Matematički model performansi mlaznog motora s naknadnim izgaranjem

Zrinski, Petar

Undergraduate thesis / Završni rad

2017

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:119:385455

Rights / Prava: In copyright / Zaštićeno autorskim pravom.

Download date / Datum preuzimanja: **2024-03-29**

Repository / Repozitorij:

Faculty of Transport and Traffic Sciences - Institutional Repository

zir.nsk.hr

DIGITALNI AKADEMSKI ARHIVI I REPOZITORIJI

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI

Petar Zrinski

MATEMATIČKI MODEL PERFORMANSI MLAZNOG MOTORA S NAKNADIM IZGARANJEM

ZAVRŠNI RAD

Zagreb, 2017.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI
ODBOR ZA ZAVRŠNI RAD

Zagreb, 24. travnja 2017.

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

ZAVRŠNI ZADATAK br. 3908

Pristupnik: **Petar Zrinski (0135234305)**
Studij: Aeronautika
Smjer: Pilot
Usmjerenje: Civilni pilot

Zadatak: **Matematički model performansi mlaznog motora s naknadnim izgaranjem**

Opis zadatka:

Opisati princip rada i glavne dijelovi mlaznog motora s naknadnim izgaranjem na primjeru motora Tumansky R 25. Objasniti pefrormanse u projektnim i izvanprojektnim režimima rada motora. Izraditi proračun potiska i potrošnje goriva prema matematičkom modelu mlaznog motora s naknadnim izgaranjem. Izračunati potisak i potrošnju goriva pri normalnom radu i pri uključenom naknadnom izgaranju. Analizirati rezultate.

Zadatak uručen pristupniku: 28. travnja 2017.

Mentor:

doc. dr. sc. Anita Domitrović

Predsjednik povjerenstva za završni ispit:

Sveučilište u Zagrebu
Fakultet prometnih znanosti

ZAVRŠNI RAD

MATEMATIČKI MODEL PERFORMANSI MLAZNOG MOTORA S NAKNADNIM IZGARANJEM

MATHEMATICAL MODEL OF TURBOJET AFTERBURNER ENGINE PERFORMANCE

Mentor: doc. dr. sc. Anita Domitrović

Student: Petar Zrinski
JMBAG: 0135234305

Zagreb, lipanj 2017.

Sažetak

U ovom završnom radu opisuje se rad mlaznih motora i pojedinačnih komponenti mlaznih motora s naknadnim izgaranjem na primjeru motora Tumansky R25 – 300 koji se upotrebljava na zrakoplovu MIG 21 bis. Prikazan je idealni Braytonov ciklus za mlazni motor i mlazni motor s naknadnim izgaranjem. Također je izrađen matematički model kojim se mogu izračunati performanse mlaznog motora u različitim uvjetima eksploatacije. Dijagrami prikazuju potisak, specifičnu potrošnju goriva i maseni protok zraka kod referentnog motora u području podzvučnih brzina i u uvjetima standardne atmosfere. U prilogu rada nalazi se izvorni kod za matematički model.

Ključne riječi: mlazni motor, naknadno izgaranje, matematički model, performanse, Tumansky R25

Summary

The aim of this thesis is to describe the work cycle of turbojet engines as well as the functioning of individual components of turbojet engines with afterburning using the example of the engine Tumansky R25 – 300 which is usually found on the aircraft MIG 21 bis. The thesis shows an ideal Brayton cycle for a turbojet and a turbojet with afterburning. A mathematical model is provided which can be used to calculate the performances of a turbojet engine in different off-design conditions. The charts show the thrust, specific fuel consumption and air mass flow of the given engine at subsonic speeds and in ISA conditions. In the appendix of the thesis the source code for the aforementioned mathematical model can be found.

Key words: turbojet engine, afterburning, mathematical model, performance, Tumansky R25

Sadržaj

1 Uvod 1

2 Općenito o mlaznim motorima 3

2.1 Osnovna podjela mlaznih motora 3

2.1.1 Mlazni motor 3

2.1.2 Elisno-mlazni ili vratilno-mlazni motori 3

2.1.3 Ventilatorski mlazni motori 4

2.2 Performanse mlaznog motora 5

2.2.1 Potisak i potrošnja goriva 5

2.2.2 Načini povećanja potiska 6

2.3 Glavni dijelovi mlaznog motora s naknadnim izgaranjem 6

2.3.1 Uvodnik 7

2.3.2 Aksijalni kompresor 8

2.3.3 Komora izgaranja 9

2.3.4 Turbina 10

2.3.5 Naknadno izgaranje 11

3 Idealni ciklus mlaznog motora 13

3.1 Stupanj iskoristivosti 14

3.2 Idealni ciklus s naknadnim izgaranjem 16

4 Projektni režimi rada 18

4.1 Općenito o projektnoj analizi 18

4.2 Projektna točka 20

5 Izvanprojektni režimi rada 22

5.1 Formulacija matematičkog modela 23

5.2 Analiza u izvanprojektnim režimima 25

6 Zaključak 31

1 Uvod

U vojnoj industriji turbomlazni motori osnovna su vojna skupina posljednjih 60 godina. Projektiranje i konstrukcija motora za vojnu industriju razlikuju se od projektiranja i konstrukcije mlaznih motora za civilnu upotrebu. Kod mlaznih motora za civilnu upotrebu danas je sve veći fokus na ekonomičnosti i redukciji buke, za razliku od vojne industrije gdje je tendencija poboljšanje performansi i manevarskih sposobnosti zrakoplova.

Mlazni motori pripadaju skupini motora s unutarnjim izgaranjem. Općenito se zrakoplovni mlazni motori mogu podijeliti u nekoliko skupina poput elisno-mlaznih, vratilno-mlaznih, ventilatorskih, turbo-mlaznih i turbo-mlaznih s naknadnim izgaranjem. Odabir motora ovisi o namjeni i uvjetima eksploatacije zrakoplova u koji se ugrađuje motor.

Konstrukcija motora započinje sa zadanim parametrima koje motor treba zadovoljavati. Prva faza u konstrukciji mlaznog motora je određivanje projektne točke. Ona se određuje u fazi projektiranja motora (pri tome se uzimaju brzina zrakoplova jednaka nuli i uvjeti međunarodne standardne atmosfere).

U ovom će se radu obrađivati izvanprojektni režimi rada motora Tumansky R25-300 na zrakoplovu MIG 21 bis u eksploataciji. Rad je podijeljen u sljedećih šest cjelina:

1. Uvod
2. Općenito o mlaznim motorima
3. Idealni ciklus mlaznog motora
4. Projektni režimi rada
5. Izvanprojektni režimi rada
6. Zaključak

Nakon uvoda, u kojem se objašnjava tema i cilj rada, slijedi drugo poglavlje koje je podijeljeno u tri potpoglavlja. U prvom potpoglavlju obrađene su osnovne vrste mlaznih motora, u drugom potpoglavlju dane su osnove ostvarivanja potiska te dva osnovna principa povećanja potiska kod mlaznih motora, a u trećem potpoglavlju obrađeni su glavni dijelovi mlaznog motora s naknadnim izgaranjem na primjeru motora Tumansky R25-300.

Treće poglavlje obrađuje idealni termodinamički proces mlaznog motora i mlaznog motora s naknadnim izgaranjem.

U četvrtom poglavlju proučava se projektna analiza mlaznog motora i definira se projektna točka koja se u sljedećem poglavlju upotrebljava za izvanprojektnu analizu.

U petom poglavlju definiran je matematički model za izvanprojektnu analizu. Matematički model izrađen je u programu Matlab®. Iz matematičkog modela izvedeni su i analizirani dijagrami za potisak i potrošnju goriva kod motora s naknadnim izgaranjem u režimima sa i bez naknadnog izgaranja. Izvorni kod matematičkog modela nalazi se u prilogu na kraju rada.

2 Općenito o mlaznim motorima

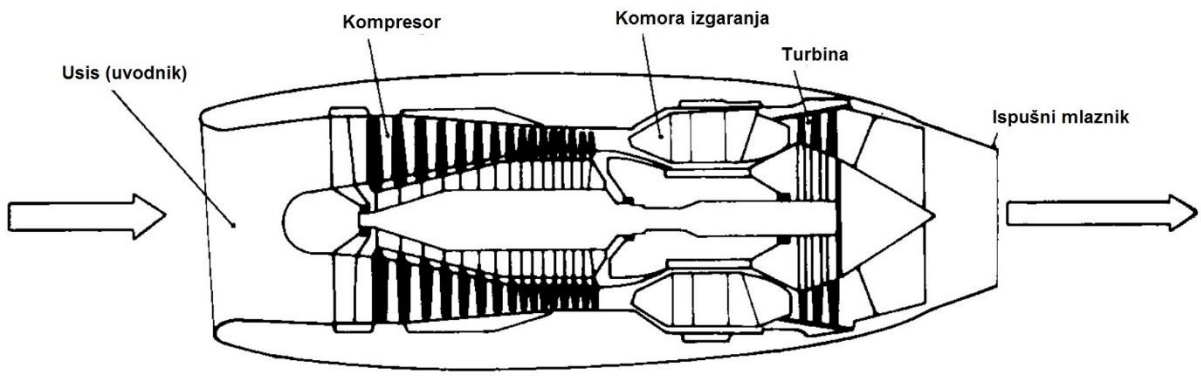
2.1 Osnovna podjela mlaznih motora

Prema [1], atmosferski mlazni motori mogu se podijeliti u sljedeće skupine:

- Kompresorski: turbo-mlazni motori (eng. *Turbojet*) i optočni ili ventilatorski (eng. *Turbofan*) motori
- Kombinirani: elisno-mlazni (eng. *Turboprop*) i vratilno-mlazni (eng. *Turboshaft*) motori
- Nabojno mlazni motori (eng. *Ramjet*)

2.1.1 Mlazni motor

Kako bi se objasnio princip rada mlaznog motora, prikazanog na slici 1, promatrat će se promjena radne tvari kroz motor za vrijeme leta zrakoplova. Zrak ulazi u uvodnik koji ima oblik difuzora zbog čega dolazi do smanjenja brzine i blagog povećanja statičkog tlaka. U kompresoru se tlak zraka povećava zbog čega dolazi i do povećanja temperature. Prije ulaska u komoru izgaranja zrak prolazi kroz difuzor, gdje mu se dodatno smanji brzina kako bi se osiguralo stabilno izgaranje. Zatim se u komoru izgaranja ubrizgava i raspršuje gorivo koje izgara uz pomoć zraka. Samo kod prvog paljenja smjese koristi se svjećica koja se kasnije ne koristi jer se izgaranje događa kontinuirano. Najveći dio oslobođene toplinske energije upotrebljava se na turbini za pokretanje kompresora. U mlazniku ispušni plinovi ekspandiraju približno do tlaka atmosfere pa se tako preostala potencijalna energija pretvara u kinetičku. [1].

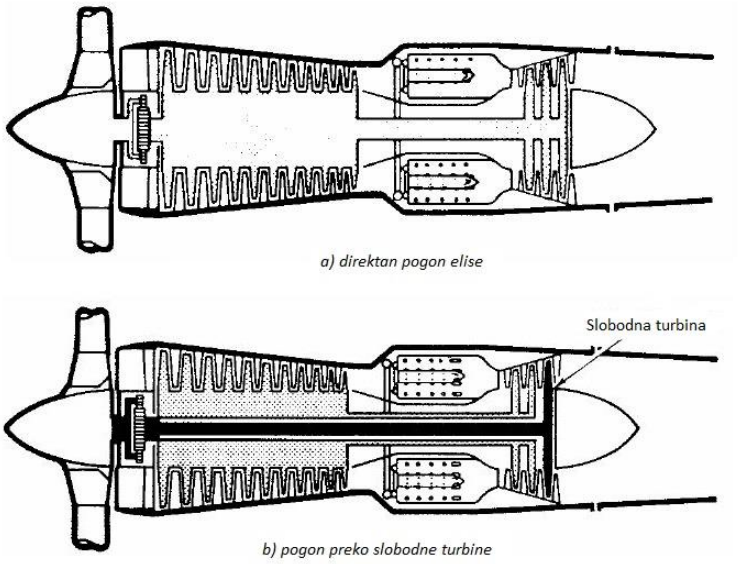


Slika 1 Mlazni motor [2]

2.1.2 Elisno-mlazni ili vratilno-mlazni motori

Kod elisno- ili vratilno-mlaznih motora turbina je projektirana tako da više snage od vrućih plinova iz komore izgaranja predaje na kompresor ili vratilo za pogon elise. Kod takvih motora pogon elise može biti izveden na dva načina, kao što je prikazano na

slici 2. Prvi je način kod jednovratilnog motora, gdje se elisa pokreće direktno preko reduktora spojenog na vratilo. Drugi je način kod dvovratilnog motora preko slobodne turbine koja se nalazi na mjestu ulaska struje zraka u mlaznik. Vratilo slobodne turbine preko reduktora se spaja na elisu.



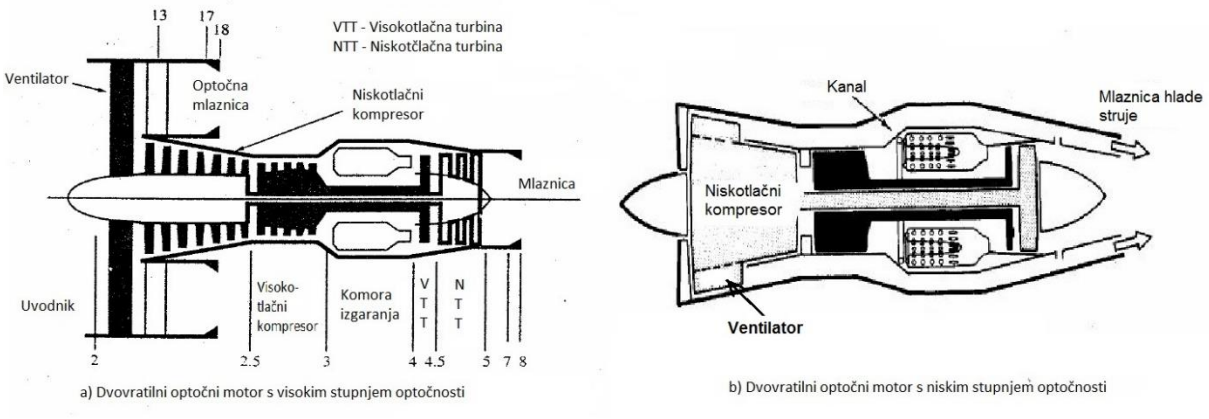
Slika 2 Elisno-mlazni motor s direktnim pogon elise i pogonom elise preko slobodne turbine [1]

Učinkovitost propelera pada s brzinom leta zrakoplova i zato se ovakvi motori koriste samo kod sporijih zrakoplova, obično oko 0,6 – 0,7 Mach, kao što su zrakoplovi za prijevoz tereta. Za veće brzine upotrebljavaju se ventilatorski motori [2], [3].

2.1.3 Ventilatorski mlazni motori

Kod ventilatorskih ili optočnih mlaznih motora, slično kao kod elisno-mlaznih motora, turbina je projektirana tako da apsorbira više energije za pogon kompresora, a preostala energija upotrebljava se za pogon ventilatora. Dio struje zraka ulazi u jezgru motora, a dio zaobilazi jezgru motora i ekspandira u optočnim mlaznicama stvarajući na taj način „hladnu“ struju zraka koja generira potisak.

Prema količini optočne mase zraka definira se stupanj optočnosti motora (eng. *by-pass ratio*) koji je omjer hladne struje zraka koja prođe oko jezgre motora i vruće struje zraka koja prođe kroz jezgru motora. Stupanj optočnosti od 0.2:1 do 1:1 smatra se niskim stupnjem optočnosti, a 5:1 i više smatra se visokim stupnjem optočnosti [2]. Primjer niskooptočnog i visokooptočnog mlaznog motora može se vidjeti na slici 3.



Slika 3 Ventilatorski mlazni motor [1]

2.2 Performanse mlaznog motora

2.2.1 Potisak i potrošnja goriva

Općenita jednadžba za potisak mlaznog motora koja ne uzima u obzir tlak govori kako je potisak jednak razlici umnožaka masenog protoka i brzine strujanja zraka na izlazu i na ulazu u mlazni motor.

$$F = \dot{m}_9 V_9 - \dot{m}_0 V_0 \tag{2.1}$$

Gdje je:

- 0 -indeks pozicije na ulazu u mlazni motor
- 9 -indeks pozicije na izlazu iz motora
- $\dot{m}$ -maseni protok
- V -brzina struje zraka

Potrošnja goriva kod mlaznih motora definirana je kao količina goriva po jedinici snage i jedinici vremena. Formula po kojoj se određuje specifična potrošnja goriva je sljedeća:

$$S = \frac{f}{F/\dot{m}_0} \tag{2.2}$$

Gdje je:

- S -specifična potrošnja goriva [kg/(N*s)]
- f -omjer goriva i zraka
- $F/\dot{m}_0$ -specifičan potisak [N/(kg/s)]

2.2.2 Načini povećanja potiska

Ubrizgavanje vode

Povećanje potiska mlaznog motora postiže se ubrizgavanjem vode ili mješavine vode i alkohola izravno u komoru izgaranja ili u kompresor.

Ubrizgavanjem vode u uvodnik ili u kompresor povećava se maseni protok što povećava tlak u komori izgaranja. U konačnici povećani maseni protok i tlak daju povećanje potiska. Isti se učinak može dobiti ubrizgavanjem vode u komoru izgaranja, ali je potrebno više vode za manji učinak nego u slučaju ubrizgavanja u kompresor ili uvodnik.

Ubrizgavanje vode može biti korisno za vrućeg dana kada je gustoća zraka jako malena, tada se u nekim slučajevima može dobiti povećanje potiska za 50%. [4]

Naknadno izgaranje

Veoma učinkovita metoda povećanja potiska je naknadno izgaranje (eng. *reheat* ili *afterburning*), koje omogućuje i do 50% povećanja potiska. Uz povećanje potiska dolazi i do znatnog povećanja buke pa se naknadno izgaranje, uz iznimku Condorda, upotrebljava isključivo u vojne svrhe. Kod borbenih zrakoplova naknadno izgaranje služi kod polijetanja u svrhu smanjenja dužine zaleta i uzleta, kao i kod borbenih misija u svrhu brzog napuštanja borbenog teritorija.

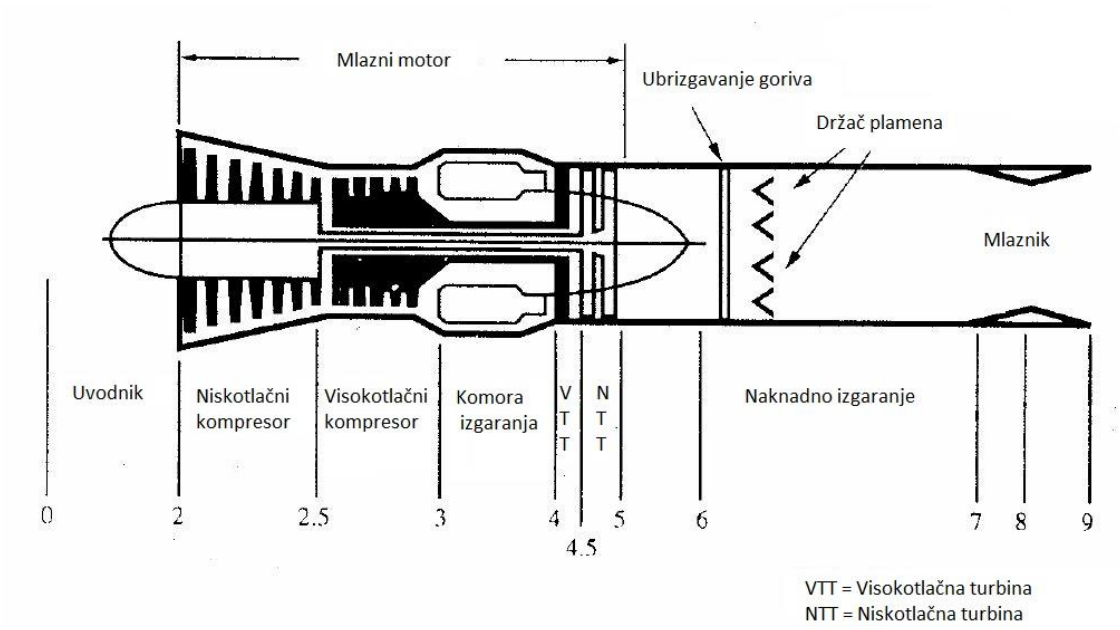
Tehnologija naknadnog izgaranja temelji se na činjenici da vrući ispušni plinovi nakon prolaza turbine imaju dovoljno kisika kako bi podržali ponovno izgaranje. Ubrizgavanjem goriva i zagrijavanjem ispušnih plinova povećava se količina energije koja ekspandira u mlazniku. Rezultat toga je veća brzina ispušnih plinova na izlazu iz mlaznika, što rezultira povećanjem potiska.

Komora za naknadno izgaranje cilindrične je konstrukcije koja se nastavlja na turbinu. Prvi dio je u obliku difuzora kako bi se brzina ispušnih plinova svela na brzinu između 0,2 – 0,5 Mach i kako se plamen ne bi otpuhao. Jednostavna konstrukcija naknadnog izgaranja sastoji se od plamene cijevi, sustava ubrizgavanja goriva, sklopa za držanje plamena i mlaznika promjenjive geometrije [2].

2.3 Glavni dijelovi mlaznog motora s naknadnim izgaranjem

Glavni dijelovi mlaznog motora prikazani su na slici 4. Označavanje pozicija u skladu je s dokumentom RAP (eng. *Recommended Aero Practice)* koji predstavlja industrijski standard i odnosi se na model dvovratilnog turbomlaznog motora nepromjenjivog izlaznog presjeka s naknadnim izgaranjem [5].U nastavku će biti detaljnije objašnjeni

glavni dijelovi mlaznog motora s naknadnim izgaranjem na primjeru referentnog motora Tumansky R 25.



Slika 4 Označavanje pozicija po RAP standardu [1]

2.3.1 Uvodnik

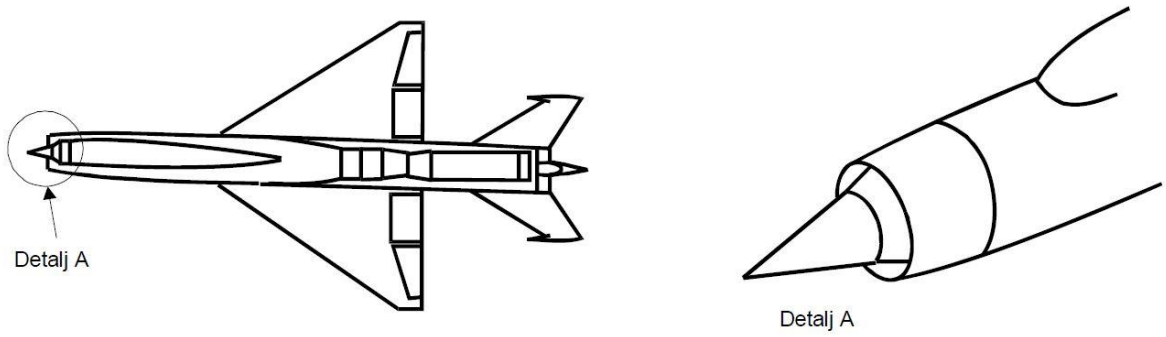
Osnovne zadaće i funkcionalni uvjeti uvodnika mlaznog motora su: dovođenje zraka do kompresora uz što manji gubitak ukupnog tlaka, pretvaranje jednog dijela kinetičke energije struje zraka u potencijalnu energiju te omogućavanje stabilnog protoka zraka u svim predviđenim uvjetima leta zrakoplova [1].

Kako se zrakoplov približava brzini zvuka zrak ima tendenciju da se sve više sabija te na brzini Mach 1 nastaju udarni valovi, a na većim Machovim brojevima ti valovi postaju sve jači i dovode do neučinkovitosti uvodnika [4]. Iz tih se razloga razlikuje dizajn uvodnika za podzvučne i nadzvučne brzine.

Uvodnik za podzvučne brzine ima divergentan poprečni presjek, zbog čega prema Bernoullijevoj jednadžbi brzina struje zraka pada, a tlak zraka raste.

Kod uvodnika za nadzvučne, zbog usporavanja brzine ispred uvodnika dolazi do okomitih udarnih valova i stoga dolazi do naglog pada brzine struje te do naglog porasta tlaka, gustoće i temperature. Geometrija nadzvučnih uvodnika dizajnirana je kako bi zadržala što veću učinkovitost uvodnika pri takvim uvjetima. Ako do smanjenja brzine struje zraka s nadzvučne na podzvučnu dođe u samo jednom udarnom valu, onda je kompresijski proces neučinkovit. Iz tih se razloga obično upotrebljavaju dva tipa uvodnika – ravninski uvodnici *(*eng. *ramp)* ili trodimenzionalni šiljak *(*eng. *centerbody)*, koji osiguravaju da se smanjenje brzine struje zraka dogodi u nekoliko

posrednih udarnih valova i na taj način zadrži veća kompresijska učinkovitost. [1,4] Trodimenzionalni šiljak može se vidjeti na primjeru zrakoplova Mig 21, detalj A na slici 5.



Slika 5 Uvodnik na zrakoplovu MIG 21 [1]

2.3.2 Aksijalni kompresor

Zadaća kompresora je povećanje tlaka zraka na ulazu u komoru izgaranja, ali i osiguravanje zraka za pneumatske sustave poput prešurizacije kabine, brtvljenja kućišta ležajeva itd. Kompresor treba biti projektiran i izrađen tako da osigura dovod zraka u komoru izgaranja bez oscilacija i prekida, stabilan rad u širem području rada te u prijelaznim režimima rada koje zahtijevaju uvjeti eksploatacije, uz što veću iskoristivost i što je moguće veću pouzdanost u radu.

Stupanj povećanja tlaka u kompresoru označava se sa π i definira se kao:

$$\pi = p_2 / p_0 \tag{2.3}$$

gdje je p_0 tlak na ulazu u kompresor, a p_2 tlak na izlazu iz kompresora.

Princip rada aksijalnog kompresora je sljedeći: u rotoru se povećava kinetička energija čestice na što se troši rad kojim se pogoni kompresor. Zatim se u statoru kinetička energija pretvara u potencijalnu energiju, tj. povećava joj se tlak jer lopatice statora formiraju kanal oblika difuzora. Limit difuzije u svakom stupnju znači da svaki stupanj kompresora može omogućiti relativno mali stupanj povećanja tlaka [1], [6].

Referentni motor, Tumansky R 25, ima dvovratilni kompresor s ukupno osam stupnjeva povećanja tlaka, a sastoji se od:

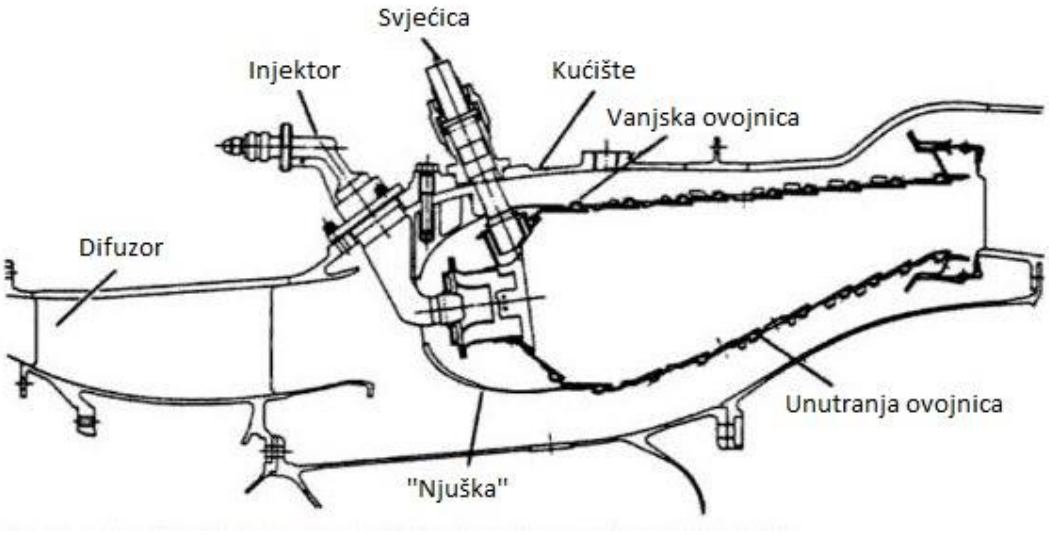
- statora (kućišta kompresora) s nepomičnim usmjeravajućim lopaticama
- tri stupnja rotora niskotlačnog kompresora
- pet stupnjeva rotora visokotlačnog kompresora [7].

2.3.3 Komora izgaranja

Komora izgaranja dizajnirana je u svrhu izgaranja smjese goriva i zraka gdje se proizvode ispušni plinovi koji je odvode u turbinu. Temperatura produkata izgaranja ne smije prekoračiti najveću dopuštenu strukturalnu temperaturu lopatica turbine. Od ukupne količine zraka koja ulazi u komoru izgaranja polovica zraka upotrebljava se za miješanje sa zrakom i izgaranje, a druga polovica zraka naziva se sekundarni zrak i služi za hlađenje ispušnih plinova i plašta komore izgaranja. Ukupan omjer goriva i zraka varira od 30 do 60 jedinica zraka na jednu jedinicu goriva. U prosjeku taj omjer iznosi oko 40 jedinica na jedinicu goriva, a samo 15 jedinica upotrebljava se za izgaranje goriva.

Kako bi dizajn komore izgaranja bio prihvatljiv, potrebno da je da pad tlakova u komori izgaranja bude sveden na minimum, da efikasnost komore izgaranja bude što veća i da se izgaranje događa samo unutar komore izgaranja. Također ne smije doći ni do pregorijevanja komore izgaranja [4].

Prema [8], referentni motor ima cjevasto-prstenastu komoru izgaranja s 10 plamenih cijevi za izgaranje. Kod ovakvog tipa komora izgaranja, cjevasta komora izgaranja smještena je unutar prstenastog kućišta. U mnogim slučajevima ovo je idealna izvedba komore izgaranja zbog „čistog" aerodinamičnog izgleda koji rezultira malim padom ukupnog tlaka prema ostalim izvedbama komore izgaranja [9]. Na slici 6 može se vidjeti primjer prstenaste komore izgaranja na motoru GE CF6-50.



Slika 6 GE CF6-50 prstenasta komora izgaranja [9]

2.3.4 Turbina

Turbina pretvara kinetičku energiju nastalu od ispušnih plinova u rad koji pogoni kompresor. Oko 75 % kinetičke energije od ispušnih plinova troši se na pokretanje kompresora. Kao i kompresor, turbina se sastoji od statora i rotora. Lopatice statora postavljene su pod takvim kutom da formiraju niz malih mlaznica koje ispuštaju plinove na lopatice rotora, što omogućuje kinetičkoj energiji iz plinova da se pretvori u mehaničku energiju na vratilu [4].

Turbina kod referentnog motora je dvostupanjska akcijsko - reakcijska. Rotor svakog stupnja sastoji se od vratila i rotirajućeg diska na čijem su obodu postavljene radne lopatice turbine. Prvi stupanj turbine spojen je preko vratila na kompresor visokog tlaka, a drugi stupanj turbine spojen je vratilom na kompresor niskog tlaka [7].

Pad tlaka kroz stupanj turbine definira se stupnjem pada tlaka π_t :

$$\pi_t = \frac{p_0}{p_2} \tag{2.4}$$

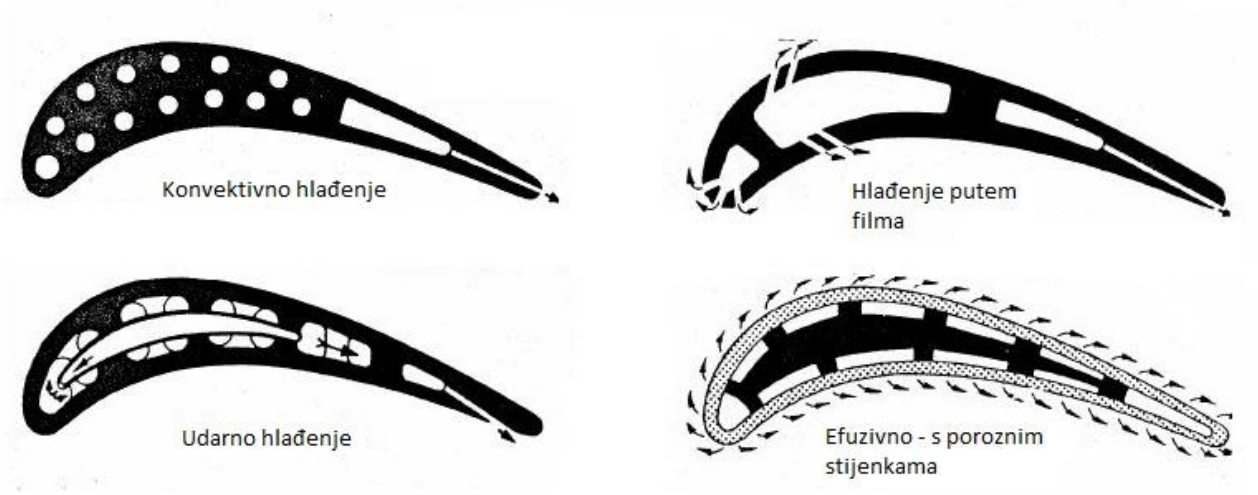
Pad tlaka u rotoru u odnosu na ukupni pad tlaka u stupnju turbine ovisi o stupnju reakcije turbine R_T :

$$R_T = \frac{\left(W_{T,iz}\right)_{rotor}}{\left(W_{T,iz}\right)_{stupanj}} \tag{2.5}$$

Gdje je:

- $\left(W_{T,iz}\right)_{rotor}$ -izentropski rad izvršen u rotoru
- $\left(W_{T,iz}\right)_{stupanj}$ -izentropski rad izvršen u cijelom stupnju turbine

Lopatice turbine, posebno prvi stupanj, moraju moći izdržati što veće temperature. To je moguće izvesti materijalima koji su otporniji na više temperature, tako da se lopatice turbine hlade zrakom ili da se presvlače slojem materijala otpornijeg na više temperature. Prema načinu hlađenja lopatica turbine postoje nehlađene lopatice, lopatice hlađene zrakom i lopatice hlađene gorivom i tekućinom [1].



Slika 7 Načini hlađenja lopatica turbine [1]

Na slici 7 prikazani su načini hlađenja lopatica turbina. Hlađenje lopatica u slučaju a) i b) odvija se samo s unutarnje strane, a na slici c) i d) s vanjske strane, gdje se istovremeno stvara tanki sloj zraka koji sprječava kontakt vrućih plinova sa stijenkom lopatica turbine [1].

2.3.5 Naknadno izgaranje

Kao što je već spomenuto, jednostavna konstrukcija naknadnog izgaranja sastoji se od plamene cijevi, sustava ubrizgavanja goriva, sklopa za držanje plamena i mlaznika promjenjive geometrije.

Difuzor smanjuje brzinu struje zraka do vrijednosti pri kojoj je omogućeno sigurno paljenje i izgaranje goriva u komori naknadnog izgaranja. U difuzoru se također vrši i stabilizacija plamena i usmjeravanje struje zraka iz turbine [7].

Mlazni motori pretvaraju unutarnju energiju goriva u kinetičku energiju struje ispušnih plinova, a rezultat toga je neto potisak mlaznog motora. Ako se primjeni Newtonov zakon gibanja, onda može se vidjeti da, ako se želi dobiti velika kinetička energija, mora postojati i velika brzina. Svrha mlaznika je povećanje brzine ispušnih plinova na izlazu iz motora. Ekspanzijom struje ispušnih plinova raste brzina i pada tlak. Maksimalni potisak za neki motor ostvaruje se kada je tlak na izlazu iz motora jednak tlaku okoline. Dva tipa mlaznika koji se upotrebljavaju na mlaznim motorima su konvergentni i konvergentno-divergentni mlaznik.

Konvergentni mlaznik jednostavan je konvergentni kanal. Najčešće se upotrebljava kod mlaznih motora niskog potiska u podzvučnim brzinama.

Konvergentno-divergentni mlaznik može biti izveden kao konvergentni kanal na koji se nastavlja divergentni kanal. Takvi mlaznici nisu samo jednostavni kanali, nego sadrže

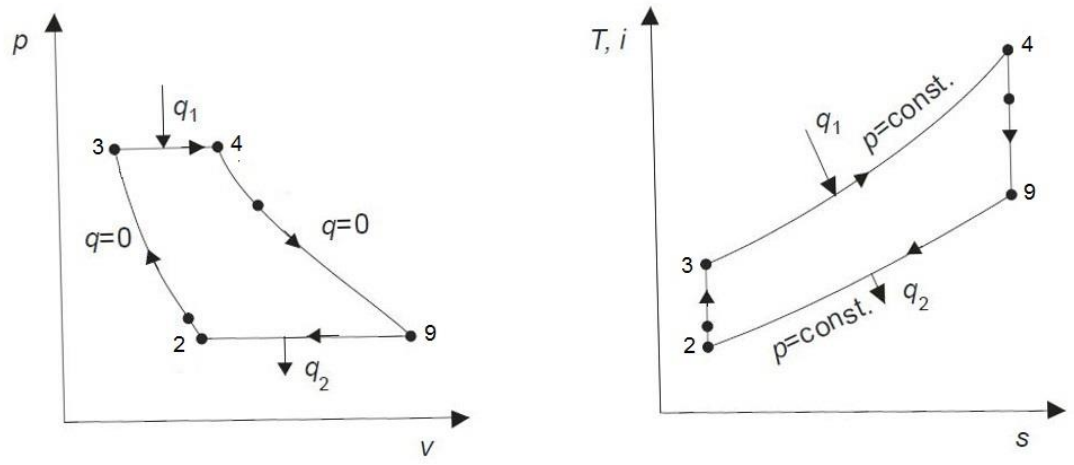
mehanizme za promjenu geometrije mlaznika i drugih aerodinamičkih svojstava. Upotrebljavaju se kod zrakoplova s velikom potisnom silom na nadzvučnim brzinama [4].

3 Idealni ciklus mlaznog motora

Kako bi se mogla opisati ograničenja u povećanju efikasnosti pretvorbe toplinske energije u korisnu energiju koja se upotrebljava za pogon zrakoplova, analizirat će se termodinamički ciklus koji se odvija u mlaznom motoru.

Termodinamički model koji se upotrebljava za opisivanje idealnog ciklusa mlaznog motora zove se *Braytonov ciklus*. Na slici 8 prikazani su *p-v* i *T-s* dijagrami, a na slici 9 prikazan je shematski prikaz termodinamičkog ciklusa u mlaznom motoru. Analiza idealnog ciklusa temelji se na sljedećim pretpostavkama:

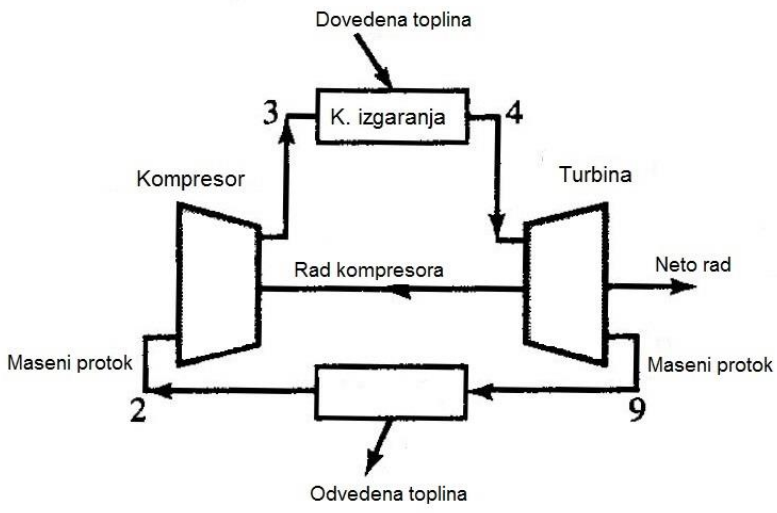
- Radna tvar je plin čiji se sastav ne mijenja tijekom procesa te ne postoje gubitci mase.
- Ne postoje gubitci topline, tlaka ne pada uslijed prigušivanja procesa i ne postoji trenje.
- Ekspanzija ispušnih plinova u mlazniku završava na atmosferskom tlaku.
- Sva toplinska energija sadržana u gorivu predaje se radnoj tvari. [1,4]



Slika 8 Idealni ciklus mlaznog motora [1]

Opis procesa:

- 2-3 Izentropska kompresija
- 3-4 Dovođenje topline pri konstantnom tlaku
- 4-9 Izentropska ekspanzija
- 9-2 Odvođenje topline pri konstantnom tlaku



Slika 9 Shematski prikaz idealnog ciklusa mlaznog motora [4]

3.1 Stupanj iskoristivosti

Za ocjenu idealnog ciklusa upotrebljava se pokazatelj koji opisuje toplinsku iskoristivost koja je omjer dobivene korisne energije i energije goriva koja se oslobodila izgaranjem:

$$\eta_t = \frac{W_{out}}{q_1} \tag{3.1}$$

Dobivena korisna energija kod mlaznog motora je kinetička energija mlaza goriva, a kod elisno-mlaznog ili vratilno-mlaznog motora to je energija koja se predaje na vratilu za pogon elise [1].

Prema [4], za idelan plin termodinamička analiza idealnog Braytonovog ciklusa može se opisati sljedećim jednadžbama za prijenos topline:

$$W_c = \dot{m} c_p (T_3 - T_2) \tag{3.2}$$

$$q_1 = \dot{m} c_p (T_4 - T_3) \tag{3.3}$$

$$W_t = \dot{m} c_p (T_4 - T_9) \tag{3.4}$$

$$q_2 = \dot{m} c_p (T_9 - T_2) \tag{3.5}$$

$$W_{out} = W_t - W_c = \dot{m} c_p (T_4 - T_9 - (T_3 - T_2)) \tag{3.6}$$

Gdje je:

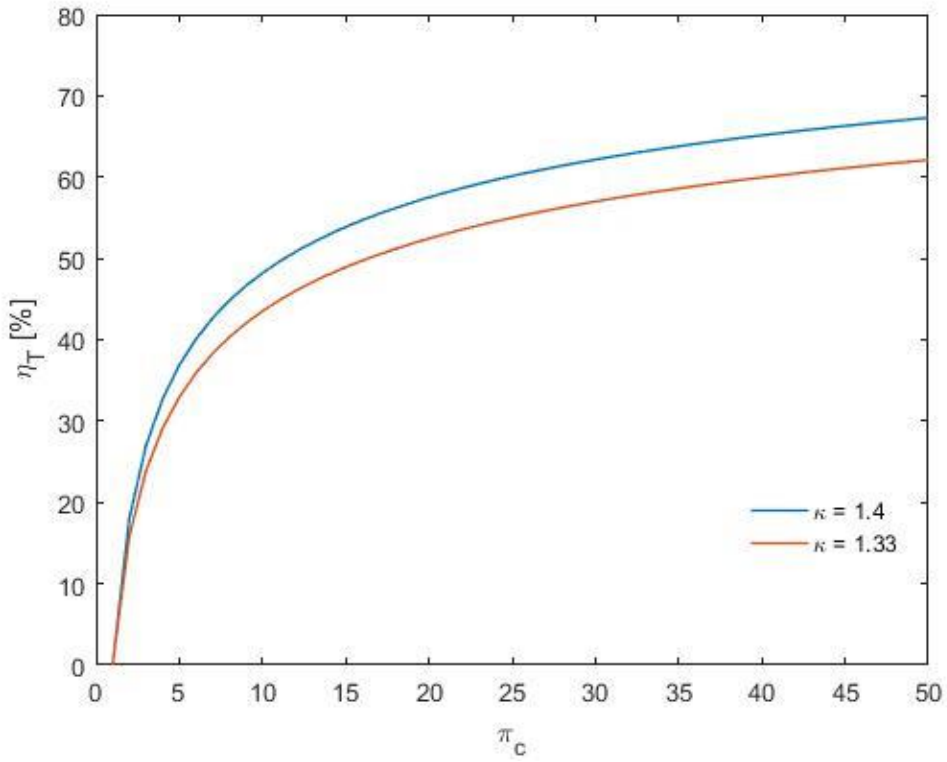
- W_c rad kompresora
- q_1 toplina dovedena u komoru izgaranja, toplina dobivena iz goriva
- W_t rad turbine
- q_2 toplina odvedena iz mlaznog motora

Ako se uzme da je $(p_3/p_2)^{(\kappa-1)/\kappa} = T_3/T_2 = T_4/T_9$, tada se stupanj iskoristivosti za idealni Braytonov ciklus može izraziti na sljedeći način:

$$\eta_t = 1 - \left(\frac{1}{\pi}\right)^{\frac{(\kappa-1)}{\kappa}} \tag{3.7}$$

Gdje je κ omjer specifičnih toplina.

Na slici 10 može se vidjeti ovisnost stupnja iskoristivosti u odnosu na stupanj povećanja tlaka za različite omjere specifičnih toplina plinova.



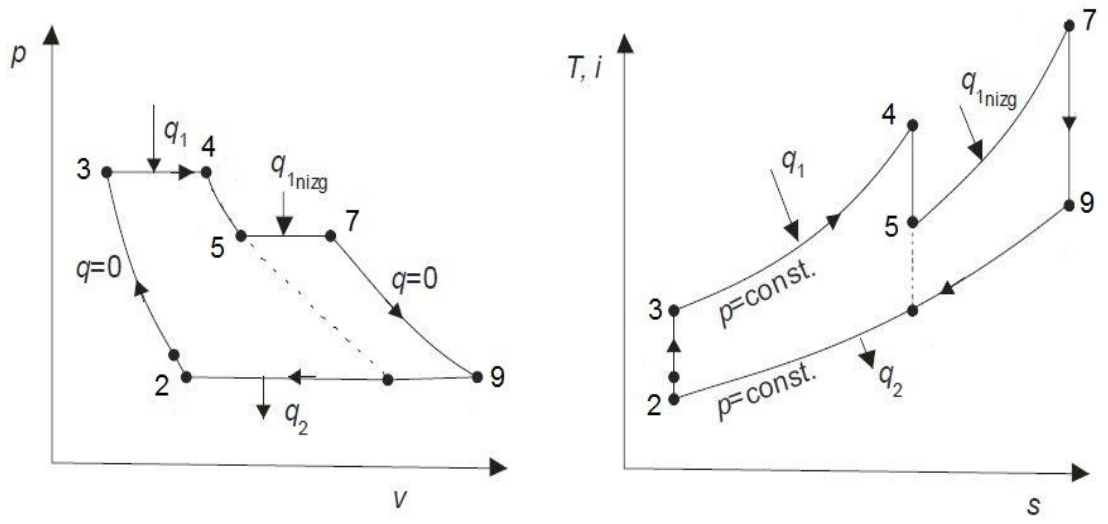
Slika 10 Stupanj toplinske iskoristivosti u odnosu na stupanj povećanja tlaka

3.2 Idealni ciklus s naknadnim izgaranjem

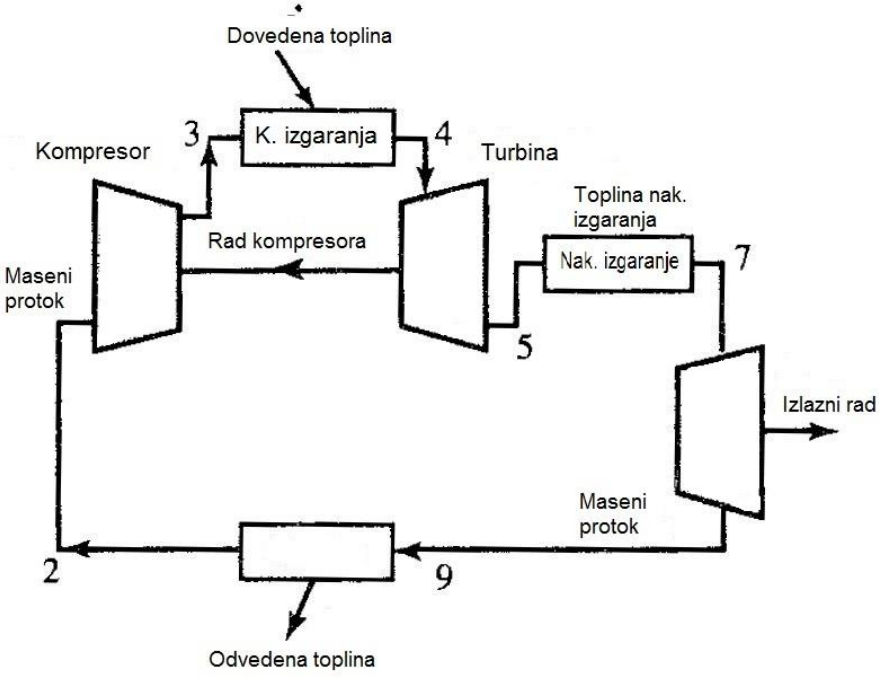
S obzirom na to da je jedno od ograničenja kod dizajna motora temperatura na lopaticama turbine, na slici 11 može se vidjeti da na *T-s* dijagramu temperatura naknadnog izgaranja T_9 ima znatno više vrijednosti nego temperatura na lopaticama turbine T_4. Približne vrijednosti za temperaturu T_4 iznose oko 1200 [K], a T_9 oko 2000 [K]. Iz tog je razloga vrijeme rada naknadnog izgaranja u pravilu ograničeno [1], [6].

Ako se pogleda površina *p-V* dijagrama na slici 11 i usporedi s *p-V* dijagramom na slici 8, može se vidjeti povećanje površine dijagrama, odnosno povećanje rada termodinamičkog procesa naknadnog izgaranja.

Na slici 12 prikazan je shematski prikaz ciklusa s naknadnim izgaranjem.



Slika 11 Idealni ciklus s naknadnim izgaranjem [1]



Slika 12 Shematski prikaz ciklusa s naknadnim izgaranjem [4]

4 Projektni režimi rada

Analiza termodinamičkog ciklusa proučava promjenu radne tvari kroz mlazni motor, a dijeli se na dvije vrste: projektna analiza i izvanprojektna analiza rada mlaznog motora.

Projektna analiza određuje performanse motora na temelju nezavisno zadanih vrijednosti ulaznih parametara (npr. stupanj povećanja tlaka) i ograničenja (npr. maksimalna temperatura na lopaticama turbine).

Izvanprojektna analiza mlaznog motora određuje performanse specifičnog mlaznog motora u svim uvjetima leta i postavkama gasa [4], [5].

U tablici 1 prikazana je usporedba zavisnih i nezavisnih varijabli kod projektne i izvanprojektne analize. O projektnoj analizi bit će više govora u ovom poglavlju, a izvanprojektna analiza bit će obrađena u sljedećem poglavlju.

Tablica 1 Usporedba projektne i izvanprojektne analize

Varijabla	Projektna analiza	Izvanprojektna analiza
Uvjeti leta (M_0, p_0, T_0)	Neovisno	Neovisno
Stupanj povećanja tlaka π_c	Neovisno	Ovisno
Temperatura na izlazu iz komore izgaranja T_{t4}	Neovisno	Neovisno
Temperaturni omjer turbine τ_t	Ovisno	Konstanta

Izvor: [4]

4.1 Općenito o projektnoj analizi

Projektnom analizom određuje se projektna točka za neki motor (eng. *on-design, design-point*).

Glavni cilj projektne analize je povezati parametre performansi motora, prvenstveno potiska i specifične potrošnje goriva, s projektnim odabirima (stupanj povećanja tlaka, omjer optočne struje kod optočnih motora itd.), projektnim ograničenjima (temperatura lopatica turbine) i uvjetima leta (Machovom broju, temperaturi okoline itd.). Na temelju projektne analize dolazi se do zaključka koja vrsta motora odgovara zadanim uvjetima.

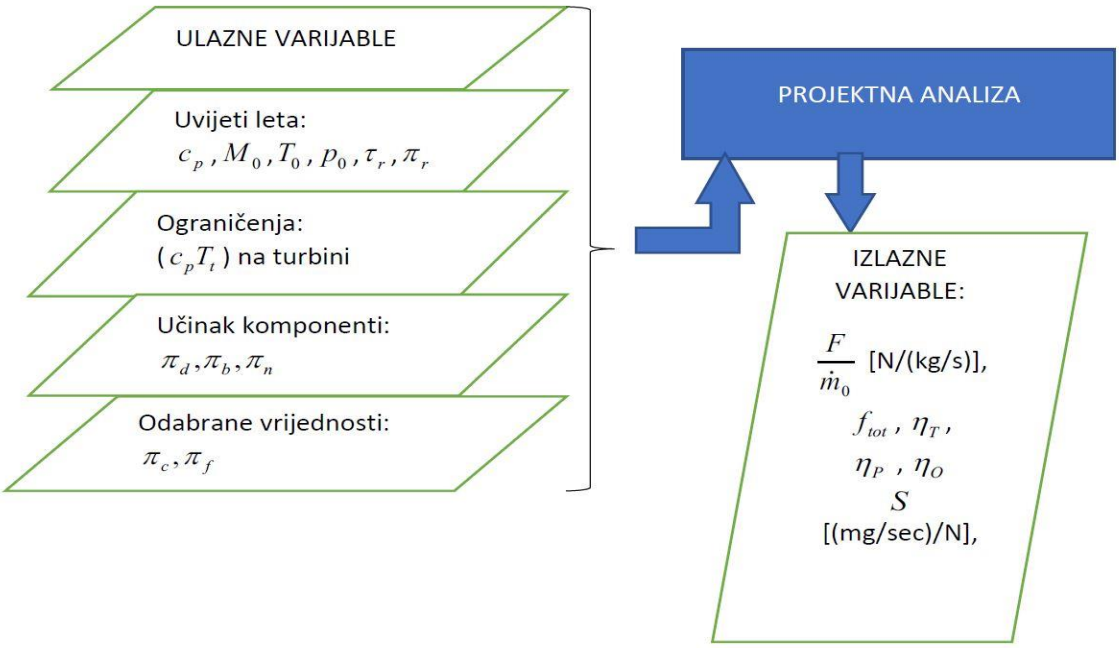
Vrijednosti projektne analize izravno ovise o realističnosti i točnosti kojom su okarakterizirane vrijednosti i ponašanja komponenta mlaznog motora [4].

Na slici 13 prikazan je pojednostavljeni dijagram toka projektne analize. Lijevo su prikazane ulazne varijable koje su podijeljene u četiri skupine. Prva skupina varijabli su uvjeti leta, gdje su: M_0 Machov broj, T_0 temperatura na ulasku u motor, c_p specifična toplina pri konstantnom tlaku, p_0 tlak okoline, τ temperaturni omjer za neku komponentu, π omjer tlakova za neku komponentu. Druga skupina varijabli su ograničenja materijala za izradu lopatica turbina, tj. $(c_p T_t)$ na izlazu iz komore izgaranja.

„Za materijale u serijskoj proizvodnji dopuštena temperatura ispred turbine se kreće od 900 do 1350°C, a pri polijetanju kratkotrajno i do 1450°C, odnosno stupanj povećanja temperature kreće se oko $t = 5 \text{ do } 6$. Dakle, stupanj povećanja tlaka je ograničen tzv. "metalurškom granicom" izdržljivosti materijala lopatica turbine.“ [1]

Treća skupina varijabli su učinci komponenti komore izgaranja, difuzora i mlaznice, a četvrta skupina varijabli su odabrane vrijednosti za projekt kao što su stupanj povećanja tlaka kompresora π_c i neke druge varijable.

Iz projektne analize dobiva se sljedeće: $F/\dot{m}$ specifičan potisak po jedinici zraka i jedinici vremena, S specifična potrošnja goriva neinstaliranog potiska, f_{tot} ukupni omjer goriva i zraka te iskoristivost pojedinih dijelova i ukupna iskoristivost mlaznog motora.



Slika 13 Dijagram toka varijabli kod projektne analize [4]

4.2 Projektna točka

U tablici 2 prikazani su parametri mlaznog motora na osnovnim režimima rada koja je preuzeta iz literature [7]. Za projektnu točku će se u ovom radu uzeti režim *maksimum (M)* na ispitnom stolu u uvjetima standardne atmosfere na razini mora.

Tablica 2 Parametri motora na osnovnim režimima

REŽIMI RADA MOTORA R25-300								
	Mali Gas (MG)		80% Nominal (0.8N)		Nominal (N)		Maksimal+SPS (MS)	
	Na zemlji	U letu	Na zemlji	U letu	Na zemlji	U letu	Na zemlji	U letu
F [kp]	170	-	2500	-	3400	-	3400	-
f [kp/kph]	-	-	0.97	-	0.91		-	0.91
n1 [%]	33.5	32-85	89	89	94.5	94.5	100.5	100.5
T5 [°C]	420	-	-	-	-	-	770	770
max. vrijeme rada	-	10 min	-	-	-	-	15 s	2 min
	Maksimal (M)		Najmanji forsaž (MF)		Vanredni režim (ČR)		Prvi forsaž (1F)	
	Na zemlji	U letu	Na zemlji	U letu	Na zemlji	U letu	Na zemlji	U letu
F [kp]	4100	-	5300	-	7100	-	6850	-
f [kp/kph]	0.96	-	1.7	-	-	-	2.25	-
n1 [%]	100.5	100.5	100-103	100.5	102.5	102.5	100-103	100.5

T5 [°C]	770	770	850	850	850	850	850	850
max. vrijeme rada	15 s	-	15 s	-	15 s	3 min	15 s	-

Izvor: [7]

Projektna točka izračunata je u literaturi [10] a sažetak podataka nalazi se u tablici 3.

Tablica 3 Projektna točka

ISA SL			
$T_0 = 288.15$ K		$p_0 = 101325$ Pa	
Omjer tlakova po komponentama			
$\pi_d = 0.98$	$\pi_{cL} = 3.56$	$\pi_{cH} = 3.65$	$\pi_b = 0.96$
$\pi_{tH} = 0.4854$	$\pi_{tL} = 0.5902$		
Iskoristivosti komponenata			
$\eta_d = 0.98$	$\eta_{cL} = 0.636$	$\eta_{cH} = 0.487$	$\eta_b = 0.985$
$\eta_{tH} = 0.905$	$\eta_{tL} = 0.8942$		
Temperaturni omjeri			
$\tau_d =$	$\tau_{cL} = 1.52$	$\tau_{cH} = 1.63$	$\tau_{tH} = 0.8506$
$\tau_{tL} = 0.89$			
Konstante plinova			
$\kappa_c = 1.4$	$c_{pc} = 1004$	$\kappa_t = 1.333$	$c_{pt} = 1155$
Ogrjevna vrijednost goriva za gorivo Jet A 1:		Referentni položaj poluge potiska	
$h_{PR} = 42.8$ [MJ/kg]		$T_{t4} = 1046$ K	

Izvor: [7], [10]

5 Izvanprojektni režimi rada

Izvanprojektna analiza u engleskoj se literaturi može pronaći pod sljedećim nazivima: *off-design* ili *engine performance analysis*.

Za razliku od projektne analize, u kojoj su se varijable stupnja povećanja tlaka, temperature na izlazu iz komore izgaranja i uvjeta leta neovisno odabirale, što je vidljivo u tablici 1, u izvan projektnoj analizi gleda se motor koji je izrađen (može biti konstruiran fizički ili matematički) s odabranim stupnjem povećanja tlaka i izravno povezanim temperaturnim omjerom turbine. Što je model motora točniji, to će rezultati ponašanja u različitim uvjetima ili rasponu operacija biti točniji.

U izvanprojektnoj analizi ne postoje varijacije termodinamičkog procesa mlaznog motora, što znači da su temperatura na izlazu iz komore izgaranja i uvjeti leta zrakoplova specificirani kroz ulazne parametre. U tablici 4 vidljive su ulazne i izlazne varijable kod izvanprojektne analize. Referentne vrijednosti kod ulaznih varijabli za izvanprojektnu analizu zapravo su ulazne vrijednosti kod projektne analize (eng. design point) [4].

Tablica 4 Ulazne i izlazne varijable kod izvanprojektne analize dvovratilnog motora s naknadnim izgaranjem [4]

ULAZNE VARIJABLE		
Odabrane varijable		
	Postavke leta	M_0, T_0, p_0
	Postavke poluge potiska (eng. *throttle*)	T_{t4}, T_{t7}
	Postavke mlaznika	p_0 / p_9
Projektne konstante		
	π's	$\pi_{d\max}, \pi_b, \pi_{tH}, \pi_{tL}, \pi_{AB}, \pi_n$
	τ's	τ_{tH}, τ_{tL}
	η's	$\eta_{cL}, \eta_{cH}, \eta_b, \eta_{AB}, \eta_{mH}, \eta_{mL}$
	Svojstva plinova	$\kappa_c, \kappa_t, \kappa_{AB}, c_{pc}, c_t, c_{AB}$
	Svojstva goriva	h_{PR}
Referentne vrijednosti		
	Postavke leta	$M_{0R}, T_{0R}, p_{0R}, \tau_{tR}, \pi_{rR}$
	Postavke gasa (eng. *throttle*)	τ_{t4R}
	Učinak komponenti	$\tau_{dR}, \pi_{cLR}, \pi_{cHR}, \tau_{cLR}, \tau_{cHR}$
IZLAZNE VARIJABLE		
Performanse		$F, \dot{m}_0, f_0, S, \eta_p, \eta_T, \eta_0$
Učinak komponenti		$\pi_{cL}, \pi_{cH}, \tau_{cL}, \tau_{cH}, f, f_{AB}, M_9,$

Izvor: [4]

5.1 Formulacija matematičkog modela

Matematički model za turbo-mlazni motor s naknadnim izgaranjem preuzet je iz [4] Mattingly, D. Jack: *Elements of Gas Turbine Propulsion*.

$$R_c = \frac{\kappa_c - 1}{\kappa_c} c_{pc} \tag{5.1}$$

$$R_t = \frac{\kappa_t - 1}{\kappa_t} c_{pt} \tag{5.2}$$

$$a_0 = \sqrt{\kappa_c R_c T_0} \tag{5.3}$$

$$V_0 = a_0 M_0 \tag{5.4}$$

$$\tau_r = 1 + \frac{\kappa_c - 1}{2} M_0^2 \tag{5.5}$$

$$\pi_r = \tau_r^{\frac{\kappa_c}{\kappa_c - 1}} \tag{5.6}$$

$$\eta_r = 1 \text{ za } M_0 \leq 1 \tag{5.7}$$

$$\eta_r = 1 - 0.075(M_0 - 1)^{1.35} \text{ za } M_0 > 1 \tag{5.8}$$

$$\tau_{cL} = 1 + \frac{T_{t4}/T_0}{(T_{t4}/T_0)_R} \frac{(\tau_r)_R}{\tau_r} (\tau_{cL} - 1)_R \tag{5.9}$$

$$\pi_{cL} = (1 + \eta_{cL}(\tau_{cL} - 1))^{\frac{\kappa_c}{\kappa_c - 1}} \tag{5.10}$$

$$\tau_{cH} = 1 + \frac{T_{t4}/T_0}{(T_{t4}/T_0)_R} \frac{(\tau_r \tau_{cL})_R}{\tau_r \tau_{cL}} (\tau_{cH} - 1)_R \tag{5.11}$$

$$\pi_{cH} = (1 + \eta_{cH}(\tau_{cH} - 1))^{\frac{\kappa_c}{\kappa_c - 1}} \tag{5.12}$$

$$\tau_\lambda = \frac{c_{pt} T_{t4}}{c_{pc} T_0} \tag{5.13}$$

$$f = \frac{\tau_\lambda - \tau_r \tau_{cL} \tau_{cH}}{h_{PR}\eta_b / (c_{pc} T_0) - \tau_\lambda} \tag{5.14}$$

$$\dot{m}_0 = \dot{m}_{0R} \frac{p_0 \pi_r \pi_d \pi_{cL} \pi_{cH}}{(p_0 \pi_r \pi_d \pi_{cL} \pi_{cH})_R} \sqrt{\frac{T_{t4R}}{T_{t4}}} \tag{5.15}$$

Slučaj bez naknadnog izgaranja:

$$R_{AB} = R_t\,;\ c_{pAB} = c_{pt}\,;\ \kappa_{AB} = \kappa_t\,;\ T_{t7} = T_{t4}\tau_{tH}\tau_{tL}\,;\ \pi_{AB} = 1;\ f_{AB} = 0 \tag{5.16}$$

Slučaj s naknadnim izgaranjem:

$$R_{AB} = \frac{\kappa_{AB} - 1}{\kappa} c_{pAB} \tag{5.17}$$

$$\tau_{\lambda\mathrm{AB}} = \frac{c_{pAB} T_{t7}}{c_{pc} T_0} \tag{5.18}$$

$$f_{AB} = \frac{\tau_{\lambda\mathrm{AB}} - \tau_\lambda \tau_{tH} \tau_{tL}}{h_{PR}\eta_{AB} - (c_{pc} T_0) - \tau_{\lambda\mathrm{AB}}} \tag{5.19}$$

Nastavak proračuna modela:

$$\frac{p_{t9}}{p_9} = \frac{p_0}{p_9} \pi_r \pi_d \pi_{cL} \pi_{cH} \pi_b \pi_{tH} \pi_{tL} \pi_{AB} \pi_n \tag{5.20}$$

$$M_9 = \sqrt{\frac{2}{\kappa_{AB} - 1}\left[\left(\frac{p_{t9}}{p_9}\right)^{\frac{\kappa_{AB}-1}{\kappa_{AB}}} - 1\right]} \tag{5.21}$$

$$\frac{T_9}{T_0} = \frac{T_{t7}/T_0}{(p_{t9}/p_9)^{(\kappa_{AB}-1)/\kappa_{AB}}} \tag{5.22}$$

$$\frac{V_9}{a_0} = M_9 \sqrt{\frac{\kappa_{AB} R_{AB}}{\kappa_c R_c} \frac{T_9}{T_0}} \tag{5.23}$$

$$f_O = f + f_{AB} \tag{5.24}$$

$$\frac{F}{\dot{m}_0} = a_0 \left[\left(1+f_O\right)\frac{V_9}{a_0} - M_0 + \left(1+f_O\right)\frac{R_{AB}}{R_c}\frac{T_9/T_0}{V_9/a_0}\frac{1-p_0/p_9}{\kappa_c} \right] \tag{5.25}$$

$$S = \frac{f_O}{F/\dot{m}_0} \tag{5.26}$$

$$F = \dot{m}_0 \left(\frac{F}{\dot{m}_0} \right) \tag{5.27}$$

$$\eta_T = \frac{a_0^2 \left[\left(1+f_O\right)\left(V_0/a_0\right)^2 - M_0^2 \right]}{2 f_O h_{PR}} \tag{5.28}$$

$$\eta_P = \frac{2V_0 \left(F/\dot{m}_0\right)}{a_0^2 \left[\left(1+f_O\right)\left(V_0/a_0\right)^2 - M_0^2 \right]} \tag{5.29}$$

$$\eta_O = \eta_T \eta_P \tag{5.30}$$

5.2 Analiza u izvanprojektnim režimima

U izvanprojektnoj analizi promatrat će se mlazni motor u uvjetima standardne atmosfere pri brzinama <1 Mach i promjenom visine leta zrakoplova od 0 do 10000 m. S promjenom visine mijenja se temperatura i tlak zraka prema sljedećim jednadžbama za promjenu uvjeta standardne atmosfere:

$$T_0 = T_0 - 0.0065 * H \tag{5.31}$$

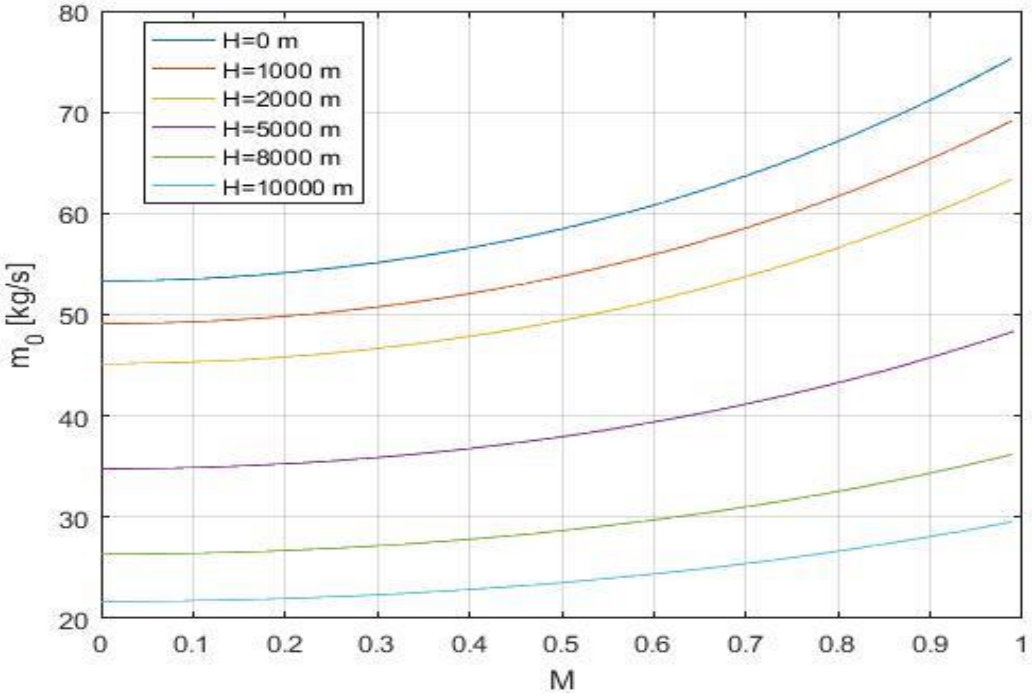
$$p_0 = p_0 \left(1 - 2.256 * 10^{-5} * H\right)^{5.256} \tag{5.32}$$

Gdje je:

- T_0, p_0 -temperatura i tlak na razini mora
- H -visina leta u metrima

Promatrat će se u dva različita režima rada motora. Prvi je slučaj bez naknadnog izgaranja u režimu *maksimum* gdje je potisak određen temperaturom na izlazu iz komore izgaranja $T_{t4} = 1406\ \mathrm{K}$. Drugi je slučaj s uključenim naknadnim izgaranjem gdje je temperatura naknadnog izgaranja $T_{t7} = 2000\ \mathrm{K}$.Temperatura je pretpostavljena prema [7].

$$m_0 = f(M_0) \text{ za } T_{t4} = 1406 \text{ K}$$

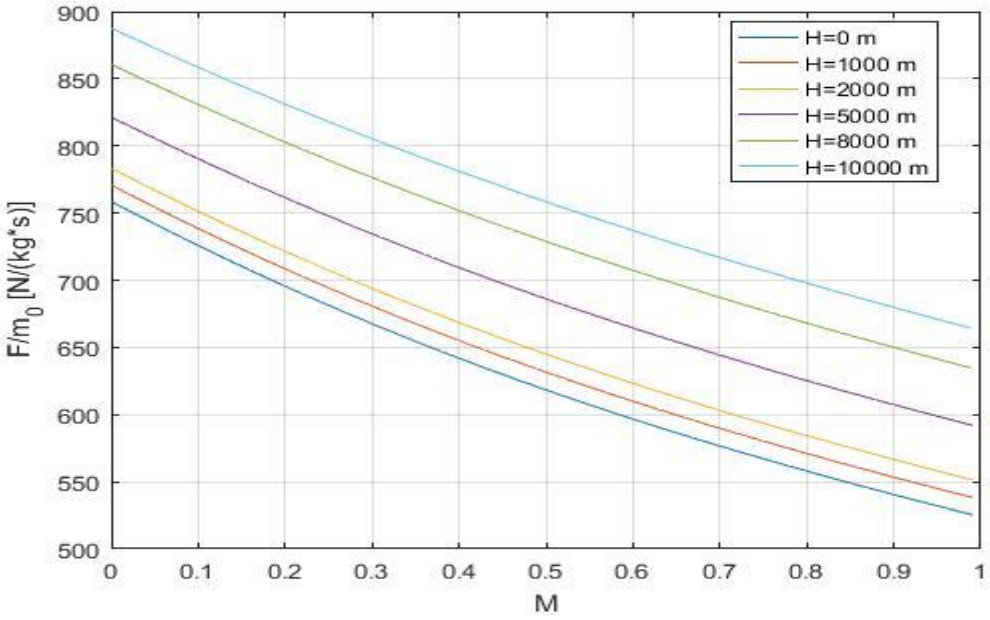


Dijagram 1. Utjecaj brzine na maseni protok

Na dijagramu 1 prikazana je ovisnost masenog protoka o brzini leta zrakoplova. Vidljivo je kako s povećanjem brzine raste i maseni protok zraka. Ako se za primjer uzme maseni protok na razini mora, protok pri brzini 0 jednak je 53,72 kg/s, a pri brzini 0,99 Mach iznosi 71,79 kg/s, što je povećanje masenog protoka za 32,2 % na račun brzine.

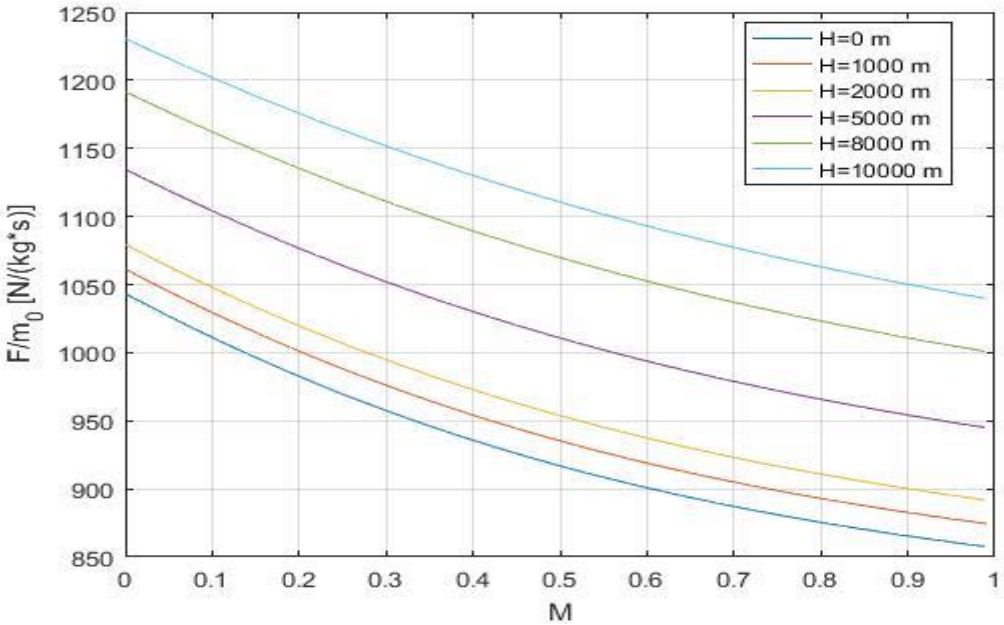
Ako se promatra promjena masenog protoka s promjenom visine, vidljivo je da s porastom visine pada maseni protok zraka. Za primjer će se uzeti maseni protok pri brzini 0,8 Mach na razini mora koji iznosi 67,145 kg/s i maseni protok pri istoj brzini ali na visini od 10000 m koji iznosi 26,65 kg/s.

$$\frac{F}{m_0} = f(M_0) \text{ bez naknadnog izgaranja}$$



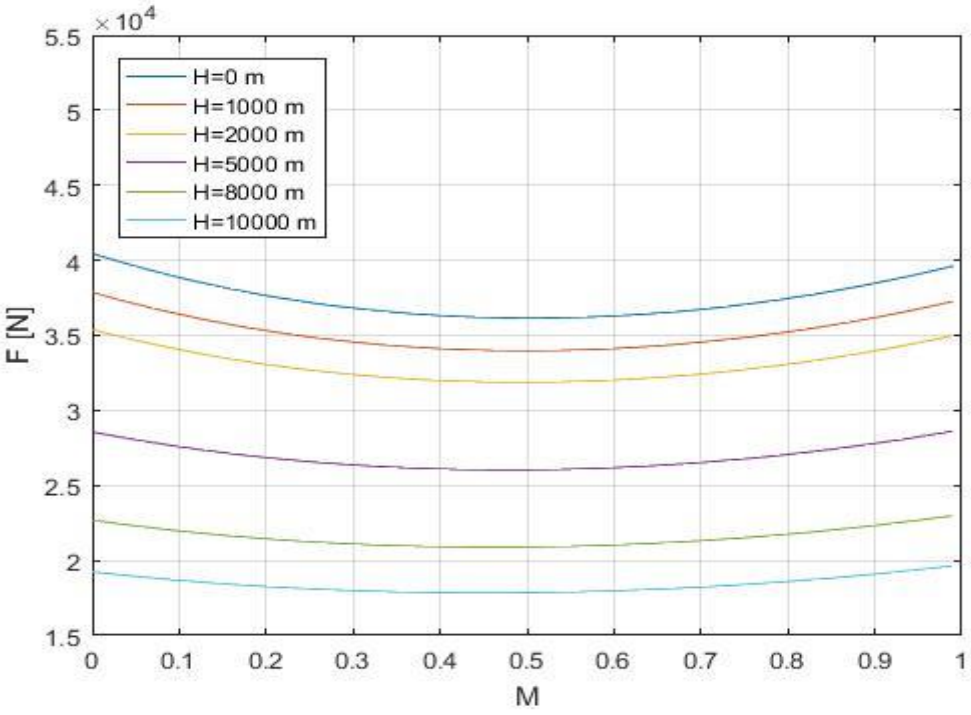
Dijagram 2. Specifični potisak bez naknadnog izgaranja

$$\frac{F}{m_0} = f(M_0) \text{ s naknadnim izgaranjem}$$



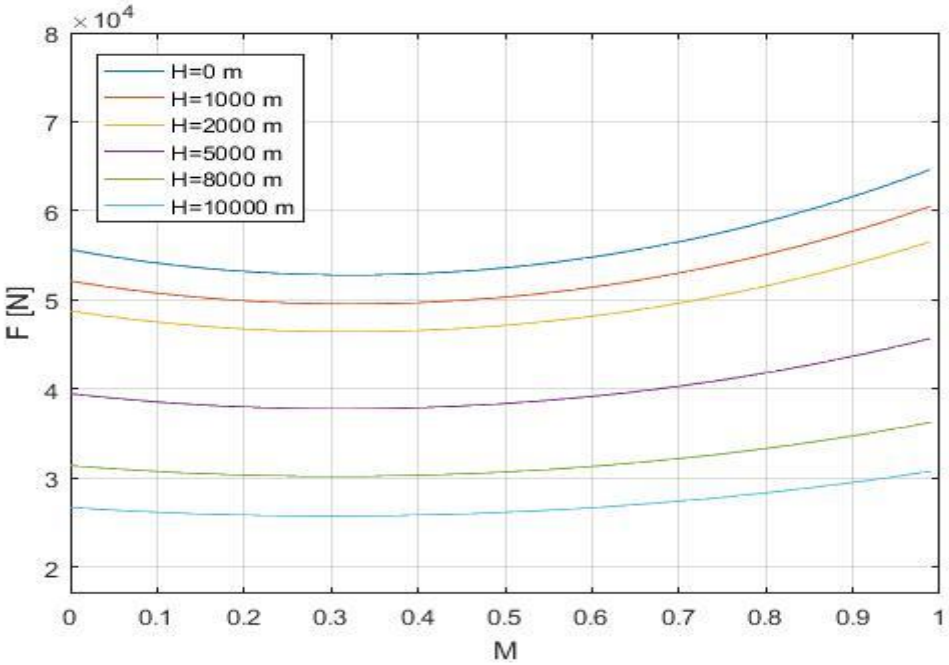
Dijagram 3. Specifični potisak s naknadnim izgaranjem

$F = f(M_0)$ bez naknadnog izgaranja



Dijagram 4. Potisak bez naknadnog izgaranja

$F = f(M_0)$ s naknadnim izgaranjem



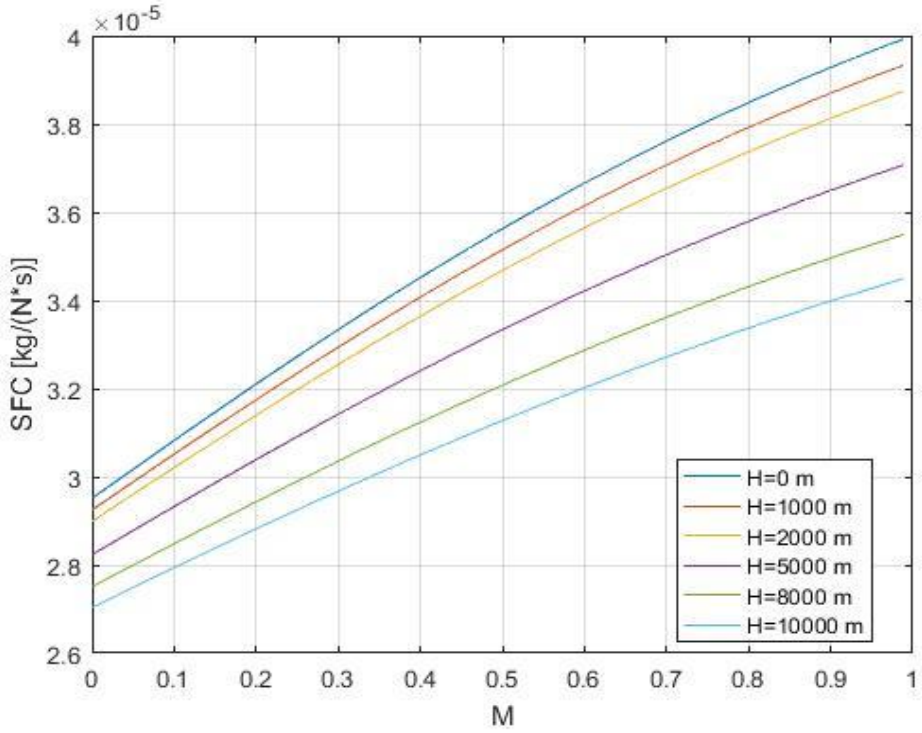
Dijagram 5. Potisak s naknadnim izgaranjem

Dijagrami 2 i 3 prikazuju specifični potisak sa i bez naknadnog izgaranja. Budući da je $F = (F / \dot{m}_0) * \dot{m}_0$, tada se na dijagramima 4 i 5 može vidjeti ovisnost potiska o brzini i visini leta. Analizom dijagrama potiska zaključuje se da potisak pada zbog smanjenja razlike brzina na ulazu i izlazu iz mlaznog motora, a raste zbog povećanja masenog protoka s povećanjem brzine.

Utjecaj visine na potisak je takav da potisak pada s povećanjem visine zbog smanjenjenja masenog protoka uzrokovanog smanjenjem gustoće zraka.

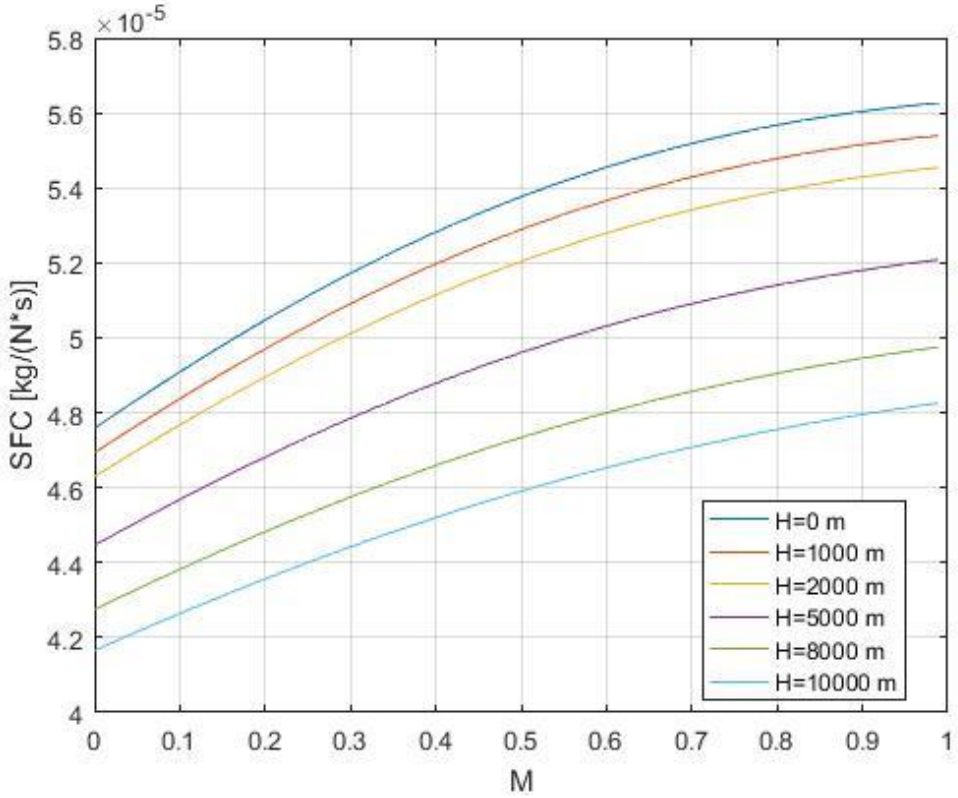
Ako se promatra sila potiska na visini od 10000 m pri režimu bez naknadnog izgaranja za koju su izračunate sljedeće vrijednosti: 19251, 18682, 18266, 17995, 17860, 17856, 17979, 18227, 18599, 19094, može se uočiti da u operativnom rasponu brzina od 0,2 do 0,8 Mach sila potiska ostaje približno konstantna. Navedene vrijednosti izražene su u [N] za brzine u razmaku od 0,1 Mach, počevši od 0,0.

$SFC = f(M_0)$ bez naknadnog izgaranja



Dijagram 6. Specifična potrošnja goriva bez naknadnog izgaranja

$S = f(M_0)$ s naknadnim izgaranjem



Dijagram 7. Specifična potrošnja s naknadnim izgaranjem

Dijagrami 6 i 7 prikazuju specifičnu potrošnju u funkciji brzine i visine leta. Vidljivo je kako s visinom leta specifična potrošnja goriva pada. Također se može vidjeti da je specifična potrošnja goriva kod režima s naknadnim izgaranjem gotovo duplo veća nego u režimu bez naknadnog izgaranja. Kako je specifična potrošnja goriva izražena po jedinici potiska, tako ukupna potrošnja goriva u režimu s naknadnim izgaranjem višestruko premašuje potrošnju u režimu bez naknadnog izgaranja.

6 Zaključak

U razvoju motora za vojnu industriju, za razliku od onih za civilnu upotrebu, teži se što većem potisku kako bi zrakoplovi bili što brži u borbenim akcijama. Tako se razvila i potreba za povećanjem potiska kod mlaznih motora, što može biti izvedeno ubrizgavanjem vode ili naknadnim izgaranjem.

U ovom radu prikazan je matematički model za mlazni motor s naknadnim izgaranjem u izvanprojektnim režimima rada. Podaci za projektnu točku bili su prije izračunani. U izvanprojektnoj analizi temperatura kod režima naknadnog izgaranja pretpostavljena je prema podacima iz *Vojno tehničkih uputa za MM-17*. Zbog neistraženog ponašanja motora na brzinama iznad 1 Mach, u ovom su radu brzine kretanja zrakoplova zadržane ispod 1 Mach.

Nadalje, u ovom je radu je opisana i konstrukcija i princip rada mlaznog motora s naknadnim izgaranjem, koji se ne razlikuje uvelike od mlaznog motora bez naknadnog izgaranja. Jezgra motora je plinska turbina na koju se nadodaje sustav naknadnog izgaranja. Pokazalo se da naknadno izgaranje ima velik učinak na povećanje potiska, ali s time dolazi i veliko povećanje potrošnje goriva.

Matematički model mlaznog motora s naknadnim izgaranjem računa se prema uvjetima iz projektne točke. Projektna točka je izračunata na ispitnom stolu u uvjetima međunarodne standardne atmosfere. Za izvanprojektne režime promatra se motor u rasponu brzina od 0,0 do 0,99 Mach i rasponu visina od 0 do 10000 metara s promjenom parametara temperature i tlaka prema uvjetima standardne atmosfere.

Svi dobiveni dijagrami imaju oblik i tendenciju kretanja krivulja koji odgovaraju teorijskim modelima i primjerima danima u literaturi, dok se vrijednosti varijabli zbog nepoznanica i pretpostavki razlikuju od realnih rezultata. Ali kao što je već spomenuto u radu, točnost izlaznih varijabli ovisi o realističnosti modela.

Ovakav matematički model može se koristiti u svrhu proučavanja performansi mlaznog motora u različitim operativnim uvjetima leta. Model se uz neke modifikacije može proširiti do raspona brzina iznad 2 Mach i kao takav upotrebljavati u simulatorima leta.

Literatura

[1.] Bazijanac, E.: Zrakoplovni mlazni motori, autorizirana predavanja iz predmeta Zrakoplovni pogonski sustavi 2, Fakultet prometnih znanosti, Zagreb. 2015.

[2.] Hünecke, K.: Jet Engines Fundamental of theory, design and operation. The Crowood Press, UK, 1997.

[3.] https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/aturbp.html, lipanj 2017

[4.] Mattingly, J.: Elements of Gas Turbine Propulsion, McGrow Hill, New York, 1996.

[5.] Domitrović, A.: Magistarski rad, Sveučilište u Zagrebu, Poslijediplomski studij „Vođenje i upravljanje pokretnim objekitma“.Zagreb, 2002.

[6.] Cohen, H., Rogers, GFC., Saravanamuttoo, SHI.: Gas turbine theory, Longman Group Limited, England, 1996.

[7.] SAVEZNI SEKTORIJAT ZA NARODNU OBRANU: VTUP, Opis motora MM-17 za avion L-17 (MiG-21bis) - knjiga I, 1986.

[8.] http://www.topedge.com/panels/aircraft/sites/kraft/engine.htm, svibanj 2017.

[9.] Lefebvre. A., Ballal. D.: Gas turbine combustion: alternative fuels and emissions, CRC Press, New York, 2010.

[10.] Grganović K: Diplomski rad. Fakultet strojarstva i brodogradnje, Sveučilište u Zagrebu; 2001.

Popis slika

Slika 1 Mlazni motor [2] 3

Slika 2 Elisno-mlazni motor s direktnim pogon elise i pogonom elise preko slobodne turbine [1]..... 4

Slika 3 Ventilatorski mlazni motor [1]..... 5

Slika 4 Označavanje pozicija po RAP standardu [1]..... 7

Slika 5 Uvodnik na zrakoplovu MIG 21 [1]..... 8

Slika 6 GE CF6-50 prstenasta komora izgaranja [9]..... 9

Slika 7 Načini hlađenja lopatica turbine [1]..... 11

Slika 8 Idealni ciklus mlaznog motora [1]..... 13

Slika 9 Shematski prikaz idealnog ciklusa mlaznog motora [4]..... 14

Slika 10 Stupanj toplinske iskoristivosti u odnosu na stupanj povećanja tlaka 15

Slika 11 Idealni ciklus s naknadnim izgaranjem [1]..... 16

Slika 12 Shematski prikaz ciklusa s naknadnim izgaranjem [4]..... 17

Slika 13 Dijagram toka varijabli kod projektne analize [4]..... 19

Popis tablica

Tablica 1 Usporedba projektne i izvanprojektne analize..... 18

Tablica 2 Parametri motora na osnovnim režimima..... 20

Tablica 3 Projektna točka 21

Tablica 4 Ulazne i izlazne varijable kod izvanprojektne analize dvovratilnog motora s naknadnim izgaranjem [4]..... 22

Popis dijagrama

Dijagram 1. Utjecaj brzine na maseni protok 26

Dijagram 2. Specifični potisak bez naknadnog izgaranja 27

Dijagram 3. Specifični potisak s naknadnim izgaranjem 27

Dijagram 4. Potisak bez naknadnog izgaranja 28

Dijagram 5. Potisak s naknadnim izgaranjem 28

Dijagram 6. Specifična potrošnja goriva bez naknadnog izgaranja 29

Dijagram 7. Specifična potrošnja s naknadnim izgaranjem 30

Popis oznaka

a_0	Brzina zvuka
c_p	Specifična toplina pri konstantnom tlaku
c_{pc}	Specifična toplina za zrak
c_{pt}	Specifična toplina za plinove izgaranja
f	Omjer goriva i zraka
F	Potisna sila
h_{PR}	Donja ogrjevna vrijednost goriva
$\dot{m}$	Maseni protok
M	Machov broj
p	Tlak
R_c	Plinska konstanta za zrak
R_t	Plinska konstanta za ispušne plinove
q_1	Dovedena toplina
q_2	Odvedena toplina
S	Specifična potrošnja goriva
T	Temperatura
V_0	Brzina letjelice
V_9	Brzina ispušnih plinova na izlazu iz mlaznika
W	rad
η	Učinkovitost
κ_c	Omjer specifičnih toplina za zrak
κ_t	Omjer specifičnih toplina za ispušne plinove
π	Omjer tlakova
τ	Omjer toplina

Popis indeksa

0,1,2….9	Pozicija na mlaznom motoru
AB	Naknadno izgaranje
b	Komora izgaranja (eng. *burner*)
c	Kompresor
d	Uvodnik (*eng. diffusor*)
H	Visokotlačno (eng. *high-pressure*)
iz	Izentropski
L	Niskotlačno (eng. *low-pressure*)

n	Mlaznik (eng. *nozzle*)
out	Izlazna
o	Ukupno (eng. *overall*)
P	Propulzija
r	Slobodna struja zraka
R	Referentno
t	Turbina; ukupno
T	Toplinski
λ	Entalpija

Prilog 1


```
%-------------------------------------------------------
%NASLOV: Izvanprojektna anliza za mlazni motor s naknadnim izgaranjem %v1.1

%Datum zadnje promjene: 24.6.2017
%Upute za korištenje
% Pod ulaznim podacima unjeti stanje atmosfere i unijeti postavke gasa
% Program vrti for petlju 6 puta i svaki puta uzme drugu visinu iz matrice H
% za iscrtavanje grafova potrebno je maknuti oznake komentara na grafu koji
% se želi printati i pokrenuti program.
% Uvjeti sa i bez naknadog izgaranja također se moraju od komentirati u proračunu
%##############################################################################
clc;
clear all;
close all;

%=====================================================
%Ulazni podaci
%-----------------------------------------------------

%Odabrane varijable
M_0 = 0.0:0.1:0.9; %raspon brzina od Mach 0 do 1 u inkrementaciji od 0.01
T_t4 = 1406; %K temperatura na ulazu u turbinu (postavke gasa, max. 1328)
T_t7 = 2000; %K temperatura naknadnog izgaranja

%Stanje atmosfere
p0 = 101325; %Pa
T0 = 288.15; %K

%=============================================
%Referentne vrijednosti
%---------------------------------------------
%Referentna atmosfera
T_0R = 288; %K
p_0R = 101325; %Pa

%Referentne postavke gasa
T_t4R = 1406; %K, NEPOZNATO
T_t7R = 2000; %K,
Tt4_T0_R = T_t4R/T_0R; %NEPOZNATO

%slobodna struja
tao_rR = 1; %NEPOZNATO
pi_rR=1; % NEPOZNATO

%difuzor
pi_dR=0.98; %omjer tlakaova u uvodnku
tao_dR =0.98; %omjer temperatura u uvodniku

%kompresor
tao_clR =1.52;
tao_chR =1.63;
tao_cR = tao_clR*tao_chR;
pi_clR=3.56;
pi_chR=3.65;
```

```
pi_cR = pi_clR*pi_chR;

%turbina
pi_thR = 0.4854;
pi_tlR = 0.5902;
tao_thR = 0.8506;
tao_tlR = 0.89;

m_0R = 67.5; %maseni protok
f_R = 0.01558; %omjer goriva i zraka
f_abR = 0.063981; %omjer goriva i zraka kod naknadnog izgaranja.

%==============================================
%Iskopristivosti komonenata
%----------------------------------------------
eta_cl = 0.86*0.86; %0.636; %iskoristivost kompresora niskog tlaka
eta_ch = 0.87*0.85*0.87; %0.487; %iskoristivost kompresora visokog tlaka eta_b = 0.985;
%iskoristivost komore izgaranja eta_ab = 0.98; %iskoristivost naknadog izgaranja


%==============================================
%svojstva plinova
%----------------------------------------------
kappa_c = 1.4;
kappa_t = 1.33333;
c_pc=1004; %J/(kg*K)
c_pt=1155;%J/(kg*K)
h_pr = 42800000; %J/kg
%Plinke konstante
kappa1c = (kappa_c-1)/kappa_c;
kappa2c = kappa_c/(kappa_c-1);
kappa1t = (kappa_t-1)/kappa_t;
kappa2t = kappa_t/(kappa_t-1);

R_c = kappa1c*c_pc;
R_t = kappa1t*c_pt;

%==============================================

%----------------------------------------------
tao_d=1; tao_n=1; pi_d=1; pi_n=1;
pi_b = 0.96;
p0_p9 = 0.5;
pi_ab = 0.95; %NEPOZNATO

%#######################################################################
%=======================================================================
%Početak proračuna
%-----------------------------------------------------------------------
H = [0, 1000, 2000, 5000, 8000, 10000];

for x = 0:1:6
    if x==0
        continue;
    else
```

```
T_0 =    T0-0.0065*H(x);
p_0  = p0*(1-(2.256/100000)*H(x))^5.256;
end
%brzine
a_0  = sqrt(kappa_c*R_c*T_0);
V_0  = a_0.*M_0;

%ponašanje slobodne struje zraka
tao_r = 1 + ((kappa_c-1)/2).*M_0.^2;
pi_r = tao_r.^kappa2c;
eta_r = 1; %za M_0 <= 1

%ponašanje uvodnika
pi_d = tao_dR*eta_r; %promjena tlaka u uvodniku

%Ponašanje kompresora
%karakteristike niskotlačnog kompresora
tao_cl = 1+((T_t4./T_0)./Tt4_T0_R).*(tao_rR./tao_r).*(tao_clR-1); pi_cl =
(1+(eta_cl.*(tao_cl-1))).^kappa2c;
%karakteristike visokotlačnog kompresora
tao_ch = 1+((T_t4./T_0)./Tt4_T0_R).*((tao_rR.*tao_clR)./(tao_r.*tao_cl)).* (tao_chR-1);

pi_ch = (1+eta_ch.*(tao_ch-1)).^kappa2c;
tao_c = tao_cl.*tao_ch;
pi_c = pi_cl.*pi_ch;

% %ponašanje turbine
tao_th = tao_thR; tao_tl =
tao_tlR; tao_t =
tao_th*tao_tl;

pi_th = pi_thR;
pi_tl = pi_tlR;
pi_t = pi_th*pi_tl;

%omjer entalpije
tao_lambda = (c_pt*T_t4)/(c_pc*T_0);

%omjer goriva i zraka
f = (tao_lambda - tao_r.*tao_c)/(((h_pr*eta_b)/(c_pc*T_0))-tao_lambda);

%maseni protok zraka
        m_0 = m_0R*( p_0.*pi_r.*pi_d.*pi_c)/(p_0R*pi_rR*pi_dR*pi_cR)*sqrt(T_t4R/T_t4);

%Slučaj bez naknadnog izgaranja
R_ab = R_t; c_pab = c_pt; kappa_ab = kappa_t; T_t7=T_t4*tao_t; pi_ab=1; f_ab=0;

% %Slučaj s naknadim izgaranjem
%    kappa_ab = kappa_t;
%    R_ab = R_t; % jer je kappa_ab = kappa_t
%    c_pab = c_pt; %pretpostavka
%    tao_lambdaab = (c_pab*T_t7)/(c_pc*T_0);
%    f_ab = (tao_lambdaab - tao_lambda*tao_t)/((h_pr*eta_ab)/(c_pc*T_0)-tao_lambdaab);
```

```
kappa1ab = (kappa_ab-1)/kappa_ab;

%brzina na izlazu iz mlaznika
p_9 = p_0/0.955;
pt9_p9 = (p_0/p_9).*pi_r.*pi_d.*pi_c.*pi_b.*pi_t.*pi_ab.*pi_n; M_9=
sqrt((2/(kappa_ab-1)).*((pt9_p9.^kappa1ab)-1));

%T_9 / T_0
T9_T0 = (T_t7/T_0)./(pt9_p9.^kappa1ab);

%V_9 / a_0
V9_a0 = M_9.*(((kappa_ab*R_ab)./(kappa_c*R_c))*T9_T0).^0.5;

%ukupni omjer goriva i zraka
f_o = f + f_ab;

%specifičan potisak
F_m0 = a_0.*(((1+f_o).*V9_a0) - M_0 + ((1+f_o).*(R_ab/R_c).*(T9_T0/V9_a0).*((1-
(p_0/p_9))./kappa_c)));

%SFC
S = f_o ./ F_m0;

%potisna sila
F = F_m0 .* m_0;

eta_T = (a_0.^2.*(1+f_o).*(V_0/a_0).^2-M_0.^2)./(2.*f_o.*h_pr); eta_P =
(2.*V_0.*F_m0)./(a_0.^2.*(1+f_o).*(V_0/a_0).^2-M_0.^2); eta_O = eta_T.*eta_P;


%       %Specifičan potisak sa naknadim izgranjem
%       plot(M_0, F_m0); hold on;
%       grid on;
%       legend('H=0 m', 'H=1000 m', 'H=2000 m', 'H=5000 m', 'H=8000 m',...
%       'H=10000 m', 'Location','best');
%       xlabel('M'); ylabel('F/m_0 [N/(kg*s)]')
%       %title('F/m_0 = f(H, M_0) sa naknadim izgaranjem');

%Potisna sila s naknadim izgaranjem
%   plot(M_0, F); hold on;
%       grid on;
%       legend('H=0 m', 'H=1000 m', 'H=2000 m', 'H=5000 m', 'H=8000 m',...
%       'H=10000 m', 'Location','northwest');
%       xlabel('M'); ylabel('F [N]')
%       set(gca, 'YLim', [15000 55000]);
%       %title('F= f(H, M_0) sa naknadim izgaranjem');

%     %Specifinča potrošnja i maseni protok sa naknadim izgaranjem
%       plot(M_0, S); hold on;
%       legend('H=0 m', 'H=1000 m', 'H=2000 m', 'H=5000 m', 'H=8000 m', 'H=10000 m', 'Location', 'best');

%       grid on;
%       xlabel('M'); ylabel('SFC [kg/(N*s)]');
%       %title('SFC s naknadnim izgaranjem');
```

```
%       %Maseni protok
%       plot(M_0, m_0); hold on;
%       legend('H=0 m', 'H=1000 m', 'H=2000 m', 'H=5000 m', 'H=8000 m', 'H=10000 m', 'Location','best');

%       grid on;
%       xlabel('M'); ylabel('m_0 [kg/s]');
%      %title('Maseni protok ');

% prikazivanje rezultata
print = ['Rezultati za visinu ', num2str(H(x))]; disp(print);

disp('Maseni protok [kg/s]');
disp(m_0);
disp('Specifičan potisak [N/(kg/s)]');
disp(F_m0);
disp('Potisak [N]');
disp(F);
disp('Specifičaa potošnja [kg/(N*s)]');
disp(S);

print2 = ['Iskoristivosti komponenata za visinu: ']; disp(print2)

disp('Stupanj povećanja tlaka niskotlačkog kompresora');
disp(pi_cl);
disp('Stupanj povećanja temperature niskotlačkog kompresora');
disp(tao_cl);
disp('Stupanj povećanja tlaka visokotlačnog kompresora');
disp(pi_ch);
disp('Stupanj povećanja temperature visokotlačnog kompresora');
disp(tao_ch);
disp('Omjer goriva i zraka')
disp(f)

end
```

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 performansi mlaznog motora s naknadnim izgaranjem** na internetskim stranicama i repozitoriju Fakulteta prometnih znanosti, Digitalnom akademskom repozitoriju (DAR) pri Nacionalnoj i sveučilišnoj knjižnici u Zagrebu.

U Zagrebu, 25.6.2017

Student/ica:

Petar Zvinski

(potpis)