$ [HP] – stvarna snaga motora.

Na slici 13. u dijagramu su vidljive 3 etape leta sa promjenama snage. Na prvoj etapi koja je započela polijetanjem sa zračnog pristaništa Lučko, zrakoplov penje na visinu krstarenja od 8300 stopa punom snagom. Zatim dolazi do redukcije snage i silaženja na visinu potrebnu za početak instrumentalnog prilaza na uzletno sletnu stazu 32. Tijekom prilaza, zrakoplov slijedi proceduru neuspjelog prilaza, koristi se maksimalna snaga te zrakoplov opet penje na visinu krstarenja od 8300 stopa. Opet slijedi redukcija snage i silaženje sa visine za još jedan instrumentalni prilaz. Nakon drugog prilaza slijedi postavljanje pune snage i penjanje u smjeru sjeveroistoka prema zračnom pristaništu Lučko. U ovom radu odabrane su za analizu točki karakteristične za svaki let, polijetanje, penjanje, krstarenje i spuštanje. Odabrano je više točki za penjanje i silaženje, kako bi se prikazala promjena performansi promjenom visine, uzevši u obzir da motor zrakoplova nema ograničenje za korištenje maksimalne snage, te je praksa koristiti punu snagu tijekom penjanja kontrolirajući pri tome CHT i EGT. Tablica 3. prikazuje usporedbu performansi analiziranog leta.

Tablica 3. Usporedba performansi dobivenih iz uređaja, formula i motorskog dijagrama

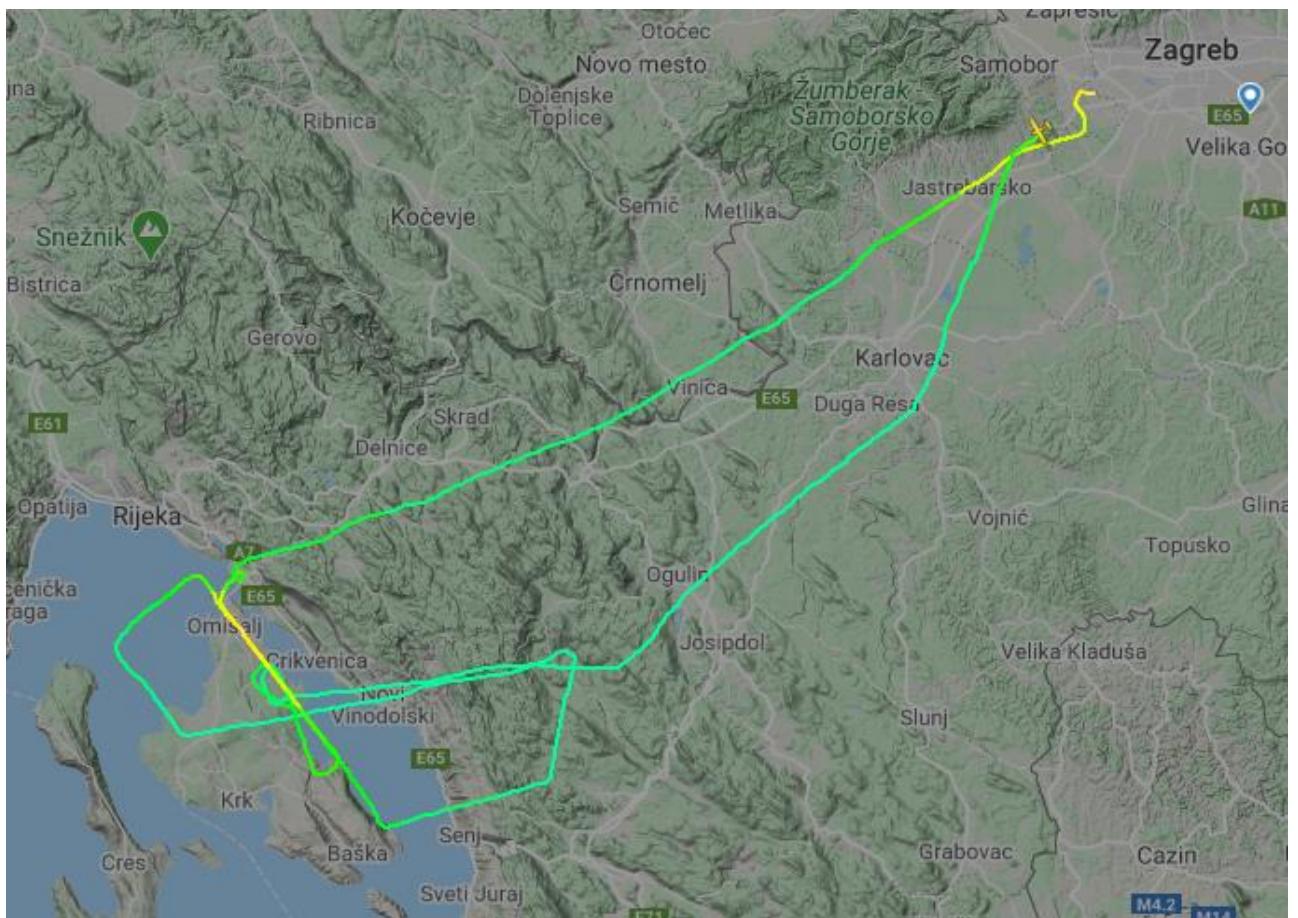
H_p [ft]	p [Pa]	OAT [°C]	ρ [$\frac{kg}{m^3}$]	σ	MAP [inHg]	BHP [%]	RPM [$\frac{o}{min}$]	FF [$\frac{GAL}{h}$]	BHP_{aisa} [%]	$BHP_{aactual}$ [%]	BHP_{chart} [%]
408	96518,085	13	1,175	0.959	29,8	89	2422	9,7	96,4	96,6	Nije primjenjivo
2296	76614,002	9	0,946	0,772	25,3	86	2481	9,6	80,2	78,9	83
4081	60988,29	9	0,753	0,615	16,2	80	2477	8,4	66,6	64,1	70,25
5202	52572,99	8	0,651	0,532	15,3	79	2505	7,8	59,4	56,5	62
6212	45820,69	5	0,574	0,468	14,3	75	2486	7,6	53,8	50,8	56,5
8306	34046,77	0	0,434	0,354	12,6	72	2529	7,2	44	40,7	N/A
8246	34345,91	1	0,436	0,356	9,6	61	2457	4,9	44,1	40,8	Nije primjenjivo
6876	41777,69	3	0,505	0,527	3,8	37	2119	1,6	50,5	47,5	Nije primjenjivo
2059	78912,06	14	0,957	0,782	13,5	29	1863	2,8	81,1	79,3	Nije primjenjivo

Razlika između snage dobivene iz motorskog dijagrama i snage dobivene iz podataka sa uređaja EDM 900 ukazuju na gubitke u performansama za analizirani let. Za prvu točku tlak punjenja je prevelik te određivanje snage pomoću dijagrama nije moguće. Za posljednje 4 točke motorski dijagram nije primjenjiv zbog premalog tlaka punjenja. Prosjek u gubitcima performansi za 4 slučaja za koje se moglo odrediti snagu iz motorskog dijagrama iznosi 5.36 %. Razlog tome mogu biti gubitci snage u: usisnom sustavu, ispušnom sustavu, sustavu za pokretanje dodatka koji su priključeni na pogonski sustav i sustavu za hlađenje koji ne hladi motor onako kako je proizvođač izračunao. U slučaju usisnog sustava uzrok gubitaka su: nesavršena protočnost zraka kroz usisni otvor, zagrijavanje usisnog sustava i turbulencije u sustavu distribucije goriva. U slučaju ispušnog sustava uzrok gubitka je nesavršenost dizajna ispušnog sustava. Gubitci zbog sustava za pogon dodatka zrakoplova kao što je naprimjer alternator su konstantni i mogu se odrediti mjerenjem snage kada motor radi bez njih i sa njima.



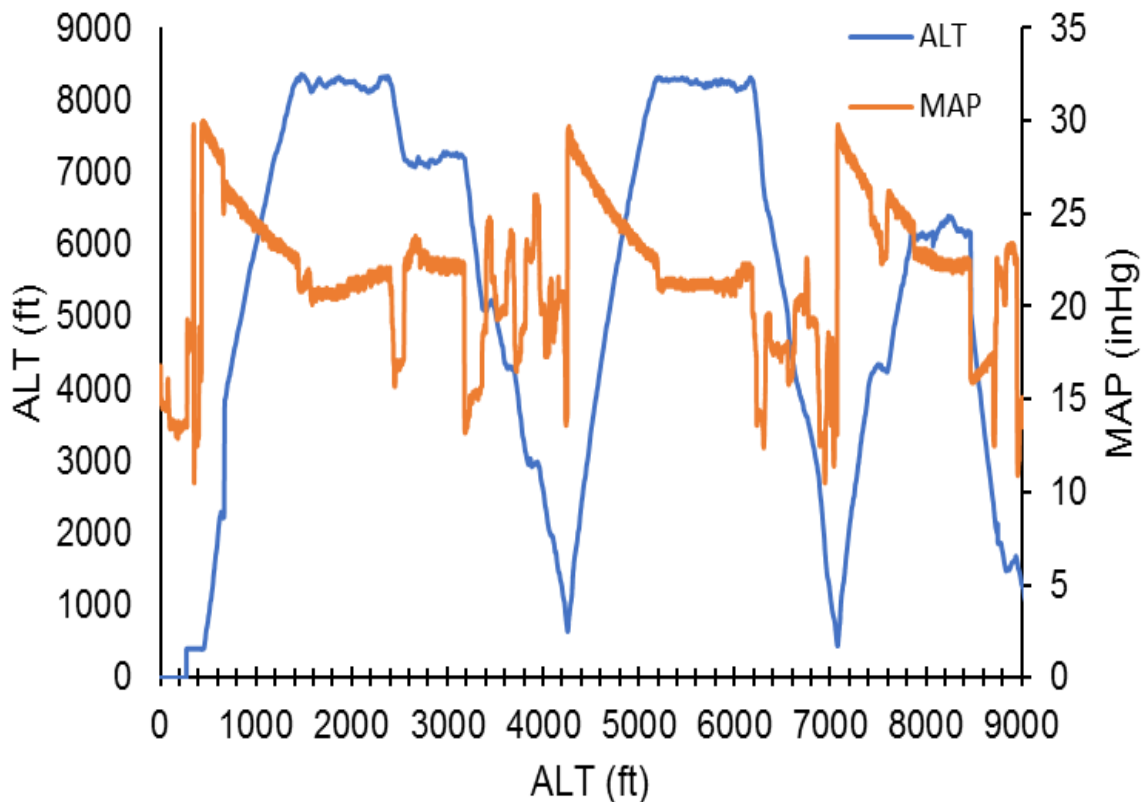
Slika 13. dijagram prikazuje promjenu snage zrakoplova promjenom visine po tlaku

Slika 14. prikazuje tlocrt analiziranog leta s aplikacije flightradar24.



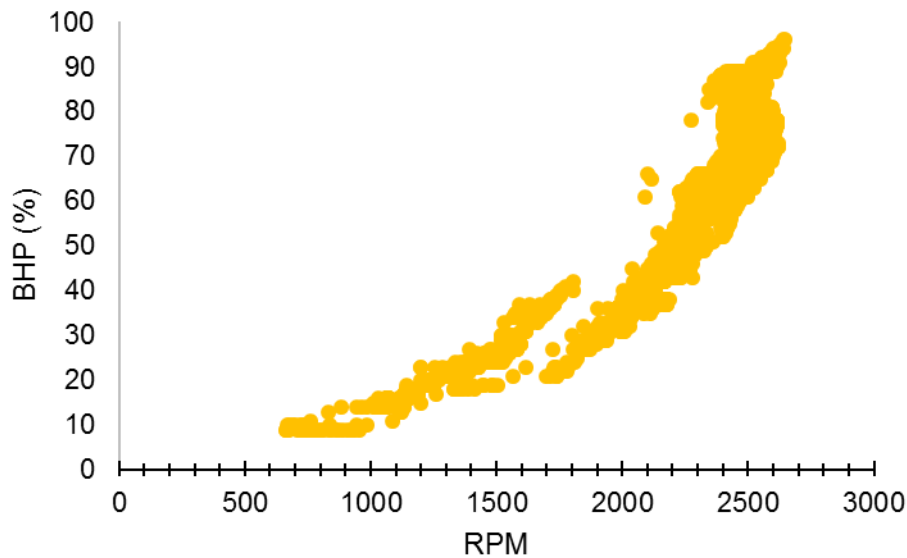
Slika 14. tlocrt leta prikazan preko aplikacije Flightradar24

Slika 15. prikazuje zašto neki od podataka u tablici nisu mjerodavni za izračun snage motora u letu, tlak punjenja na određenim visinama prenizak je za određivanje snage pomoću motorskog dijagrama. To za ovaj zrakoplov znači da se eliminira faza silaženja i faza nakon redukcije snage u krstarenju, koja se odvija kada zrakoplov popne na visinu krstarenja te zatim ubrza sa potpuno otvorenom zaklopkom rasplinjača, te zatim dolazi do redukcije snage.



Slika 15. dijagram ovisnosti MAP o visini po tlaku

Slika 16. prikazuje ovisnost snage motora i brzine vrtnje. Iz dijagrama se može uočiti da zrakoplov nema jednaku indikaciju snage motora za određenu brzinu vrtnje. Razlog tome je fiksni korak elise zrakoplova, čega je posljedica povećanje brzine vrtnje uslijed povećanja brzine pri istoj postavci ručice snage. To se događa naprimjer u tranziciji iz faze penjanja u fazu krstarenja i silaženju.

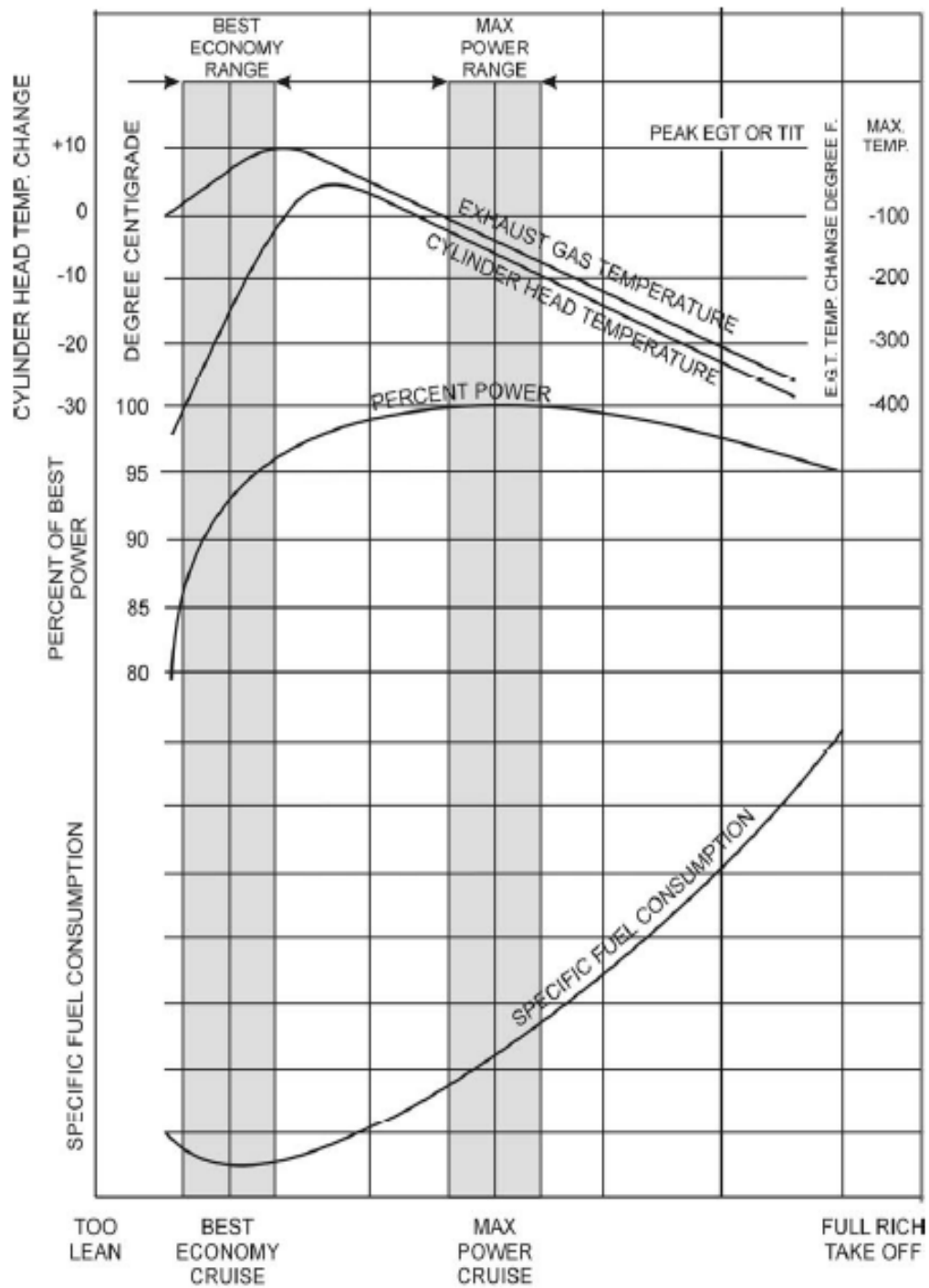


Slika 16. dijagram ovisnosti BHP i RPM

5.2 Rezultati mjerenja snage metodom protoka goriva

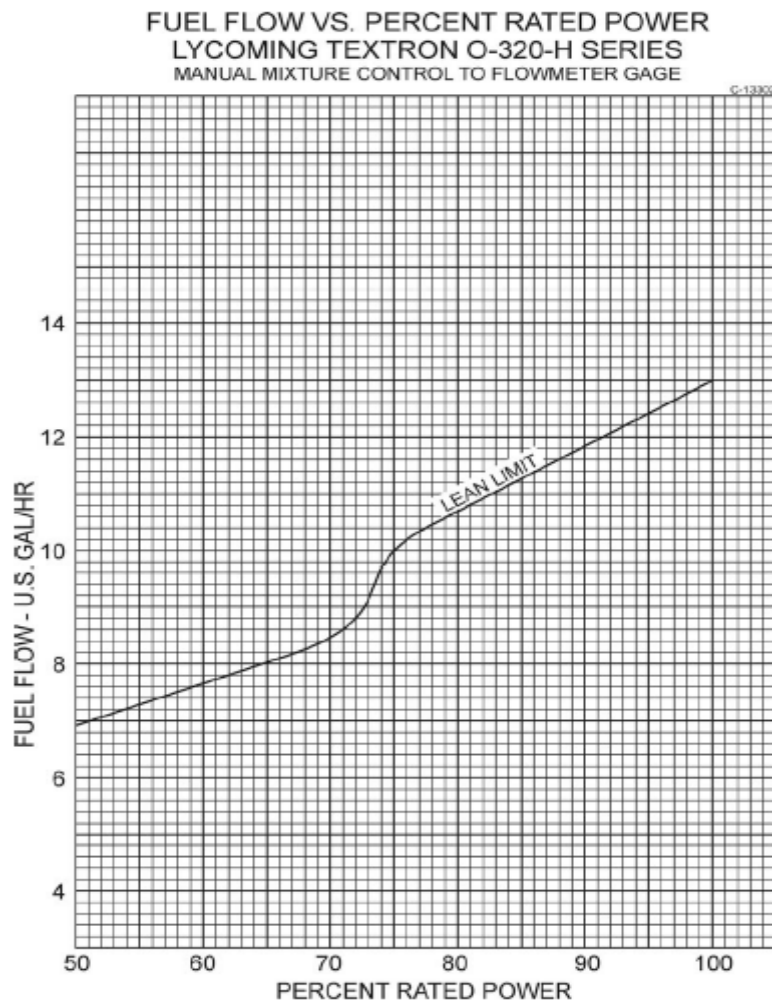
Kako bi se podesila siromašna smjesa u fazi krstarenja sa ručnom kontrolom smjese potrebno je: polako pomicati ručicu smjese iz pozicije bogate smjese u poziciju siromašne, zatim nastaviti pomicati ručicu dok se ne primjeti grub rad motora, obogatiti smjesu motora dok motor ne krene mirno raditi i snaga se povrati [9].

Na slici 17. je prikazan efekt osiromašivanja smjese na temperaturu glave cilindra, temperaturu ispušnih plinova, snagu motora i specifičnu potrošnje goriva pri konstantnoj brzini vrtnje i tlaku punjenja. Vidljivo je da specifična potrošnja goriva doseže maksimalnu vrijednost u režimu polijetanja sa bogatom smjesom i maksimalnom snagom, dok doseže minimum u režimu najboljeg ekonomičnog krstarenja (*engl. best economy cruise*). Krivulja postotka snage doseže maksimum u točki kada je temperatura glave cilindra manja za 30°C od maksimalne temperature i kada je temperatura ispušnih plinova manja za 400 °F od maksimalnog. Krivulje EGT i CHT prate sličan trend te dosežu svoj maksimum blizu režima leta *best economy range*.



Slika 17. posljedice osiromašivanja smjese na CHT, EGT, snagu motora, specifičnu potrošnju goriva, pri konstantom RPM i MAP

Slika 18. prikazuje ovisnost protoka goriva o postavkama snage motora za Lycoming O-320-H seriju motora. Kao pretpostavka uzima se smjesa koja je maksimalno osiromašena ručnom kontrolom smjese, navedenom procedurom pri konstantom tlaku punjena i broju okretaja motora.



Slika 18. Dijagram ovisnosti protoka goriva o postotku BHP

Kao ulazni podatci protoka goriva za ovu tablicu korišteni su podatci sa uređaja EDM 900. Uređaj koristi za mjerenje protoka goriva turbinski pretvarač (*engl. transducer turbine*) koji u slučaju povećanja protoka goriva uzrokuje povećanje broja okretaja turbine. Povećanjem broja okretaja turbine raste frekvencija pulseva koja se na prikazniku očitava kao povećan protok goriva. Zato što turbinski pretvarač (*engl. transducer turbine*) generira tisuće pulseva po galonu goriva, moguće je vrlo precizno odrediti protok goriva u motor. Prije startanja motora potrebno je upisati količinu goriva u spremnicima, zatim sustav prati ukupnu količinu goriva dovedenu u motor [12]. Slika 19. prikazuje turbinski pretvarač oznake 201B.



Slika 19. Turbinski pretvarač (engl. Fuel flow transducer) 201B

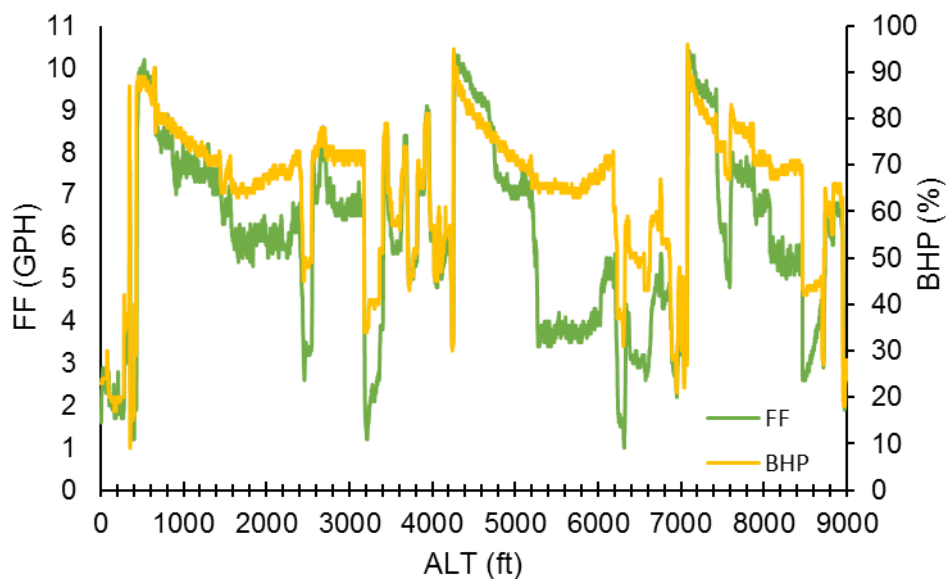
Tablica 4. Usporedba stvarnog protoka goriva i protoka goriva iz dijagrama ovisnosti protoka goriva i snage

ALT [ft]	OAT [°C]	BHP [%]	FF [$\frac{GAL}{h}$]	FF_{chart} [$\frac{GAL}{h}$]	ΔFF [%]
408	13	89	9,7	11,8	17,8
2296	9	86	9,6	11,6	17,2
4081	9	80	8,4	10,8	22,2
5202	8	79	7,8	10,3	24,3
6212	5	75	7,6	10	24
8306	0	72	7,2	8,9	19,1
8246	1	61	4,9	Nije primjenjivo	Nije primjenjivo
6876	3	37	1,6	Nije primjenjivo	Nije primjenjivo
2059	14	29	2,8	Nije primjenjivo	Nije primjenjivo

Iz tablice je vidljivo da uređaj daje informaciju o manjoj potrošnji goriva nego što je izračunato iz dijagrama. Razlog tome je što je dijagram iz priručnika motora napravljen za ISA uvjete na razini mora, a u tablici su podaci iz uređaja koji daju stvarnu potrošnju pri određenoj temperaturi i visini. Kako bi se korigirali podaci o volumnom protoku goriva iz tablice potrebno je napraviti korekciju volumena goriva za promjenu temperature. Za korekciju volumena potrebna nam je temperatura goriva na određenoj

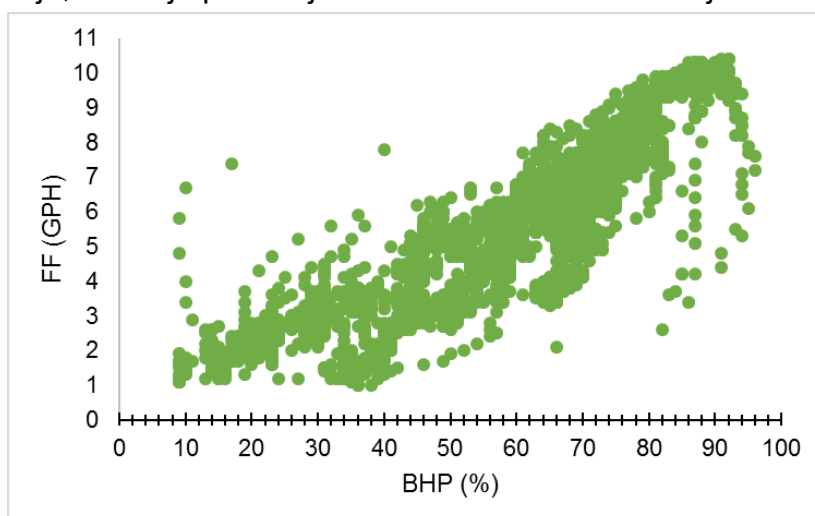
visini kako bi odredili gustoću, a masa goriva ostaje konstantna bez obzira na temperaturu. Korekcije volumena goriva za temperaturu u slučaju zrakoplova Cessna 172 nemaju velik utjecaj na protok goriva iz razloga što su protok goriva, volumen goriva u spremnicima, visine i time temperature na kojima zrakoplov leti relativno male.

Slika 20. prikazuje ovisnost protoka goriva sa određenim postavkama snage sa promjenom visine po tlaku. Vidljiva je korelacija protoka goriva u motor i snage koju motor postiže na određenoj visini. Metoda određivanja snage protokom goriva mjerodavna je samo u slučaju standardnim atmosferskih uvjeta na razini mora, a u svim ostalim slučajevima služi više kao aproksimacija.



Slika 20. Prikaz omjera protoka goriva sa određenim postavkama snage sa promjenom visine po tlaku

Slika 21. prikazuje odnos snage motora i protoka goriva, protok goriva nije za svaki režim leta jednak. Tako će najveća potrošnja biti kada zrakoplov leti na maloj brzini u režimu polijetanja, a manja potrošnja veže se uz režim krstarenja i silaženja.



Slika 21. Ovisnost snage motora o protoku goriva

ZAKLJUČAK

U današnje vrijeme razvitkom tehnologije uvelike je olakšano određivanje performansi zrakoplova u letu. Razni sustavi, programi i višenamjenski prikaznici pilotu omogućuju da u uvjetima koji su prisutni u trenutku kada let započne precizno odredi i nadgleda sve parametre povećavajući tako sigurnost leta, smanjujući mogućnost pogreške. Upotreba takvih alata sve češće danas se pojavljuje i u zrakoplovima sa klipnim pogonom kako bi se smanjili troškovi održavanja, eksploatacije, povećala sigurnost, odredile performanse i eventualno uočile anomalije u radu motora.

Uređaj EDM 900 jedan je od takvih alata, koji je u ovom radu poslužio za usporedbu podataka dobivenih iz memorije uređaja sa podacima dobivenih iz priručnika proizvođača. Uspoređeni su podaci o snazi motora i protoku goriva zato što su to najvažniji podaci koje pilot zrakoplova sa klipnim motorom koristi u letenju kako bi osigurao optimalan rad motora u određenom režimu leta. U slučaju usporedbe podataka sa uređaja i motorskih dijagrama koje je objavio proizvođač, dobivena je veća snaga na stranu motorskih dijagrama. Pretpostavlja se da su razlog tome nesavršenosti u konstrukciji cijelog zrakoplova, i dodatnih sustava koje proizvođač nije uzeo u obzir prilikom izrade dijagrama. Kod usporedbe protoka goriva, dobiven je veći protok goriva, u odnosu na izmjereni. Razlog tome je što je dijagram protoka goriva izrađen pri uvjetima standardne atmosfere na morskoj razini.

Analiziranjem i usporedbom podataka uočeno je da podaci odstupaju jedni od drugih, što ukazuje na nedostatke kod korištenja dijagrama za određivanje performansi klipnog motora u letu, jer su dijagrami rađeni samo za jedan specifičan slučaj.

LITERATURA

- [1] Thought.co. Preuzeto sa: <https://www.thoughtco.com/who-invented-the-car-4059932> [Pristupljeno: lipanj 2020.].
- [2] easa. Preuzeto sa: <https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/Annexes%20to%20Regulation.pdf> [Pristupljeno: svibanj 2020.].
- [3] Wikipedia. Preuzeto sa: https://en.wikipedia.org/wiki/Gunpowder_engine#/media/File:Huyghens_Engine.png [Pristupljeno : svibanj 2020.].
- [4] Bazijanac E. Zrakoplovni klipni motori. Zagreb: Fakultet prometnih znanosti; 2005.
- [5] Boldmethod. Preuzeto sa: <https://www.boldmethod.com/learn-to-fly/systems/whats-the-difference-turbocharger-vs-supercharger/> [Pristupljeno : lipanj 2020.].
- [6] C.A. Company. Pilot's Operating Handbook. Wichita: Cessna Aircraft Company; 1977.
- [7] Flight-mechanic. Preuzeto sa: <https://www.flight-mechanic.com/engine-installation-and-testing-part-two/> [Pristupljeno: lipanj 2020.].
- [8] R.D. Kimberlin. Flight Testing of Fixed-Wing Aircraft. Knoxville Tennessee; American Institute of Aeronautics and Astronautics 2003.
- [9] Lycoming. Preuzeto sa: <https://www.lycoming.com/content/operator%27s-manual-O-320-76-60297-22> [Pristupljeno : lipanj 2020.].
- [10] Skybrary. Preuzeto sa: <https://www.skybrary.aero/index.php/C172> [Pristupljeno: lipanj 2020.].
- [11] Skytamer. Preuzeto sa : https://www.skytamer.com/Cessna_172N.html [Pristupljeno: lipanj 2020.].
- [12] J.P. Instruments. Preuzeto sa : <https://www.jpinstruments.com/technical-support/> [Pristupljeno: lipanj 2020.].

POPIS SLIKA

Slika 1. Prikaz motora sa unutarnjim izgaranjem kojeg je izumio Christiaan Huygens [3]	2
Slika 2. Skica konstrukcijske koncepcije klipnog motora s pravocrtnim oscilacijskim gibanjem klipa [4].....	3
Slika 3. Načelo rada četverotaktnoga klipnog motora [4].....	5
Slika 4. Zrakoplovni klipni motor oznake O-320-H2AD	6
Slika 5. Usporedba snage po visini motora sa sustavom za prednabijanje i motora bez sustava za prednabijanje	7
Slika 6. Skica sustava za prednabijanje [4].....	8
Slika 7. Prikaznik tahometra sa karakterističnim postavkama snage.....	9
Slika 8. Ručice snage i smjese na zrakoplovu Cessna 172.....	9
Slika 9. Motorski dijagram za Lycoming motore 0-320 serija H [9]	12
Slika 10. tlocrt, nacrt i bokocrt zrakoplova Cessna 172	15
Slika 11. prikaznik uređaja ugrađen na instrument tablu zrakoplova tipa Piper PA-46-500TP Malibu Meridian.....	16
Slika 12. prikaz sučelja programa EZTrends2	17
Slika 13. dijagram prikazuje promjenu snage zrakoplova promjenom visine po tlaku21	
Slika 14. tlocrt leta prikazan preko aplikacije Flightradar24	21
Slika 15. dijagram ovisnosti MAP o visini po tlaku	22
Slika 16. dijagram ovisnosti BHP i RPM	23
Slika 17. posljedice osiromašivanja smjese na CHT, EGT, snagu motora, specifičnu potrošnju goriva, pri konstantom RPM i MAP	24
Slika 18. Dijagram ovisnosti protoka goriva o postotku BHP	25
Slika 19. Turbinski pretvarač (engl. Fuel flow transducer) 201B.....	26
Slika 20. Prikaz omjera protoka goriva sa određenim postavkama snage sa promjenom visine po tlaku	27
Slika 21. Ovisnost snage motora o protoku goriva	27

POPIS TABLICA

Tablica 1. Karakteristike motora Lycoming O-320-H2AD	14
Tablica 2. Opće značajke zrakoplova Cessna 172N 9A DMB	16
Tablica 3. Usporedba performansi dobivenih iz uređaja, formula i motorskog dijagrama.....	20
Tablica 4. Usporedba stvarnog protoka goriva i protoka goriva iz dijagrama ovisnosti protoka goriva i snage	26



Sveučilište u Zagrebu
Fakultet prometnih znanosti
10000 Zagreb
Vukelićeva 4

IZJAVA O AKADEMSKOJ ČESTITOSTI I SUGLASNOSTI

Izjavljujem i svojim potpisom potvrđujem da je _____ završni rad _____

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

Svojim potpisom potvrđujem i dajem suglasnost za javnu objavu završnog/diplomskog rada pod naslovom Određivanje performansi klipnog motora u letu, u Nacionalni repozitorij završnih i diplomskih radova ZIR.

Student:

U Zagrebu 14.7.2020

(potpis)