Matematički model optočnog mlaznog motora za određivanje performansi zrakoplova u ravnotežnom letu

Šepec, Igor

Undergraduate thesis / Završni rad

2016

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

Permanent link / Trajna poveznica: https://urn.nsk.hr/urn:nbn:hr:119:993801

Rights / Prava: In copyright / Zaštićeno autorskim pravom.

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



Repository / Repozitorij:

Faculty of Transport and Traffic Sciences - Institutional Repository







SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI

IGOR ŠEPEC

MATEMATIČKI MODEL OPTOČNOG MLAZNOG MOTORA ZA ODREĐIVANJE PERFORMANSI ZRAKOPLOVA U RAVNOTEŽNOM LETU

ZAVRŠNI RAD

Zagreb, 2016.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI
ODBOR ZA ZAVRŠNI RAD

Zagreb, 20. travnja 2016.

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

ZAVRŠNI ZADATAK br. 3601

Pristupnik: **Igor Šepec (0035178449)**
Studij: Aeronautika
Smjer: Pilot
Usmjerenje: Civilni pilot

Zadatak: **Matematički model optočnog mlaznog motora za određivanje performansi zrakoplova u ravnotežnom letu**

Opis zadatka:

U radu je potrebno objasniti princip rada optočnog mlaznog motora na primjeru CFM 56. Nadalje, potrebno je postaviti model motora za izračun performansi ove vrste motora u ravnotežnom letu. Za izabrane početne uvjete prema podacima iz eksploatacije, potrebno je izračunati potisak i specifičnu potrošnju goriva u izvanprojektnim režimima rada.

Zadatak uručen pristupniku: 4. ožujka 2016.

Mentor:

doc. dr. sc. Anita Domitrović

Predsjednik povjerenstva za završni ispit:

Sveučilište u Zagrebu
Fakultet prometnih znanosti

ZAVRŠNI RAD

MATEMATIČKI MODEL OPTOČNOG MLAZNOG MOTORA ZA ODREĐIVANJE PERFORMANSI ZRAKOPLOVA U RAVNOTEŽNOM LETU

MATHEMATICAL MODEL OF TURBOFAN ENGINE FOR DETERMING AIRCRAFT PERFORMANCE IN STEADY FLIGHT

Mentor: doc. dr. sc. Anita Domitrović

Student: Igor Šepec
JMBAG: 0035178449

Zagreb, rujan 2016.

Sažetak

Ovim završnim radom opisuje se rad mlaznih motora i pojedinačno komponente optočnog mlaznog motora na primjeru motora CFM56-5B, koji se između ostalih koristi na zrakoplovu Airbus A320. Također u ovom radu opisan je jednoliki ustaljeni let zrakoplova, te u tom režimu leta postavljene su jednadžbe, odnosno matematički model optočnog mlaznog motora. Matematički model služi za izračun performansi motora u projektnim i izvanprojektnim režimima rada.

Ključne riječi: optočni mlazni motor, jednoliki ustaljeni let zrakoplova, matematički model, proračuni performansi motora

Summary

The aim of this thesis is to describe the jet engine and its functioning in general, as well as to represent the single components of the turbofan. The components will be elaborated on the example of CFM56-5B engine which is, among all others, used on the Airbus A320. Furthermore, the paper illustrates the steady flight of the aircraft. In that precise flight mode equations are set, i.e. the mathematical model of the turbofan. The mathematical model is used for engine performance calculation in both design operating mode and in condition of operation.

Key words: turbofan, steady aicraft flight, the mathematical model, the engine performance calculation

Sadržaj

1. Uvod 1
2. Glavni dijelovi i princip rada optočnog mlaznog motora na primjeru CFM 56 2
   2.1. Glavni dijelovi optočnog mlaznog motora 2
      2.1.1. Uvodnik 3
      2.1.2. Ventilator 3
      2.1.3. Niskotlačni i visokotlačni kompresor 3
      2.1.4. Komora izgaranja 4
      2.1.5. Turbina visokog i niskog tlaka 4
      2.1.6. Mlaznik 5
      2.1.7. FADEC i hidromehanički sustav 5
   2.2. Princip rada optočnog mlaznog motora 6
      2.2.1. Idealni termodinamički ciklus plinske turbine 6
      2.2.2. Proces paljenja optočnog mlaznog motora 7
      2.2.3. Režimi rada i eksploatacija motora CFM 56 9
3. Jednoliki ustaljeni let zrakoplova 12
   3.1. Jednoliko ustaljeno penjanje/poniranje zrakoplova 14
   3.2. Jednoliki ustaljeni horizontalan let zrakoplova 15
4. Jednadžbe potiska i potrošnje goriva 16
5. Analiza performansi optočnog mlaznog motora u uvjetima eksploatacije 18
   5.1. Matematička analiza i formulacija modela izračuna performansi optočnog mlaznog motora 18
      5.1.1. Formulacija pojedinih komponenata optočnog mlaznog motora 19
      5.1.2. Matematička formulacija izračuna performansi optočnog mlaznog motora 22
   5.2. Analiza performansi u uvjetima eksploatacije motora 25
6. Zaključak 28

1. Uvod

Projektiranje i konstrukcija zrakoplovnih mlaznih motora kompleksan je posao. Zrakoplovni mlazni motori mogu se podijeliti na više tipova motora poput elisno-mlaznih (*turboprop*), vratilno-mlaznih (*turboshaft*), optočno mlaznih motora (*turbofan*). Koji će motor biti ugrađen na zrakoplov ovisi o visini i brzini leta, te uvjetima eksploatacije. Optočni mlazni motori mogu se podijeliti na optočne mlazne motore s visokim stupnjem optočnosti i optočne mlazne motore sa niskim stupnjem optočnosti. Svi ovi motori pripadaju atmosferskim mlaznim motorima (*air breathing engines*), odnosno potrebno je dovesti određenu količinu zraka za njihov rad.

Konstrukcija motora kompleksan je zadatak jer se prvo moraju utvrditi uvjeti eksploatacije zrakoplova, a time i samog motora. Zbog toga se računaju projektni i izvanprojektni režimi rada zrakoplova, kojima se u određenim uvjetima određuju minimalna potrošnja goriva, maksimalan potisak itd. Uzimajući stanje atmosfere na razini mora (*ISA SL – International Standard Atmosphere Sea Level*), dobiva se proračun za projektni režim rada, dok se kod izvanprojektnog režima rada u obzir uzimaju režimi leta u kojima će se motor koristiti. Projektni režim rada osnova je za daljnje konstruiranje i proračune motora, a izvanprojektni režim rada prikazuje performanse motora u uvjetima eksploatacije.

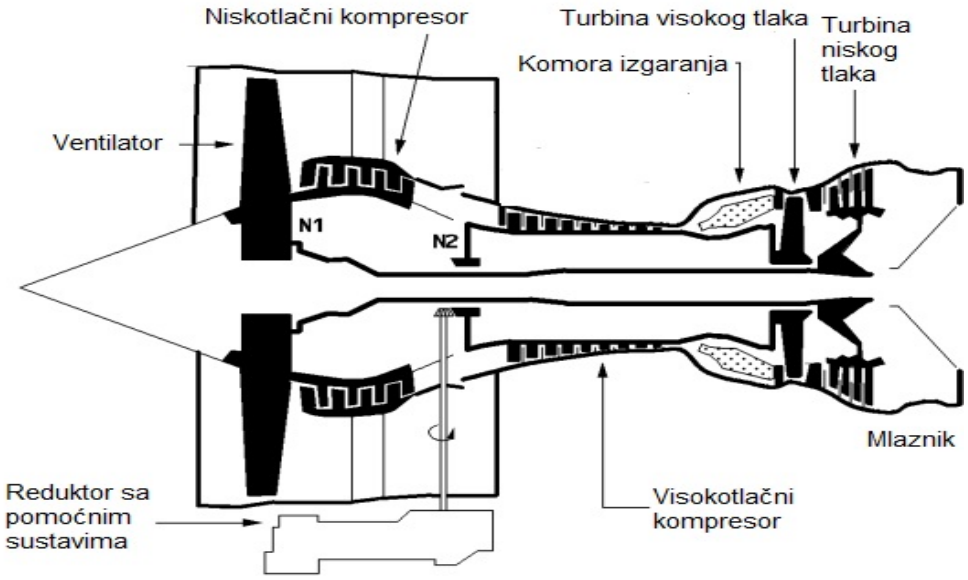
Rad je organiziran u šest poglavlja. Nakon uvoda, u drugom poglavlju opisuju se pojedini dijelovi motora CFM 56, i općeniti princip rada mlaznih motora. Treće poglavlje analizira uvjete jednolikog ustaljenog leta zrakoplova, dok se u četvrtom poglavlju definiraju jednadžbe potiska i potrošnje goriva. Peto poglavlje opisuje matematičku analizu i formulaciju modela izračuna performansi optočnog mlaznog motora, pri čemu je dijagramima prikazana ovisnost potrošnje, potiska i masenog protoka o Machovom broju, odnosno brzini zrakoplova u izvanprojektnim režimima rada motora. U šestom poglavlju iznesena su razmišljanja i zaključci o ovome radu. Na kraju rada nalazi popis literature, popis slika i tablica, te popis oznaka i indeksa.

2. Glavni dijelovi i princip rada optočnog mlaznog motora na primjeru CFM 56

Optočni mlazni motori pripadaju skupini atmosferskih mlaznih motora, odnosno za njihov pravilan rad potrebno je dovesti određenu količinu zraka na uvodnik motora. Kod dvovratilnih optočnih mlaznih motora s visokim stupnjem optočnosti, kao što je motor CFM 56, velik dio potiska dobiva iz hladne struje zraka, i primjenu imaju u transportnim i putničkim zrakoplovima, dok se motori sa niskim stupnjem optočnosti upotrebljavaju kod vojnih zrakoplova. Kod takvih motora važno je i definirati stupanj optočnosti, kao omjer masenog protoka hladne i tople struje zraka. Kod motora s visokim stupnjem optočnosti taj omjer iznosi između 5:1 i 6:1. Glavni dijelovi ovakvog motora su uvodnik, ventilator, niskotlačni i visoko tlačni kompresor, turbina niskog i visokog tlaka i mlaznik, a upravljanje motora obavlja se preko FADEC sustava. Današnji proizvođači dvovratilnih optočnih mlaznih motora s visokim stupnjem optočnosti, teže smanjenju troškova održavanja i smanjenju potrošnje goriva, te smanjenju buke i povećanju sigurnosti uz zadržavanje postojećih performansi motora.

2.1. Glavni dijelovi optočnog mlaznog motora

Glavni dijelovi optočnog mlaznog motora na primjeru motora CFM 56 su: uvodnik, ventilator, niskotlačni i visokotlačni kompresor, komora izgaranja, turbina visokog tlaka, turbina niskog tlaka i mlaznik (Slika 1).



Slika 1. Optočni mlazni motor s visokim stupnjem optočnosti [1]

2.1.1. Uvodnik

Osnovna zadaća uvodnika je jednoliko dovođenje zraka do motora u svim režimima rada motora, i u svim režimima leta zrakoplova. Uvodnik se izrađuje u obliku difuzora, kako bi se usporila struja zraka na ulasku u motor. Zbog malog kuta divergencije difuzora, dolazi do malog povećanja tlaka, te neće nastati odvajanje graničnog sloja. Kod motora CFM 56 uvodnik ima nepromjenjivu geometriju.

2.1.2. Ventilator

Kod optočnih mlaznih motora sa visokim stupnjem optočnosti, ventilator stvara najviše potiska. Lopatice ventilatora izrađene su od legura titana, i u korijenu su napravljene tako da se jednostavno mogu zamijeniti u slučaju oštećenja, odnosno bez rastavljanja cijelog motora. Ventilator je vratilom povezan sa 4 stupnja niskotlačnog kompresora i 4 stupnja turbine niskog tlaka. Struja zraka koju ventilator stvara tijekom rada motora i koja opstrujava oko jezgre motora naziva se hladna struja zraka i ona stvara većinu potiska, dok manji dio potiska stvara topla struja zraka koja prolazi kroz jezgru motora. Ovisno o tipu zrakoplova optočni mlazni motor može biti sa visokim stupnjem optočnosti ili niskim stupnjem optočnosti.

Stupanj optočnosti (BPR- *By-pass Ratio*) definira se kao omjer masenog protoka hladne struje zraka ($\dot{m}_C$) i tople struje zraka ($\dot{m}_H$). Kod motora CFM 56-5B stupanj optočnosti iznosi 5,7:1.

$$BPR = \frac{\dot{m}_C}{\dot{m}_H} \qquad (2.1.2.1.)$$

2.1.3. Niskotlačni i visokotlačni kompresor

Zadaća kompresora je povećanje tlaka zraka na ulasku u komoru izgaranja. Zbog povećanja tlaka zraka dolazi do njegovog zagrijavanja. Prema izvedbi kompresori mogu biti aksijalni i radijalni. Aksijalni kompresori imaju manji stupanj povećanja tlaka po jednom stupnju od radijalnih, ali zbog mogućnosti nizanja više stupnjeva aksijalnih kompresora, mogu ostvariti veći stupanj povećanja tlaka u odnosu na radijalne. Motor CFM 56 koristi aksijalni kompresor koji se sastoji od više stupnjeva. Jedan stupanj kompresora čine jedan vijenac rotorskih lopatica i jedan vijenac statorskih lopatica. Niskotlačni kompresor motora CFM 56 sastoji se od 4 stupnja i

pokretan je turbinom niskog tlaka i na istom se vratilu nalazi i ventilator, dok se visokotlačni kompresor sastoji od 9 stupnjeva i pokretan je turbinom visokog tlaka. Visokotlačni kompresor pokreće reduktor, preko kojeg se pogoni alternator, generator, pumpa za gorivo, hidromehanički sustav i sustav za podmazivanje. Poželjno je da jedan stupanj kompresora omogući što veće povećanje statičkog tlaka, tj. da stupanj povećanja tlaka π bude što veći [2].

$$\pi = P_3/P_1 \tag{2.1.3.1}$$

2.1.4. Komora izgaranja

Zrak pod tlakom prije samog ulaska u komoru izgaranja prolazi kroz difuzor gdje mu se dodatno smanjuje brzina kako bi se osiguralo stabilno izgaranje. Komora izgaranja je dvostrukog prstenastog oblika. Prednosti komore izgaranja ovakvog tipa su dodatno smanjenje emisije dušikovih oksida (NO_x), smanjenje temperature plamena i smanjenje vremena zadržavanja plamena povećanjem brzine strujanja u području izgaranja i smanjenjem duljine same komore izgaranja [3]. Dvostruka komora sadrži i unutarnji prsten sa brizgaljkama goriva. Kod malih snaga u upotrebi je samo vanjski prsten, zbog malih brzina strujanja i pritom stabilnijeg izgaranja, dok su kod većih snaga oba prstena u upotrebi, ali veći postotak zraka i goriva izgara u unutarnjem prstenu zbog većih brzina strujanja zraka i kraćeg zadržavanja plamena.

2.1.5. Turbina visokog i niskog tlaka

Vrući i ubrzani plinovi izgaranja iz komore izgaranja prvo dolaze do lopatica turbine visokog tlaka. Kako su loptice turbine izložene visokim mehaničkim i toplinskim opterećenjima, potrebno ih je izraditi od materijala otpornih na oksidaciju i koroziju na povišenim temperaturama, moraju biti otporne i na puzanje i termomehanički umor materijala. Zadaća je turbina pretvoriti kinetičku energiju ispušnih plinova u mehaničku za pokretanje vratila kompresora. Motor CFM 56 ima aksijalnu turbinu koja se sastoji od jednog stupnja turbine visokog tlaka i 4 stupnja turbine niskog tlaka. Turbina visokog tlaka sastoji se od uvodnika i vijenca rotorskih lopatica. Rotorske lopatice su vezane vratilom sa visokotlačnim kompresorom. Lopatice se hlade tako da ispušteni zrak iz kompresora ulazi u odjeljke lopatica i izlazi na prednjem i stražnjem rubu. Zračni raspor između oplate, odnosno nosača brizgaljki i komore izgaranja usmjerava zrak

pod tlakom iz 5. i 9. stupnja kompresora na kućište, čime se hladnim zrakom iz kompresora osigurava manji zazor između vrha lopatice rotora i kućišta. Turbina niskog tlaka se sastoji od 4 stupnja, na drugom stupnju nalaze se otvori za 9 EGT sondi. Lopatice turbine kod ovakve vrste motora dobivene su tehnologijom usmjerene kristalizacije, čiji je produkt tzv. jednokristalna lopatica, dok su materijali koji se upotrebljavaju najčešće na bazi nikla.

2.1.6. Mlaznik

Brzina ispušnih plinova dodatno se ubrzava kroz mlaznik, koji potencijalnu energiju ispušnih plinova pretvara u kinetičku, time povećavajući ukupni potisak. Kroz mlaznik se također smanjuje turbulentno strujanje ispušnih plinova. Kod optočnih mlaznih motora mlaznik je najčešće konvergentni i najveća brzina izlaska struje zraka iz takvog mlaznika je jedanak brzini zvuka (Ma=1), pri čemu se za takav mlaznik kaže da je gušeni.

2.1.7. FADEC i hidromehanički sustav

FADEC (*Full Authority Digital Engine Control*) je sustav koji se sastoji od računala ECU (Engine Control Unit), regulatora goriva FCU (Fuel Control Unit), senzora koji mjere parametre motora (N1, N2, EGT, FF itd.) i okoline i hidromehaničkog sustava koji reguliraju rad motora [2]. Svaki motor CFM 56 opremljen je sa dvostrukim FADEC sustavom, koji omogućava pregled podatka pogonskog sustava. Kako bi mogao regulirati sustave motora, kontrola potiska i optimizacija rada motora, FADEC mora osigurati [4]:

- Kontrolu i protok goriva
- Upravljanje snagom
- Podatke na instrument ploči u pilotskoj kabini
- Automatsko postavljanje snage
- Podatke za održavanje motora
- Zaštitu prekoračenja dozvoljenih granica motora
- Kontrolu skretača mlaza
- Povratnu vezu
- Automatsko paljenje motora

Hidromehanički sustav kao dio FADEC sustava, prima električne signale od ECU-a, i pretvara ih kroz zakretni moment motora/servoventila u protok goriva motora i ostale hidrauličke signale prema različitim vanjskim sustavima [4].

Hidromehanički sustav sastoji se od [4]:

- Sustava regulacije tlaka
- Sustava za mjerenje goriva
- Tlačnog ventila
- Sustava za isključenje
- Sustava regulacije protoka

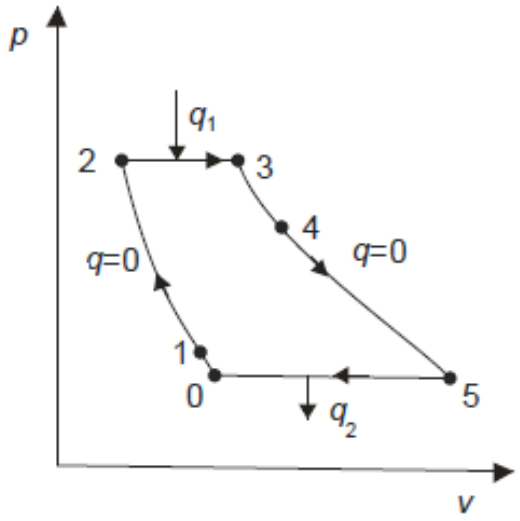
2.2. Princip rada optočnog mlaznog motora

Rad optočnog mlaznog motora zasniva se na radu plinske turbine. Glavni dijelovi plinske turbine su kompresor, komora izgaranja i turbina. Pod pojmom plinska turbina obično se podrazumijeva postrojenje koje korisnu energiju predaje preko vratila turbine, a mlazni motor je plinska turbina koja korisnu energiju predaje u obliku kinetičke energije mlaza ispušnih plinova [2].

2.2.1. Idealni termodinamički ciklus plinske turbine

Bryantov, odnosno Jouleov idealni je matematički ciklus kojim je objašnjen rad plinske turbine (*Slika 2.*). Analiza idealnog ciklusa zasniva se na slijedećim pretpostavkama:

- radna tvar je idealni plin čiji se sastav ne mijenja tijekom procesa, te ne postoje gubitci mase
- ne postoje gubitci topline, pad tlaka uslijed prigušivanja i ne postoji trenje, dakle procesi sabijanja i širenja su izentropski
- ekspanzija mlaza se završava u mlazniku do atmosferskog tlaka, a radna tvar se uvjetno vraća u prvobitno stanje putem izobarske predaje topline okolini
- sva toplinska energija sadržana u gorivu se predaje radnoj tvari bez gubitaka čime se zamjenjuje proces izgaranja.



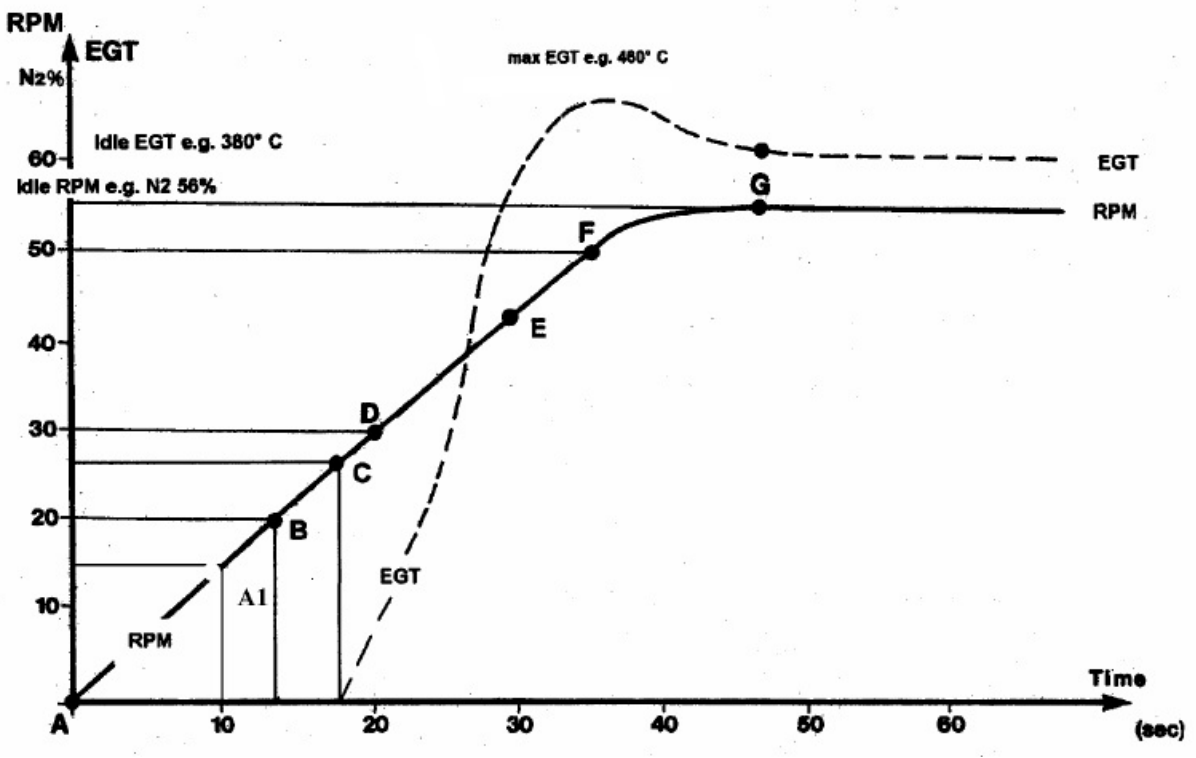
Slika 2. Idealni proces mlaznih motora u *p-v* dijagramu [2]

Opis dijagrama [2]:

- 0-1 : zrak (radna tvar) ulazi u uvodnik i blago mu se povećava tlak
- 1-2 : kompresor povećava tlak, a samim time i temperaturu radne tvari
- 2-3 : u komoru izgaranja se ubrizgava gorivo i zapaljuje se
- 3-4 : produkti izgaranja ekspandiraju u sekciji turbine
- 4-5 : ekspanzija se nastavlja u mlazniku, preostala potencijalna energija se pretvara u kinetičku
- 0-5 : završetak ciklusa, toplina se predaje okolini

2.2.2. Proces paljenja optočnog mlaznog motora

Optočni mlazni motor većinu potiska proizvede preko ventilatora koji je vratilom spojen sa niskotlačnim kompresorom i turbinom niskog tlaka. Pri pokretanju motora potreban je sustav za pokretanje koji će omogućiti okretanje visokotlačnog kompresora i turbine, a time i protok zraka kroz komoru izgaranja i sustav koji će omogućiti zapaljenje smjese.



Slika 3. Graf pokretanja mlaznog motora [2]

Postupak pokretanja optočnog mlaznog motora odvija se prema scenariju prikazanom na slici 3, kako slijedi [2]:

- A - uključen pokretač (počinje okretanje visokotlačnog kompresora i turbine)
- A1 – uključeno paljenje na svjećicama
- B – uključeno napajanje gorivom
- C – zapaljenje smjese
- D – samoodrživa brzina vrtnje
- E – isključen pokretač
- F – isključeno paljenje
- G – dostignuta brzina vrtnje praznog hoda

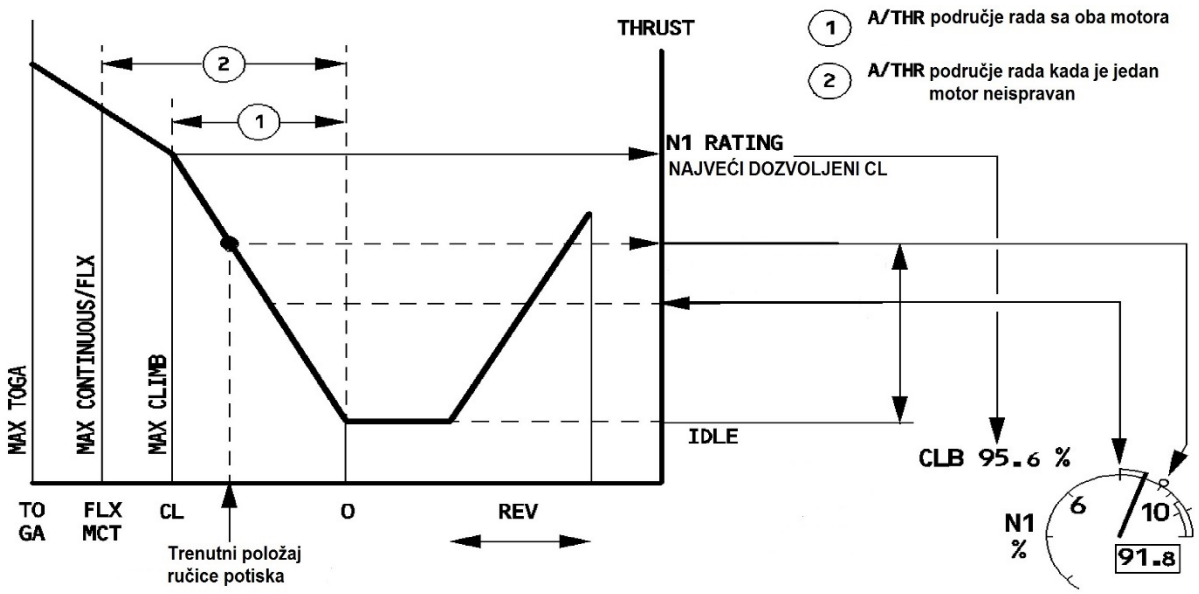
Kod pokretanja motora može doći i do nepravilnog pokretanja. Jedan od primjera je „*wet start*“, kada zbog nedostatka ubrizgavanja goriva ne dolazi do zapaljenja smjese ili postoji izostanak paljenja svjećica. Drugi primjer je „*hot start*“ kad dolazi do prekoračenja temperature ispušnih plinova (EGT – *Exhaust Gas Temperature*). Ovakvo nepravilno pokretanje uzrokovano je zbog veće količine ubrizganog goriva ili zbog zaostalog goriva u komori izgaranja. „*Hung start*“ očituje se presporim povećanjem

broja okretaja ili ponovnim padom broja okretaja, što se događa u slučaju preranog isključenja pokretača. Ako nema indikacije da se niskotlačni kompresor okreće (N1), postoji mogućnost da je vratilo niskotlačnog kompresora blokirano, a u slučaju da nema indikacije tlaka ulja motor je potrebno zaustaviti zbog moguće neispravnosti sustava za podmazivanje.

2.2.3. Režimi rada i eksploatacija motora CFM 56

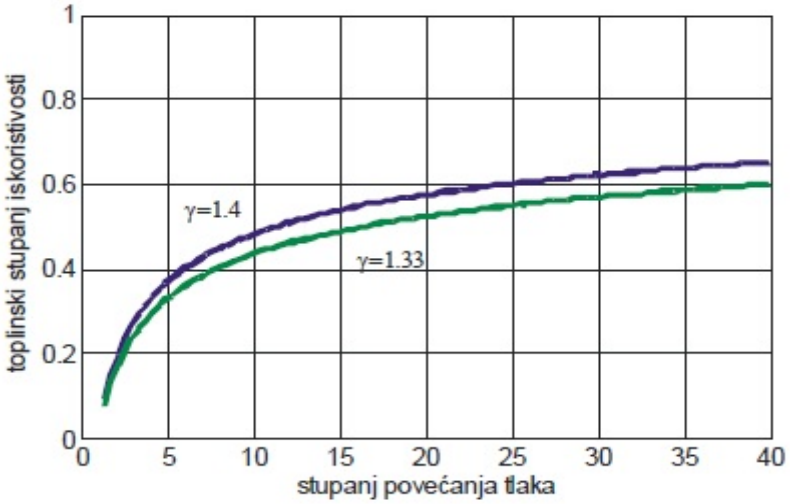
Ovisno o traženom režimu letenja, upravljanje potiskom može biti automatsko ili ručno. U oba slučaja FADEC kontrolira parametre motora, i ne dopušta prekoračenje maksimalnih vrijednosti motora [5]. Na primjeru zrakoplova Airbus 320, ručice potiska mogu se pomicati samo ručno, hod ručice podijeljen je u 4 sekcije, sa 5 graničnika. U slučaju da se leti ručno „*Auto-thrust*“ mora biti isključen. Podjela sekcija ručice potiska i veličine potiska prikazane su na slici 4.

Najveći potisak je u slučaju ručice potiska u položaju TO/GA (*Take off/Go Around*). U polijetanju FADEC postavlja snagu motora prema izračunatim vrijednostima za stanje atmosfere, duljine uzletno-sletne staze i mase zrakoplova, a u proceduri neuspjelog prilaženja potisak kontroliran od srane FADEC-a postavlja na potisak potreban za izvršenje manevra zrakoplova. Kada pilot zrakoplova odredi da za uzlijetanje nije potrebna maksimalna snaga za trenutne uvjete atmosfere (vjetar, temperatura i tlak), duljine uzletno-sletne staze i mase zrakoplova, položaj ručice postavlja se na FLEX/MCT. U tom režimu rada motor će stvarati manji potisak, ali uz manju buku i manje trošenje motora. CL položaj označava penjanje, ručica se u taj položaj postavlja nakon što zrakoplov u polijetanju dosegne određenu visinu iznad elevacije aerodroma. U tom položaju ručica potiska ostaje tijekom cijelog vremena horizontalnog leta, te uz „*auto-thrust*“ kontrolira i regulira potisak zrakoplova. „*Rev idle*“ označava područje u kojem je motor na „*idle*“ potisku, uz otvoreni skretač mlaza. Ova postavka potiska se najčešće koristi kada je staza za slijetanje dovoljne duljine, odnosno kada ne treba pri slijetanju kočiti sa maksimalnim potiskom skretača mlaza, time se dodatno smanjuje opterećenje turbine motora. „*Max rev*“ označava maksimalan negativan potisak koji se formira pri otvaranju skretača mlaza, ali dovodi i do velikog opterećenja turbine.



Slika 4. Položaj poluge potiska [5]

Ograničenja u radu motora određena su maksimalnom temperaturom ispred turbine (TIT – Turbine Inlet Temperature). Što je veći stupanj povećanja tlaka time će i toplinski stupanj iskoristivosti biti veći (*Slika 5.*), ali će rasti i temperatura ispred turbine, odnosno možemo reći je stupanj povećanja tlaka definiran izdržljivošću materijala lopatice turbina. Kod motora CFM 56, stupanj povećanja tlaka iznosi 32,6. Pri najvećem potisku broj okretaja vratila niskog tlaka N1 iznosi 5200 RPM (104%), dok je broj okretaja vratila visokog tlaka N2 15183 RPM (105%) [4]. Kod najvećeg potiska najveća dozvoljena temperatura ispušnih plinova ne smije prijeći 950°C.



Slika 5. Utjecaj stupnja povećanja tlaka na toplinski stupanj iskoristivosti [2]

CFM 56 serija je optočnih mlaznih motora s visokim stupnjem optočnosti, motor proizvode dvije tvrtke, SNECMA i GE Aviation [6]. Jedan je od najprodavanijih optočnih mlaznih motora i proizvodi se u 5 osnovnih modela. Koristi se na mnogim putničkim zrakoplovima, među kojima je i Airbus A320, koji koristi motor CFM 56-5B. Robusnost i jednostavnost motora CFM 56 svrstava ga među pouzdanije motore, s većom mogućnošću popravka i trajnošću [7]. Airbus A320 dvomotorni je zrakoplov srednjeg doleta, najvećeg kapaciteta putnika do 195 i jedan je najprodavanijih zrakoplova na svijetu.

3. Jednoliki ustaljeni let zrakoplova

Jednoliki ustaljeni let zrakoplova je takav let u kojem se zrakoplov kreće konstantnom brzinom pri čemu je u ravnotežnom letu i suma svih momenata koji djeluju oko centra mase jednaka je nuli. Jednoliki ustaljeni let može se promatrati u penjanju, spuštanju i horizontalnom letu, ovisno o režimu leta u ova tri uvjeta, otkloni upravljačkih površina, odnosno vertikalnog i horizontalnog kormila, te krilaca, moraju biti konstantni, kao i postavke snage/potiska. Za potrebe analize jednolikog ustaljenog leta, zrakoplov se promatra kao kruto tijelo bez promjene mase, odnosno sa konstantnom pozicijom centra težišta i opisuje se dvama koordinatnim sustavima, jednim s ishodištem vezanim za zemlju, dok je drugome ishodište u centru težišta zrakoplova. Koordinatni sustav s ishodištem vezanim za zemlju nepomičan je, sastoji se od tri osi, os *x* i os *y* leže u horizontalnoj ravnini, dok je os *z* u vertikalnoj ravnini (u pozitivnom smjeru pokazuje prema dolje). Gibanje zrakoplova s obzirom na taj koordinatni sustav definira gibanje zrakoplova u odnosu na zemlju. Kod koordinatnog sustava s ishodištem u centru težišta zrakoplova os *x* prolazi kroz produljenu uzdužnu os zrakoplova, os *y* prolazi kroz desno krilo, dok je pozitivna os *z* okomita na os *x* i os *y*, te usmjerena prema dolje.

Promatrajući zrakoplov na *Slika 6.* u jednolikom ustaljenom penjanju opisujemo slijedeće veličine:

- X_I i Z_I – osi koordinatnog sustava sa ishodištem vezanim za zemlju
- X_B i Z_B – osi koordinatnog sustava sa ishodištem u centru težišta zrakoplova
- Θ – kut propinjanja, kut između osi X_B i osi X_I
- V_X – horizontalna brzina zrakoplova
- V_Z – vertikalna brzina zrakoplova, odnosno brzina spuštanja u zemaljskom koordinatnom sustavu
- $(-)\ V_Z$ – vertikalna brzina zrakoplova, odnosno brzina penjanja u zemaljskom koordinatnom sustavu
- u – vertikalna brzina zrakoplova u zrakoplovnom koordinatnom sustavu
- v – horizontalna brzina zrakoplova u zrakoplovnom koordinatnom sustavu
- α – napadni kut zrakoplova

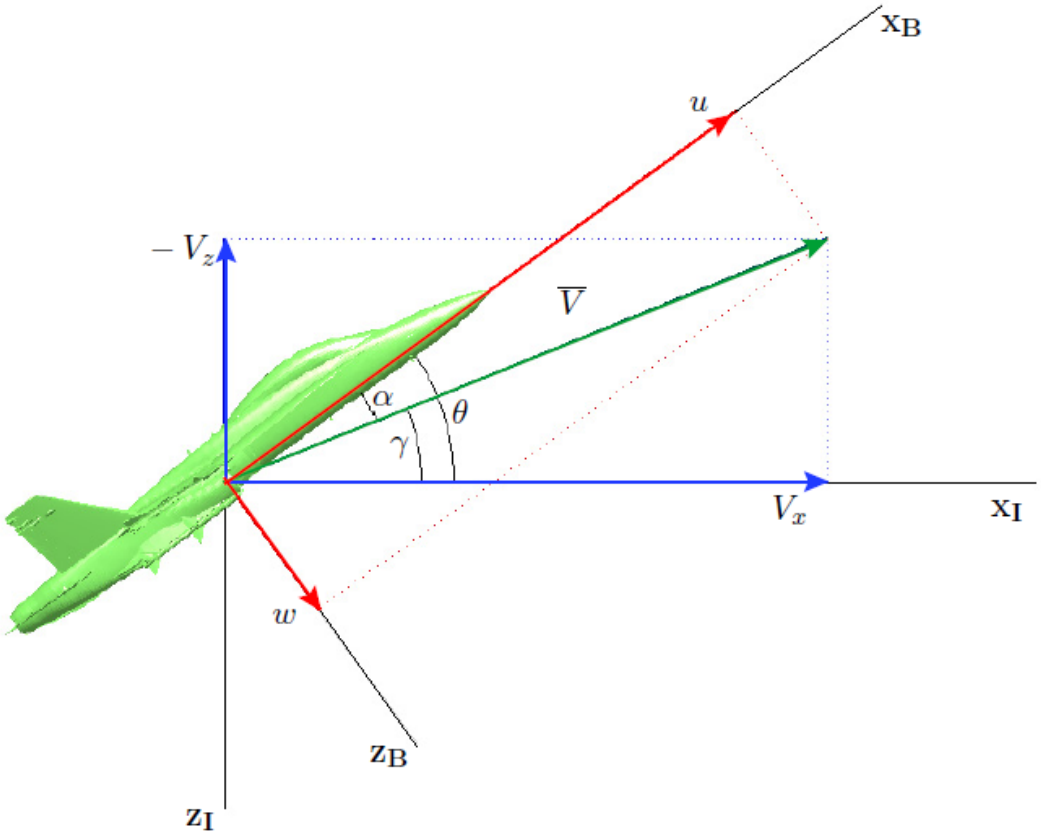
Brzina zrakoplova u odnosu na zrak:

$$V = \sqrt{u^2 + w^2} \tag{3.1.}$$

Napadni kut zrakoplova α je kut između vektora brzine zrakoplova i osi x zrakoplovnog koordinatnog sustava. Ovisno o tome penje li se zrakoplov ili se spušta, napadni kut može biti pozitivan ili negativan.

$$tan\alpha = \frac{w}{u} \tag{3.2.}$$

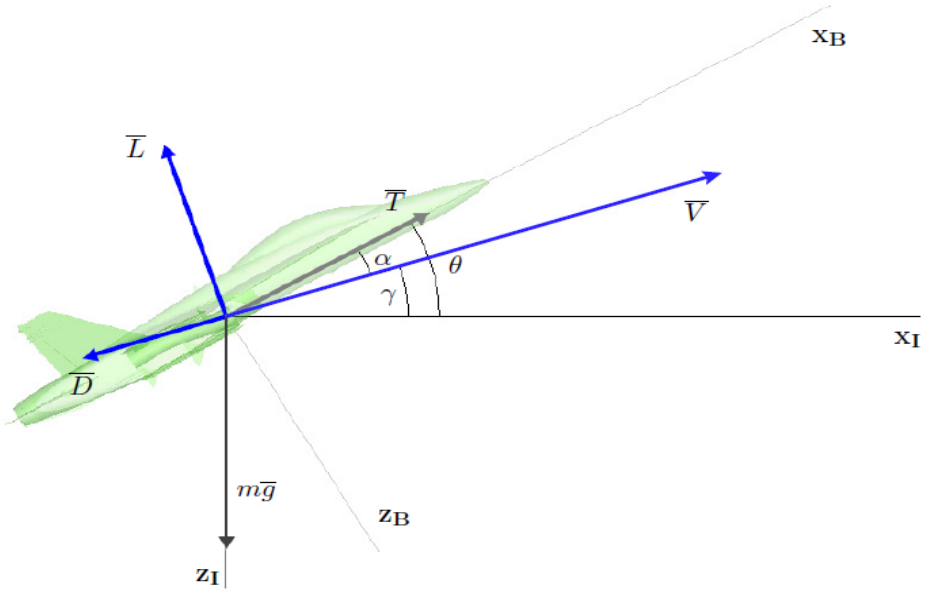
Zrakoplov je u jednolikom ustaljenom letu ako su vektor brzine i kutna brzina, prikazani u koordinatnom sustavu čije je ishodište u centru težišta zrakoplova, konstantni, odnosno ne mijenjaju se vremenom [8].



Slika 6. Koordinatni sustav vezan na zrakoplov [8]

3.1. Jednoliko ustaljeno penjanje/poniranje zrakoplova

Jednoliko ustaljeno penjanje i poniranje analizira se zajedno, jer jednoliko ustaljeno penjanje odgovara pozitivnoj vertikalnoj brzini, dok jednoliko ustaljeno poniranje odgovara negativnoj vertikalnoj brzini (*Slika 7.*). Kod zrakoplova u jednolikom ustaljenom penjanju ili poniranju vektor brzine je i dalje konstantan, te put kojim se zrakoplov giba pravocrtna je linija koja je u odnosu na horizontalnu ravninu nagnuta za određeni kut penjanja ili poniranja. Kako je u jednolikom ustaljenom penjanju ili poniranju akceleracija jednaka nuli, suma svih sila koje djeluju na zrakoplov jednaka je nuli [8].



Slika 7. Jednoliko ustaljeno penjanje/poniranje [8]

Opis veličina sa slike:

- *T* – slika potiska
- *W* – težina zrakoplova
- *D* – otpor zrakoplova
- *L* – sila uzgona

Suma sila u smjeru vektora brzine jednaka je nuli:

$$T\,cos\alpha - D - W\,sin\gamma = 0 \qquad (3.1.1.)$$

Isto tako, suma sila u ravnini okomitoj na nju jednaka je nuli:

$$T\,sin\alpha + L - W\,cos\gamma = 0 \qquad (3.1.2.)$$

3.2. Jednoliki ustaljeni horizontalan let zrakoplova

Zrakoplov je u ustaljenom horizontalnom letu kada se giba po pravocrtnoj putanji u horizontalnoj ravnini sa akceleracijom jednakoj nuli. Kako je akceleracija jednaka nuli suma svih svila koje djeluju na zrakoplov jednaka ja nuli. Analiza ovakvog stanja zrakoplova promatra se u kratkom vremenu, stoga nema otklona upravljačkih površina, te se postavke snage ne mijenjaju.

Dva su uvjeta jednolikog ustaljenog horizontalnog leta zrakoplova:

- Uzgon mora biti jednak težini zrakoplova
- Potisak mora biti jednak otporu zrakoplova

Suma svih sila u smjeru osi *Z*:

$$W - L - T \sin\alpha = 0 \qquad (3.2.1.)$$

Suma svih sila u smjeru osi *X*:

$$D - T\,cos\,\alpha = 0 \qquad (3.2.2.)$$

Kako u horizontalnom letu kut α ima malu vrijednost, može se smatrati da je *sin α=0*, dok je *cos α=1*, time prethodne jednadžbe postaju:

$$W - L = 0 \qquad (3.2.3.)$$

$$D - T = 0 \qquad (3.2.4.)$$

Kako bi let bio jednoliki ustaljeni, u obzir treba uzeti i momente koji djeluju u centru težišta zrakoplova i čija suma treba biti jednaka 0, odnosno momenti propinjanja (M), skretanja (*N*) i valjanja (*L*) moraju biti jednaki 0:

$$M = 0 \qquad (3.2.5.)$$

$$N = 0 \qquad (3.2.6.)$$

$$L = 0 \qquad (3.2.7.)$$

4. Jednadžbe potiska i potrošnje goriva

Izgaranjem goriva, mlaz ispušnih plinova dolazi do turbine, koja preko vratila pokreće kompresor, a na istom se vratilu nalazi i ventilator. Kao što je već spomenuto većinu potiska optočnog mlaznog motora sa visokim stupnjem optočnosti stvara ventilator, dok ostatak potiska stvara mlaz ispušnih plinova.

Kod turbomlaznih motora potisak je jednak:

$$F_{Tj} = \dot{m}_a(v_j - v) \tag{4.1.}$$

Gdje je:

- $\dot{m}_a$ $[kg/s]$ maseni protok zraka
- $v_j - v$ $[m/s]$ razlika brzine ispušnih plinova i brzine zrakoplova

Ako u prethodnu formulu uvrstimo i varijable za hladnu struju zraka, dobivamo slijedeće

$$F_T = \dot{m}_h \left(v_{jh} - v\right) + \dot{m}_c \left(v_{jc} - v\right) \tag{4.2.}$$

Gdje je:

- $\dot{m}_h$ $[kg/s]$ - maseni protok vruće struje zraka
- $v_{jh} - v$ $[m/s]$ - razlika brzine ispušnih plinova i brzine zrakoplova
- $\dot{m}_c$ $[kg/s]$ - maseni protok hladne struje zraka
- $v_{jc} - v$ $[m/s]$ - razlika brzine hladne struje zraka i brzine zrakoplova

Potisak se može izraziti u sustavi SI gdje je mjerna jedinica *N*, odnosno u sustavu EES gdje je mjerna jedinica *lb*$_f$.

Za pravilan rad motora potrebno je dovesti određenu količinu goriva, tako se za turbomlazne i optočne mlazne motore definiraju parametri potrošnje goriva, odnosno specifična potrošnja goriva po potisku TSFC (*Thrust Specific Fuel Consumption*):

$$TSFC = \frac{\dot{m}_f}{F_T} \tag{4.3}$$

Parametri specifične potrošnje goriva elisno-mlaznih i elisno-vratilnih motora definiraju se sa BSFC (*Break Specific Fuel Consumption*):

$$BSFC = \frac{\dot{m}_f}{P_{SHP}} \tag{4.4}$$

Odnosno sa ekvivalentnom specifičnom potrošnjom goriva (*Equivalent Brake Specific Fuel Consumption*):

$$EBSFC = \frac{\dot{m}_f}{P_{ESHP}} \tag{4.5.}$$

Opis parametara:

- $\dot{m}_f$ $[kg/s]$ - maseni protok goriva
- F_T *[N]* - potisak motora
- P_{SHP} – snaga na vratilu
- P_{ESHP} – ekvivalentna snaga na vratilu

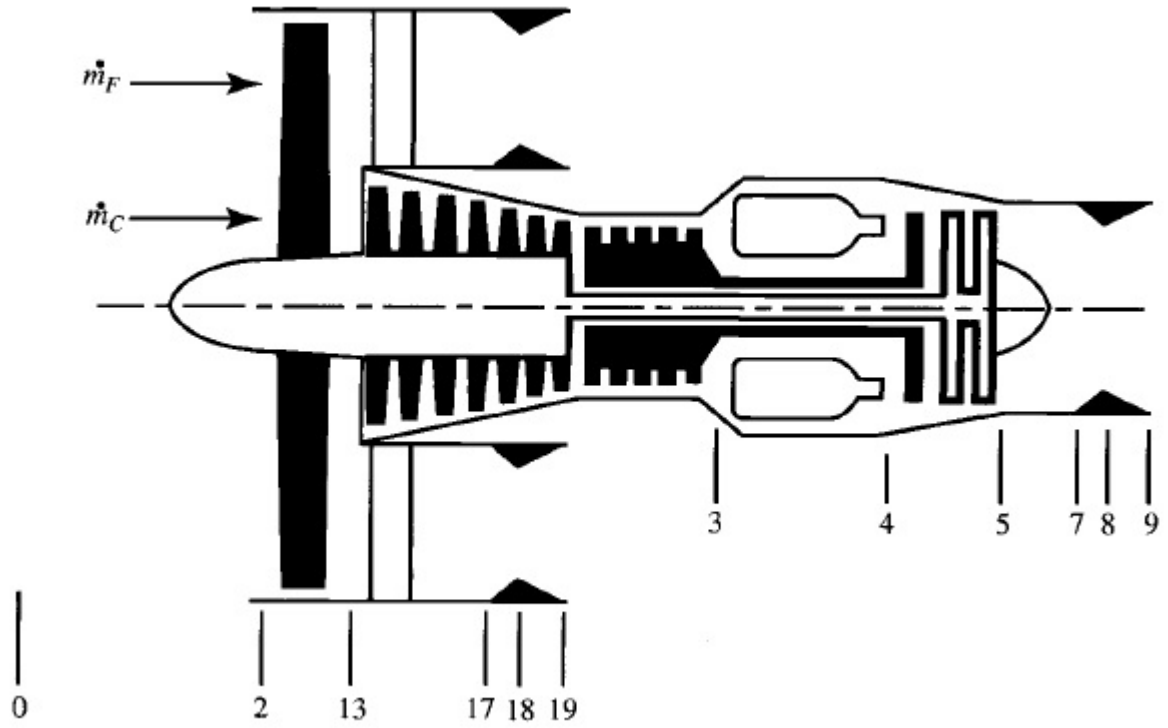
Mjerna jedinica u SI sustavu za BSFC ili EBSFC je *kg/Ws* ili *g/kw*, dok je u EES lb_m/hph.

5. Analiza performansi optočnog mlaznog motora u uvjetima eksploatacije

Proračunom projektnog režima rada motora u uvjetima standardne atmosfere određuju se početni parametri, kao što su stupanj povećanja tlaka kompresora, maksimalna temperatura ispušnih plinova itd., odnosno početne točke konstrukcije motora, dok se proračunom izvanprojektnog režima rada određuju parametri motora u eksploataciji. Pri konstrukciji motora potrebno je odrediti za koji tip zrakoplova je motor namijenjen, te uvjete eksploatacije.

5.1. Matematička analiza i formulacija modela izračuna performansi optočnog mlaznog motora

Određivanjem karakterističnih pozicija optočnog mlaznog motora (*Slika 8.*) kako bi lakše opisali promjene parametara radne tvari u određenoj poziciji u motoru, a time i jednadžbe koje slijede. Pozicije su određene prema RAP standardu (*Recommended Aero Practice)*.



Slika 8. Karakteristične pozicije po RAP standardu [9]

Karakteristične pozicije optočnog mlaznog motora [10]:

- 0 – neporemećena struja zraka
- 2 – ulazak struje zraka prije ventilatora
- 3 – zadnji stupanj kompresora
- 4 – kraj komore izgaranja
- 5 – zadnji stupanj turbine
- 7 – početak mlaznika vruće struje zraka
- 8 – sredina mlaznika vruće struje zraka
- 9 – kraj mlaznika vruće struje zraka
- 13 – kraj ventilatora
- 17 – početak mlaznika hladne struje zraka
- 18 – sredina mlaznika hladne struje zraka
- 19 – kraj mlaznika hladne struje zraka

5.1.1. Formulacija pojedinih komponenata optočnog mlaznog motora

Ventilator stvara većinu potiska optočnog mlaznog motora hladnom strujom zraka prema slijedećoj jednadžbi:

$$\frac{F_F}{\dot{m}_F} = \frac{a_0}{g_c}\left(\frac{V_{19}}{a_0} - M_0 + \frac{T_{19}/T_0}{V_{19}/a_0}\frac{1-P_0/P_{19}}{\gamma_c}\right) \qquad (5.1.1.1.)$$

Dok promjene stupnja povećanja temperatura računamo:

$$\tau_f = 1 + \left(\tau_{fR} - 1\right)\left[\frac{1-\tau_{tL}}{(1-\tau_{tL})_R}\frac{\tau_\lambda/\tau_r}{(\tau_\lambda/\tau_r)_R}\frac{\tau_{cLR}-1+\alpha_R(\tau_{fR}-1)}{\tau_{cLR}-1+\alpha(\tau_{fR}-1)}\right] \qquad (5.1.1.2.)$$

I promjene stupnja povećanja tlaka:

$$\pi_f = [1 + \left(\tau_f - 1\right)\eta_f]^{\gamma_c/(\gamma_c-1)} \qquad (5.1.1.3.)$$

Kod kompresora dolazi do povećanja tlaka i temperature, pritom se definira stupanj povećanja tlaka i stupanj povećanje temperature niskotlačnog kompresora, te potom visokotlačnog kompresora.

Stupanj povećanja temperature niskotlačnog kompresora:

$$\tau_{cL} = 1 + \left(\tau_f - 1\right)\frac{\tau_{cLR}-1}{\tau_{fR}-1} \qquad (5.1.1.4)$$

Stupanj povećanja tlaka niskotlačnog kompresora:

$$\pi_{cL} = [1 + \eta_{cL}(\tau_{cL} - 1)]^{\gamma_c/(\gamma_c - 1)} \quad (5.1.1.5.)$$

Stupanj povećanja temperature visokotlačnog kompresora:

$$\tau_{cH} = 1 + \frac{\frac{T_{t4}}{T_0}}{(T_{t4}/T_0)_R} \frac{(\tau_r \tau_{cL})_R}{\tau_r \tau_{cL}} (\tau_{cH} - 1)_R \quad (5.1.1.6.)$$

Stupanj povećanja tlaka visokotlačnog kompresora:

$$\pi_{cH} = [1 + \eta_{cH}(\tau_{cH} - 1)]^{\gamma_c/(\gamma_c - 1)} \quad (5.1.1.7.)$$

Procesi u komori izgaranja u ovom slučaju promatraju se kao konstante, odnosno struja zraka se promatra kao idealni plin sa konstantnim vrijednostima na ulasku (γ_c, R_c, C_{pc}) i na izlasku (γ_t, R_t, C_{pt}) iz komore izgaranja. Potisak tople struje zraka jednak je:

$$\frac{F}{\dot{m}_0} = \frac{a_0}{g_c}\left[(1+f)\frac{V_9}{a_0} - M_0 + (1+f)\frac{R_t}{R_c}\frac{T_9/T_0}{V_9/a_0}\frac{1 - P_0/P_9}{\gamma_c}\right] \quad (5.1.1.8.)$$

Čime je ukupni potisak tople i hladne struje zraka jednak:

$$\frac{F}{\dot{m}_0} = \frac{1}{1+\alpha}\frac{a_0}{g_c}\left[(1+f)\frac{V_9}{a_0} - M_0 + (1+f)\frac{R_t}{R_c}\frac{T_9/T_0}{V_9/a_0}\frac{1 - P_0/P_9}{\gamma_c}\right]$$

$$+ \frac{\alpha}{1+\alpha}\frac{a_0}{g_c}\left[\frac{V_{19}}{a_0} - M_0 + \frac{T_{19}/T_0}{V_{19}/a_0}\frac{1 - P_0/P_{19}}{\gamma_c}\right] \quad (5.1.1.9.)$$

odnosno:

$$F = \dot{m}_0\left(\frac{F}{\dot{m}_0}\right) \quad (5.1.1.10.)$$

Turbina je dio mlaznog motora u kojem ispušni plinovi ubrzavaju pri čemu im se povećava kinetička energija, te se preko kinetičke energije dobiva mehanički rad primarno za pokretanje kompresora, a zatim i za pomoćne sustave. Kod turbina se definira stupanj pada temperature i stupanj pada tlaka prema slijedećim jednadžbama:

$$\tau_{tL} = 1 + \eta_{tL}(1 - \pi_{tL}^{(\gamma_t - 1)/\gamma_t}) \quad (5.1.1.11.)$$

$$\pi_{tL} = \pi_{tLR}\sqrt{\frac{\tau_{tL}}{\tau_{tLR}}}\frac{MFP(M_{9R})}{MFP(M_9)} \quad (5.1.1.12.)$$

Mlaznik kod ovakvog tipa mlaznog motora najčešće je konvergentnog tipa, pri čemu je najveća brzina pri izlazu struje zraka iz mlaznika jednaka $M_9 = 1$ i $M_{19} = 1$ pri čemu se takav mlaznik naziva „gušeni“ [2]. U slučaju mlaznika optočnog mlaznog motora, takav mlaznik može bit gušeni ili normalni.

U slučaju „gušenog“ mlaznika jednadžbe slijede:

$$\frac{P_{t19}}{P_{19}} = \left(\frac{\gamma_c+1}{2}\right)^{\gamma_c/(\gamma_c-1)} \quad (5.1.1.13.)$$

$$\frac{P_{t9}}{P_0} = \left(\frac{\gamma_t+1}{2}\right)^{\gamma_t/(\gamma_t-1)} \quad (5.1.1.14.)$$

$$M_9 = 1 \quad (5.1.1.15.)$$

$$M_{19} = 1 \quad (5.1.1.16.)$$

Pri čemu je odnos totalnog tlaka na izlazu iz mlaznika za hladnu struju zraka:

$$\frac{P_{t19}}{P_0} = \pi_r\pi_d\pi_f\pi_{fn} \quad (5.1.1.17.)$$

Dok je za vruću struju zraka:

$$\frac{P_{t9}}{P_0} = \pi_r\pi_d\pi_{cL}\pi_{cH}\pi_b\pi_{tH}\pi_{tL}\pi_n \quad (5.1.1.18.)$$

U slučaju kada mlaznik nije gušen odnos tlakova i brzina je slijedeći:

- Za hladnu struju zraka:

$$\frac{P_{t19}}{P_{19}} < \left(\frac{\gamma_c+1}{2}\right)^{\gamma_c/(\gamma_c-1)} \quad (5.1.1.19.)$$

$$\frac{P_{t19}}{P_{19}} = \frac{P_{t19}}{P_0} \quad (5.1.1.20.)$$

$$M_{19} = \sqrt{\left[\frac{2}{\gamma_c-1}\left(\frac{P_{t19}}{P_{19}}\right)^{(\gamma_c-1)/\gamma_c} - 1\right]} \quad (5.1.1.21.)$$

- Za vruću struju zraka:

$$\frac{P_{t9}}{P_0} < \left(\frac{\gamma_t+1}{2}\right)^{\gamma_t/(\gamma_t-1)} \quad (5.1.1.22.)$$

$$\frac{P_{t9}}{P_9} = \frac{P_{t9}}{P_0} \quad (5.1.1.23.)$$

$$M_9 = \sqrt{\frac{2}{\gamma_t-1}\left[\left(\frac{P_{t9}}{P_9}\right)^{(\gamma_t-1)/\gamma_t} - 1\right]} \quad (5.1.1.24.)$$

5.1.2. Matematička formulacija izračuna performansi optočnog mlaznog motora

Matematičke formulacije izračuna performansi optočnog mlaznog motora preuzete su iz literature [9]: Mattingly, D. Jack: Elements of Gas Turbine Propulsion.

$$a_0 = \sqrt{\gamma_c g_c R_c T_0}$$

$$V_0 = a_0 M_0$$

$$\tau_r = 1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} M_0^2$$

$$\pi_r = \tau_r^{\gamma_c/(\gamma_c-1)}$$

$$\tau_{\lambda=} \frac{C_{pt} T_{t4}}{C_{pc} T_0}$$

$$\tau_f = 1 + (\tau_{fR} - 1)\left[\frac{1-\tau_{tL}}{(1-\tau_{tL})_R} \frac{\tau_\lambda/\tau_r}{(\tau_\lambda/\tau_r)_R} \frac{\tau_{cLR} - 1 + \alpha_R(\tau_{fR}-1)}{\tau_{cLR} - 1 + \alpha(\tau_{fR}-1)}\right]$$

$$\pi_f = [1 + (\tau_f - 1)\eta_f]^{\gamma_c/(\gamma_c-1)}$$

$$\tau_{cL} = 1 + (\tau_f - 1)\frac{\tau_{cLR} - 1}{\tau_{fR} - 1}$$

$$\pi_{cL} = [1 + \eta_{cL}(\tau_{cL} - 1)]^{\gamma_c/(\gamma_c-1)}$$

$$\tau_{cH} = 1 + \frac{\frac{T_{t4}}{T_0}}{(T_{t4}/T_0)_R} \frac{(\tau_r \tau_{cL})_R}{\tau_r \tau_{cL}} (\tau_{cH} - 1)_R$$

$$\pi_{cH} = [1 + \eta_{cH}(\tau_{cH} - 1)]^{\gamma_c/(\gamma_c-1)}$$

$$\tau_{tL} = 1 + \eta_{tL}(1 - \pi_{tL}^{(\gamma_t - 1)/\gamma_t})$$

$$\pi_{tL} = \pi_{tLR} \sqrt{\frac{\tau_{tL}}{\tau_{tLR}}} \frac{MFP(M_{9R})}{MFP(M_9)}$$

$$\frac{P_{t19}}{P_0} = \pi_r \pi_d \pi_f \pi_{fn}$$

Ako je $\frac{P_{t19}}{P_{19}} < \left(\frac{\gamma_c + 1}{2}\right)^{\gamma_c/(\gamma_c - 1)}$, tada je $\frac{P_{t19}}{P_{19}} = \frac{P_{t19}}{P_0}$,

inače $\frac{P_{t19}}{P_{19}} = \left(\frac{\gamma_c + 1}{2}\right)^{\gamma_c/(\gamma_c - 1)}$

$$M_{19} = \sqrt{\left[\frac{2}{\gamma_c - 1}\left(\frac{P_{t19}}{P_{19}}\right)^{(\gamma_c - 1)/\gamma_c} - 1\right]}$$

$$\frac{P_{t9}}{P_0} = \pi_r \pi_d \pi_{cL} \pi_{cH} \pi_b \pi_{tH} \pi_{tL} \pi_n$$

Ako je $\frac{P_{t9}}{P_0} < \left(\frac{\gamma_t + 1}{2}\right)^{\gamma_t/(\gamma_t - 1)}$, tada je $\frac{P_{t9}}{P_9} = \frac{P_{t9}}{P_0}$,

inače $\frac{P_{t9}}{P_0} = \left(\frac{\gamma_t + 1}{2}\right)^{\gamma_t/(\gamma_t - 1)}$

$$M_9 = \sqrt{\frac{2}{\gamma_t - 1}\left[\left(\frac{P_{t9}}{P_0}\right)^{(\gamma_t - 1)/\gamma_t} - 1\right]}$$

$$MFP(M_i) = \frac{M\sqrt{\gamma/R}}{\left\{1 + \left(\frac{\gamma - 1}{2}\right)M^2\right\}^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}}$$

$$\alpha = \alpha_R \frac{\pi_{cLR}\pi_{cHR}/\pi_{fR}}{\pi_{cL}\pi_{cH}/\pi_f} \sqrt{\frac{\tau_\lambda/\tau_r\,\tau_f}{\left[\tau_\lambda/\tau_r\,\tau_f\right]_R}} \frac{MFP(M_{19})}{MFP(M_{19R})}$$

$$\dot{m}_0 = \dot{m}_{0R} \frac{1 + \alpha}{1 + \alpha_R} \frac{P_0 \pi_r \pi_d \pi_{cL} \pi_{cH}}{(P_0 \pi_r \pi_d \pi_{cL} \pi_{cH})_R} \sqrt{\frac{T_{t4R}}{T_{t4}}}$$

$$f = \frac{\tau_\lambda - \tau_r \tau_{cL} \tau_{cH}}{h_{PR}\,\eta_b/(c_p T_0) - \tau_\lambda}$$

$$\eta_P = \frac{2g_c V_0(1+\alpha)(F/\dot{m}_0)}{a_0^2\left[(1+f)(V_9/a_0)^2 + \alpha(V_{19}/a_0)^2 - (1+\alpha)M_0^2\right]}$$

$$\eta_T = \frac{a_0^2\left[(1+f)(V_9/a_0)^2 + \alpha(V_{19}/a_0)^2 - (1+\alpha)m_0^2\right]}{2g_c f h_{PR}}$$

$$\eta_0 = \eta_P \eta_T$$

$$\frac{T_9}{T_0} = \frac{\tau_\lambda \tau_{tH} \tau_{tL}}{(P_{t9}/P_9)^{(\gamma_t - 1)/\gamma_t}} \frac{C_{pc}}{C_{pt}}$$

$$\frac{V_9}{a_0} = M_9 \sqrt{\frac{\gamma_t R_t T_9}{\gamma_c R_c T_0}}$$

$$\frac{T_{19}}{T_0} = \frac{\tau_r \tau_{cL}}{(P_{t19}/P_{19})^{(\gamma_c - 1)/\gamma_c}}$$

$$\frac{V_{19}}{a_0} = M_{19} \sqrt{\frac{T_{19}}{T_0}}$$

$$\frac{F}{\dot{m}_0} = \frac{1}{1+\alpha}\frac{a_0}{g_c}\left[(1+f)\frac{V_9}{a_0} - M_0 + (1+f)\frac{R_t}{R_c}\frac{T_9/T_0}{V_9/a_0}\frac{1 - P_0/P_9}{\gamma_c}\right] + \frac{\alpha}{1+\alpha}\frac{a_0}{g_c}\left[\frac{V_{19}}{a_0} - M_0 + \frac{T_{19}/T_0}{V_{19}/a_0}\frac{1 - P_0/P_{19}}{\gamma_c}\right]$$

$$S = \frac{f}{(1+\alpha)(F/\dot{m}_0)}$$

$$F = \dot{m}_0 \left(\frac{F}{\dot{m}_0}\right)$$

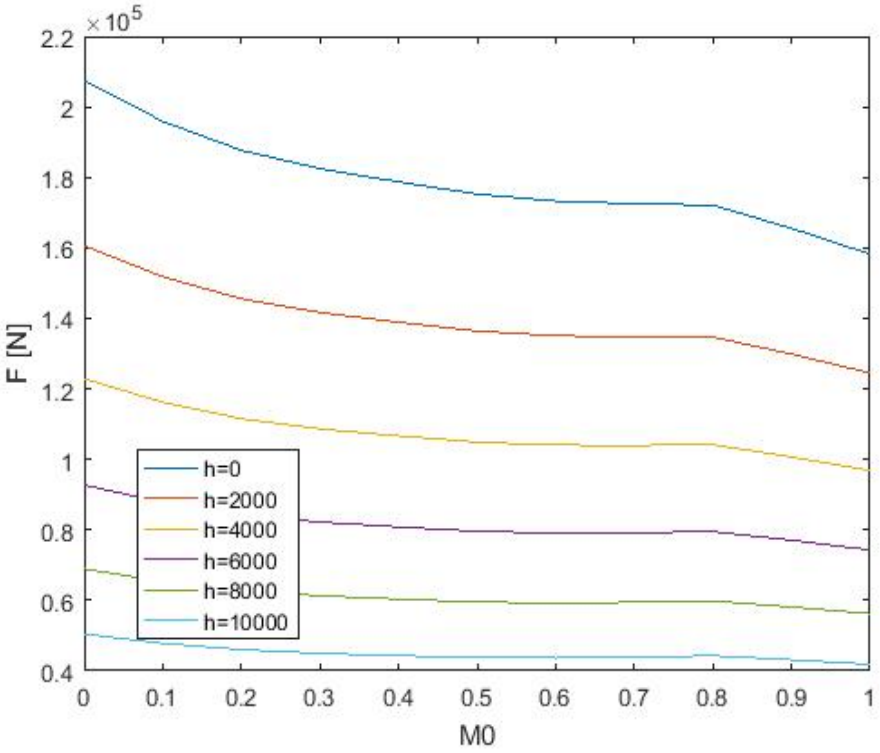
5.2. Analiza performansi u uvjetima eksploatacije motora

Prikazani dijagrami odgovaraju analizi performansi optočnog mlaznog motora u uvjetima eksploatacije, odnosno u izvanprojektnom režimu rada, pritom polazeći od projektnog režima rada. Za potrebe analize i proračuna, visine su u rasponu od razine mora (h=0 m) do visine 10000 m, uz promjenu parametara temperature zraka i tlaka zraka s promjenom visine, te u rasponu brzina od Ma = 0 do Ma = 1. Proračun performansi i dijagrami izrađeni su u programu Matlab.

Tablica 1. Ulazni parametri

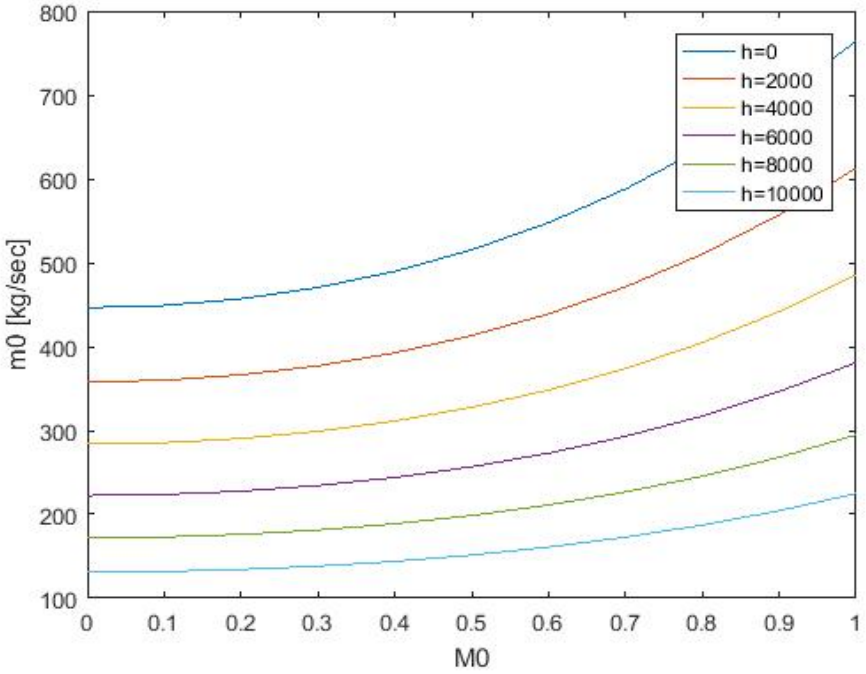
Stanje atmosfere (ISA/SL)				
T_0 = 288 K	P_0 = 101325 Pa		ρ = 1.225 kg/m^3	
Izentropske konstante				
$\gamma_c = 1.4$			$\gamma_t = 1.3$	
Specifične topline				
$C_{pc} = 1.004\ kJ/(kgK)$			$C_{pt} = 1.235\ kJ/(kgK)$	
Iskoristivosti				
$\eta_f = 0.8815$	$\eta_b = 0.99$	$\eta_{cL} = 0.8755$	$\eta_{tL} = 0.9068$	$\eta_{cH} = 0.8791$
Omjeri tlakova				
$\pi_r = 1$	$\pi_d = 0.99$	$\pi_n = 0.98$	$\pi_b = 0.98$	$\pi_f = 1.7$
$\pi_{fn} = 0.99$	$\pi_{cLR} = 1.7842$	$\pi_{cHR} = 21.176$	$\pi_{fR} = 1.7$	$\pi_{tH} = 0.2851$
$\pi_{tLR} = 0.2349$				
Omjeri temperatura				
$\tau_r = 1$	$\tau_{fR} = 1.3351$	$\tau_{tH} = 0.7580$	$\tau_{rR} = 1$	
$\tau_{cHR} = 2.4448$	$\tau_{\lambda R} = 7.132$		$\tau_{cLR} = 1.1941$	
Stupanj optočnosti *α=6*		**Donja ogrjevna vrijednost goriva** $H_{pr} = 42800\ kJ/kg$		
Položaj poluge potiska $T_{t4} = 1670\ K$		**Referentni položaj poluge potiska** $T_{t4R} = 1670\ K$		
Referentni maseni protok zraka $\dot{m}_{0R} = 450\ kg/s$		**Plinska konstanta** *R = 287* $kJ/(kgK)$		
Parametar masenog protoka $MFP(M_{19R}) = 0.0404$ $MFP(M_{9R}) = 0.0404$				

Na slici 9 prikazan je dijagram ovisnosti potiska o brzini leta zrakoplova, pri čemu je brzina leta izražena u Machovom broju. Raspon visina kreće se od 0 do 10000 m, pri čemu se može zaključiti kako povećanjem brzine leta potisak pada, nakon čega raste zbog povećanja masenog protoka.

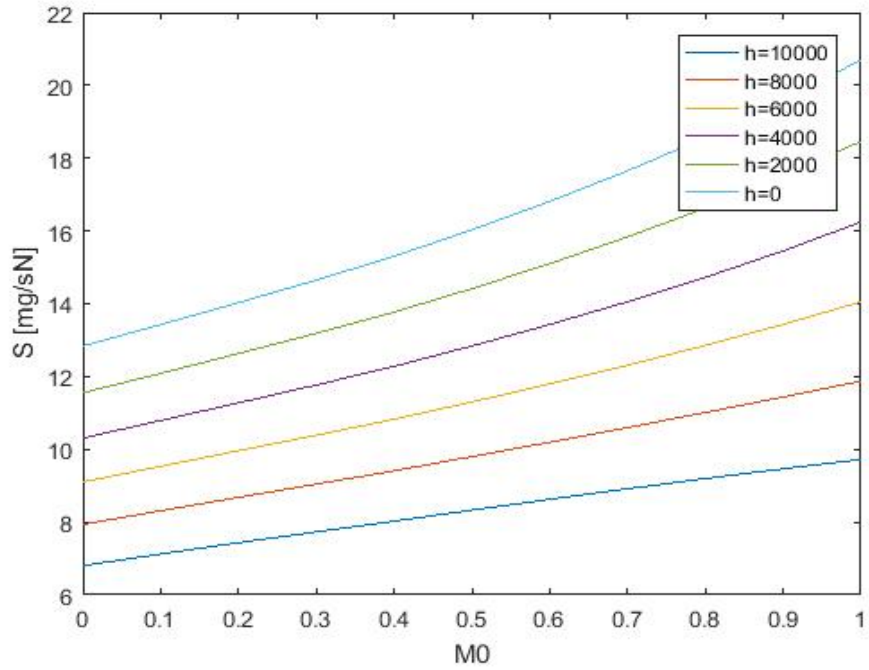


Slika 9. Ovisnost potiska o brzini leta

Dijagrami na slici 10 i 11 prikazuju ovisnost specifične potrošnje goriva o brzini leta zrakoplova, te ovisnost masenog protoka o brzini leta. Pri povećanju visine leta, padaju temperatura, gustoća i tlak zraka, pri čemu padaju i specifična potrošnja i maseni protok, dok povećanjem brzine leta rastu.



Slika 10. Ovisnost masenog protoka zraka o brzini leta



Slika 11. Ovisnost specifične potrošnje goriva o brzini leta

6. Zaključak

Razvojem motora težilo se što većem povećanju potiska, tako su turbomlazni motori zamijenili klipne motore s elisom, i povećali brzine zrakoplova. Pošto u turbomlaznim motorima sav potisak proizvede vruća struja zraka na izlazu iz mlaznika, tražilo se ekonomičnije rješenje uz koji bi se potisak i dalje povećao, ali smanjila ili zadržala ista potrošnja goriva, pri čemu je dizajniran i konstruiran optočni mlazni motor. Za razliku od turbomlaznih motora, kod optočnih mlaznih motora većinu potiska stvara hladna struja zraka, uz još jednu prednost dodatno smanjenja buke. Osim u civilnom zrakoplovstvu optočni mlazni motori koriste se i u vojne svrhe, a velika prednost kod borbenih zrakoplova je u tome što takav tip zrakoplova s ovom vrstom motora postiže brzine iznad brzine zvuka (Ma ≥ 1) bez upotrebe dodatnog izgaranja.

Nadalje, u ovom se radu opisuje konstrukcija i princip rada optočnih mlaznih motora s visokim stupnjem optočnosti. Kod takvih motora bitno je definirati stupanj optočnosti, koji je jednak omjeru hladne i tople struje zraka, pri čemu ventilator stvara najveći potisak preko hladne struje zraka koja struji oko jezgre motora. Jedan od velikih napredaka u kontroli i upravljanju mlaznim motorima je sustav FADEC, koji osim kontrole i upravljanja motorom, nadzire i upravlja pomoćnim sustavima, čime je olakšan posao pilota tijekom leta.

Uvjet prilikom razmatranja matematičkog modela je da zrakoplov bude u jednolikom ustaljenom letu, odnosno u letu u kojem je suma svih sila koje djeluju na zrakoplov jednaka nuli i pritom je suma svih momenata koji djeluju u centru mase jednaka nuli. Pritom je poluga potiska u konstantnom položaju, odnosno potisak se ne mijenja. Jednoliki ustaljeni let promatramo u horizontalnom letu, te penjanju i poniranju.

Matematički model optočnog mlaznog motora u jednolikom ustaljenom letu računamo prema projektnim točkama, odnosno projektnom režimu rada motora, gdje se za uvjete atmosfere uzima standardna atmosfera na razini mora. Projektni režim rada početna je točka za izračun izvanprojektnog režima rada, tj. proračun i analiza motora u eksploatacijskim uvjetima rada. Analizom dijagrama potiska zaključuje se kako kod optočnih mlaznih motora pri povećanju brzine leta potisak pada, te nakon određene brzine ponovno raste zbog povećanja masenog protoka. Maseni protok povećanjem brzine raste, dok im vrijednost pada na visinama iznad razine mora. Utjecaj rasta masenog protoka vidljiv je na dijagramu potiska i brzine, gdje nakon sporog pada dolazi

do rasta potiska. Specifična potrošnja goriva raste sa povećanjem brzine leta, dok joj je vrijednosti za visine iznad razine mora padaju.

Literatura

[1] http://www.aircraftenginedesign.com/custom.html4.html, kolovoz 2016.

[2] Bazijanac, Ernest: Zrakoplovni mlazni motori, autorizirana predavanja, FPZ, Zagreb, 2009

[3] https://www.cfmaeroengines.com/press-articles/cfms-advanced-double-annular-combustor-technology/, kolovoz 2016.

[4] https://www.metabunk.org/attachments/docslide-us_a-320-engine-pdf.16733/ , kolovoz 2016.

[5] http://www.smartcockpit.com/aircraft-ressources/A320-Powerplant.html, kolovoz 2016.

[6] https://en.wikipedia.org/wiki/CFM_International_CFM56, kolovoz 2016.

[7] https://www.cfmaeroengines.com/engines/cfm56/, kolovoz 2016.

[8] McClamroch, N. Harris: Steady Aircraft Flight and Aircraft Performance, The University of Michigan, 2006.

[9] Mattingly, D. Jack: Elements of Gas Turbine Propulsion, McGraw-Hill Book Co.,Singapur,1996

[10] http://197.14.51.10:81/pmb/ENERGETIQUE/Gas%20Turbine%20Performance/6434X%20%20app.pdf, kolovoz 2016.

Popis slika

Slika 1. Optočni mlazni motor s visokim stupnjem optočnosti [1]..... 2
Slika 2. Idealni proces mlaznih motora u p-v dijagramu [2] 7
Slika 3. Graf pokretanja mlaznog motora [2]..... 8
Slika 4. Položaj poluge potiska [5] 10
Slika 5. Utjecaj stupnja povećanja tlaka na toplinski stupanj iskoristivosti [2] 10
Slika 6. Koordinatni sustav vezan na zrakoplov [8]..... 13
Slika 7. Jednoliko ustaljeno penjanje/poniranje [8] 14
Slika 8. Karakteristične pozicije po RAP standardu [9] 18
Slika 9. Ovisnost potiska o brzini leta 26
Slika 10. Ovisnost masenog protoka zraka o brzini leta 27
Slika 11. Ovisnost specifične potrošnje goriva o brzini leta 27

Popis tablica

Tablica 1. Ulazni parametri.....25

Popis oznaka

R_t $j/(kgK)$ plinska konstanta plinova izgaranja

R_c $J/(kgK)$ plinska konstanta zraka

a m/s - brzina zvuka

$c_{pc} J/(kgK)$ specifična toplina zraka

$c_{pt} J/(kgK)$ specifična toplina plinova izgaranja

MFP parametar masenog protoka

F N potisak

f kg/kg omjer gorivo/zrak

M $-$ Machov broj

$\dot{m}_f$ kg/s maseni protok goriva

S specifična potrošnja goriva

$\dot{m}_0$ kg/s maseni protok zraka

p Pa statički tlak

p_t Pa totalni tlak

T K statička temperatura

T_t K totalna temperatura

V_0 m/s brzina zrakoplova

V_9 m/s brzina ispušnih plinova

η $-$ iskoristivost komponenata

π $-$ omjer tlakova

τ $-$ omjer temperatura

α – stupanj optočnosti

ϒ – stupanj specifične topline

Indeksi

R referentno stanje

d vodnik (*diffusor*)

r slobodna struja zraka

tL turbina niskog tlaka (*low pressure turbine*)

tH turbina visokog tlaka (*high pressure turbine*)

cL niskotlačni kompresor (*low pressure compressor*)

cH visokotlačni kompresor (*high pressure compressor*)

n mlaznik (*nozzle*)

b komora izgaranja (*burner*)

m mehaničko (*mechanical*)

T termički

P propulzija

METAPODACI

Naslov rada: Matematički model optočnog mlaznog motora za određivanje performansi zrakoplova u ravnotežnom letu
Student: Igor Šepec, JMBAG 0035178449
Mentor: Doc. dr. sc. Anita Domitrović

Naslov na drugom jeziku (engleski): Mathematical Model of Turbofan Engine for Determing Aircraft Performance in Steady Flight

Povjerenstvo za obranu:

- Prof. dr. sc. Ernest Bazijanac, predsjednik
- Doc. dr. sc. Anita Domitrovic, mentor
- Dr. sc. Karolina Krajček Nikolić, član
- Izv. prof. dr. sc. Doris Novak, zamjena

Ustanova koja je dodijelila akademski stupanj: Fakultet prometnih znanosti Sveučilišta u Zagrebu
Zavod: Zavod za aeronautiku
Vrsta studija: Preddiplomski
Studij: Aeronautika
Datum obrane završnog rada: 13. rujna 2016**.**

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 **Matematički model optočnog mlaznog motora za određivanje performansi zrakoplova u ravnotežnom letu**

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

Student/ica:

U Zagrebu, 06.09.2016.

Igor Šljec
(potpis)