

TURBO VENTILATORSKI MLAZNI MOTOR S NAKNADNIM IZGARANJEM

Božičević, Filip

Undergraduate thesis / Završni rad

2024

Degree Grantor / Ustanova koja je dodijelila akademski / stručni stupanj: **Karlovac University of Applied Sciences / Veleučilište u Karlovcu**

Permanent link / Trajna poveznica: <https://um.nsk.hr/um:nbn:hr:128:758810>

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

Download date / Datum preuzimanja: **2025-01-23**



VELEUČILIŠTE U KARLOVCU
Karlovac University of Applied Sciences

Repository / Repozitorij:

[Repository of Karlovac University of Applied Sciences - Institutional Repository](#)



zir.nsk.hr



DIGITALNI AKADEMSKI ARHIVI I REPOZITORIJI

VELEUČILIŠTE U KARLOVCU
STROJARSKI ODJEL

Stručni prijediplomski studij Strojarnstvo

Filip Božičević

**Turbo ventilatorski mlazni motor sa
naknadnim izgaranjem**

Završni rad

Karlovac, 2024.

VELEUČILIŠTE U KARLOVCU
STROJARSKI ODJEL

Stručni prijediplomski studij Strojtarstvo

Filip Božičević

**Turbo ventilatorski mlazni motor sa
naknadnim izgaranjem**

Završni rad

Mentor:

dr. sc. Nenad Mustapić, prof. struč. stud.

Komentor:

Toni Kralj, mag. ing. mech., asistent

Karlovac, 2024.

 VELEUČILIŠTE U KARLOVCU Karlovac University of Applied Sciences	Klasa: 602-07/ __-01/ __
	Ur.broj: 2133-61-04- __-01 Datum:
ZADATAK ZAVRŠNOG / DIPLOMSKOG RADA	

Ime i prezime	Filip Božičević		
OIB / JMBG			
Adresa			
Tel. / Mob./e-mail			
Matični broj studenta			
JMBAG			
Studij (staviti znak X ispred odgovarajućeg studija)	X	preddiplomski	specijalistički diplomski
Naziv studija	Prijediplomski stručni studij Strojarstvo		
Godina upisa	2019.		
Datum podnošenja molbe	24.10.2024.		
Vlastoručni potpis studenta/studentice			

Naslov teme na hrvatskom: Turbo ventilatorski mlazni motor sa naknadnim izgaranjem	
Naslov teme na engleskom: Afterburning turbofan jet engine	
Opis zadatka: Detaljna analiza pojedinačnih komponenata turbo ventilatorskog mlaznog motora, analiza i prikazivanje parametara rada u različitim uvjetima. U okviru ovog rada potrebno je: <ul style="list-style-type: none"> • Opisati rad motora i sve komponente • Izračunati rad u više uvjeta i prikazati dobivene rezultate putem EES programa • Izraditi T-s i P-v dijagrame za dobivene rezultate • Analizirati dobivene dijagrame • Izračunati ukupni potisak motora • Pomoću CFD analize prikazati način rada motora 	
Mentor: dr. sc. Nenad Mustapić, prof. struč. stud.	Predsjednik Ispitnog povjerenstva:

PREDGOVOR

Ja, Filip Božičević, student Veleučilišta u Karlovcu, pod JMBAG brojem: 0248074997, izjavljujem kako sam ovaj završni rad pod nazivom „Turbo ventilatorski mlazni motor sa naknadnim izgaranjem“ izradio samostalno, uz korištenje samo onih izvora koji su navedeni u radu.

Potvrđujem da su svi dijelovi, citati, fraze i parafraze i drugi sadržaji ovog završnog rada preuzeti iz literature ili drugih izvora pravilno označeni i referencirani u skladu s pravilima.

Ovim putem se zahvaljujem na pružanju pomoći svim kolegama i profesorima na Veleučilištu, svim prijateljima unutar i van studentskog doma na motivaciji kroz cijeli period studiranja na preddiplomskom studiju strojarstva, te naravno najviše svojim roditeljima na strpljenju, razumijevanju i motivaciji kroz svaki teški trenutak u mome školovanju.. Osobito se zahvaljujem svom mentoru dr. sc. Nenadu Mustapiću, prof. struč. stud. i asistentu Toniju Kralju, mag. ing. mech., na stručnoj i profesionalnoj pomoći u izradi teoretskog i praktičnog dijela završnog rada.

Karlovac, 2024. godine

Filip Božičević

SADRŽAJ

POPIS SLIKA.....	III
POPIS TABLICA.....	IV
POPIS OZNAKA.....	V
SAŽETAK.....	VI
SUMMARY.....	VII
1. Uvod.....	1
2. GE-F404 Turbo ventilatorski motor sa dodatnim izgaranjem.....	4
1.1. Ventilator.....	7
1.2. Niskotlačni kompresor (engl. LPC – low pressure compressor).....	9
1.3. Visokotlačni kompresor (engl. HPC - high pressure compressor).....	13
1.3.1. Razlike između visokotlačnog i niskotlačnog kompresora.....	15
1.4. Komora izgaranja (engl. combustion chamber).....	16
1.4.1. Vrste komora za izgaranje:.....	18
1.5. Visokotlačna turbina (engl. HPT- high pressure turbine).....	19
1.6. Niskotlačna turbina (engl. LPT- low pressure turbine).....	22
1.7. Ispušna mlaznica.....	25
2. Proces naknadnog izgaranje (engl. Afterburning).....	27
2.1. Prednosti i nedostaci naknadnog izgaranja.....	28
3. JP-8 gorivo za mlazne motore.....	30
4. Proračun rada mlaznog motora putem EES-a.....	32
4.1 Analiza i proračun rada na obje visinske razlike kada naknadno izgaranje nije operativno	34
4.2. Analiza T-s i P-v dijagrama.....	42
4.1. Analiza i proračun rada na obje visinske razlike kada je naknadno izgaranje operativno	44
4.2. Analiza T-s i P-v dijagrama (promjene stanja).....	51
5. CFD simulacija.....	54
5.1. Simulacija kompresora.....	57
5.2. Simulacija turbine.....	60
6. Izračun potiska mlaznog motora.....	66
ZAKLJUČAK.....	69

LITERATURA	70
PRILOZI	73

POPIS SLIKA

Slika 1. Katapultacija F18 prilikom korištenja naknadnog izgaranja [1]	1
Slika 2. Turbo ventilatorski motor F404 prilikom naknadnog izgaranja [2]	4
Slika 3. Presjek lopatice ventilatora i niskotlačnog kompresora [10].....	7
Slika 4. Smjerovi vrtnje lopatica rotora i statora [22].....	11
Slika 5. Komponente NTK-a i VTK-a [2]	12
Slika 6. Dijagram odnosa kinetičke energije i tlaka kod rotora i statora [22]	13
Slika 7. Prstenasta komora izgaranja [8].....	18
Slika 8. Ispušna mlaznica F404 [8].....	25
Slika 9. Shema ciklusa mlaznog motora sa naknadnim izgaranjem	33
Slika 10. Rezultati dobiveni bez operativnog naknadnog izgaranja (0m nadmorske visine)	36
Slika 11. Rezultati dobiveni bez operativnog naknadnog izgaranja (10000m nadmorske visine) 36	
Slika 12. T-s dijagram bez operativnog naknadnog izgaranja (0m nadmorske visine)	38
Slika 13. T-s dijagram bez operativnog naknadnog izgaranja (10000m nadmorske visine)	38
Slika 14. Usporedba T-s dijagrama bez operativnog naknadnog izgaranja na različitim visinama (crvena linija je na 0m nadmorske visine, plava je na 10000m nadmorske visine).....	39
Slika 15. P-v dijagram bez operativnog naknadnog izgaranja (0m nadmorske visine).....	40
Slika 16. P-v dijagram bez operativnog naknadnog izgaranja (10000m nadmorske visine).....	40
Slika 17. Usporedba P-v dijagrama bez operativnog naknadnog izgaranja na različitim visinama (crvena linija je na 0m nadmorske visine, plava je na 10000m nadmorske visine).....	41
Slika 18. Dobiveni rezultati - operativno naknadno izgaranje (0m nadmorske visine).....	46
Slika 19. Dobiveni rezultati - operativno naknadno izgaranje (10000m nadmorske visine).....	46
Slika 20. T-s dijagram - operativno naknadno izgaranje (0m nadmorske visine)	47
Slika 21. T-s dijagram - operativno naknadno izgaranje (0m nadmorske visine)	48
Slika 22. Usporedba T-s dijagrama prilikom operativnog naknadnog izgaranja na različitim visinama (crvena linija je na 0m nadmorske visine, plava je na 10000m nadmorske visine)	48
Slika 23. P-v dijagram - operativno naknadno izgaranja (0m nadmorske visine)	49
Slika 24. P-v dijagram - operativno naknadno izgaranje (0m nadmorske visine)	49
Slika 25. Usporedba P-v dijagrama prilikom operativnog naknadnog izgaranja na različitim visinama (crvena linija je na 0m nadmorske visine, plava je na 10000m nadmorske visine)	50
Slika 26. Model mlaznog motora koji se koristi za simulaciju.....	56
Slika 27. Simulacija kompresora koja pokazuje silnice kao fizički prikaz temperature	57
Slika 28. Prikaz temperature u presjeku kompresora.....	58
Slika 29. Prikaz brzine - kompresor.....	59
Slika 30. Prikaz brzine u presjeku kompresora.....	59
Slika 31. Prikaz temperature na presjek turbine (bez komore izgaranja)	61
Slika 32. Prikaz prave temperature kroz turbinu (1600°C, 1900K).....	62
Slika 33. Simulacija brzine kroz turbinu.....	62
Slika 34. Simulacija brzine kroz turbinu u presjeku	63
Slika 35. Silnice prikazuju tlak kroz lopatice turbine	64
Slika 36. Tlak na lopatice turbine prikazane u presjeku	64

POPIS TABLICA

Tablica 1. Specifikacije GE-F404 motora [1], [9]	6
Tablica 2. Parametri VTT F404 [10]	21
Tablica 3. Parametri NTT F404 [10]	24
Tablica 4. Parametri prije i poslije naknadnog izgaranja [10]	28
Tablica 5. Prednosti nedostaci naknadnog izgaranja koji služe za lakše razumijevanje navedenog procesa [8].....	29
Tablica 6. Svojstva JP8 goriva [25]	31
Tablica 7. Ulazni podaci bez operativnog naknadnog izgaranja (0m nadmorske visine) [10].....	34
Tablica 8. Ulazni podaci bez operativnog naknadnog izgaranja (10000m nadmorske visine) [10]	35
Tablica 9. Ulazni podaci pri operativnom naknadnom izgaranju (0m nadmorske visine) [10] ...	44
Tablica 10. Ulazni podaci pri operativnom naknadnom izgaranju (10000m nadmorske visine) [10]	45

POPIS OZNAKA

OZNAKA	FIZIKALNA VELIČINA	MJERNA JEDINICA
T	Potisak	kN
\dot{m}	Maseni tok	kg/s
v_e	Brzina ispuha	m/s
v_{e2}	Brzina ispuha kod operativnog naknadnog izgaranja	m/s
v_0	Brzina zraka na ulazu u motor	m/s
C_p	Specifični toplinski kapacitet	J/(kg·K)
$T_{t,in}$	Temperatura na ulazu u motor	K
$T_{t,out}$	Temperatura ispuha	K
D	Promjer izlaza mlaznice	m, mm
D_2	Promjer izlaza mlaznice prilikom naknadnog izgaranja	m, mm
A	Površina izlaza mlaznice	m^2
A_2	površina izlaza mlaznice (povećanje mlaznice prilikom naknadnog izgaranja)	m^2
T_{AB}	potisak prilikom korištenja naknadnog izgaranja	kN

SAŽETAK

Ovaj rad istražuje način rada turbo ventilatorskog mlaznog motora sa naknadnim izgaranjem koristeći se EES (Engineering Equation Solver) programom i CFD simulacijom u Solidworks-u. Cilj samog rada je prikazati i dobiti uvid sve komponente mlaznog motora sa naknadnim izgaranjem, demonstrirati kako izgleda analiza dobivenih rezultata iz EES-a i analiza CFD simulacije. U ovom radu za primjer uzimamo GE-F404 turbo ventilatorski mlazni motor sa naknadnim izgaranjem.

Na početku rada detaljno se objašnjava svaki dio odnosno komponenta turbo ventilatorskog mlaznog motora kao i njihova funkcija. Objasnjava se način rada ventilatora, niskotlačnog i visokotlačnog kompresora, komore izgaranja, niskotlačne i visokotlačne turbine, proces naknadnog izgaranja, mlaznica i objašnjeno je gorivo koje se koristi. U svakom dijelu objašnjene su karakteristike te su navedeni primjeri određenih parametara i njihovi odnosi.

U praktičnom dijelu rada, shematski je prikazan izgled motora, pomoću EES programa izračunate su vrijednosti poput rada turbina, kompresora i samog neto rada. Prikazani su svi ulazni podaci i dobiveni rezultati te su na temelju njih izrađeni T-s i P-v dijagrami iz kojih je izrađena termodinamička analiza. Osim EES programa, izrađena je CFD simulacija na turbini i kompresoru. Kroz tu simulaciju vizualno se prikazuje utjecaj komponenti na temperaturu, tlaka i brzinu. Na samom kraju napravljen je izračun potiska.

Ključne riječi: naknadno izgaranje, kompresor, turbina, potisak, simulacija

SUMMARY

This paper explores the operation of a turbofan jet engine with afterburner using the EES (Engineering Equation Solver) software and CFD simulation in Solidworks. The aim of the study is to present and provide insights into all components of an afterburning jet engine, demonstrating the analysis of results obtained from EES and the CFD simulation. The GE-F404 turbofan jet engine with afterburning is used as an example in this study.

At the beginning of the paper, each part and component of the turbofan jet engine, along with their functions, is explained in detail. This includes the operation of the fan, low- and high-pressure compressors, combustion chamber, low- and high-pressure turbines, the afterburning process, nozzle, and the fuel used. Each section explains the characteristics and provides examples of specific parameters and their relationships.

In the practical part of the paper, a schematic representation of the engine is shown, and values such as turbine work, compressor work, and net work are calculated using the EES software. All input data and resulting outputs are presented, with T-s and P-v diagrams created from them to perform a thermodynamic analysis. In addition to the EES program, a CFD simulation was conducted on the turbine and compressor. Through this simulation, the effects of parts on temperature, pressure, and speed are visually illustrated. Finally, a thrust calculation was performed.

Keywords: afterburning, compressor, turbine, simulation, thrust

1. Uvod

Turbo ventilatorski mlazni motor sa naknadnim izgaranjem napredni je pogonski sustav široko korišten u vojnim zrakoplovima, osmišljen za značajno povećanje potiska pri nadzvučnim brzinama. Kombinira osnovno djelovanje turbo ventilatorskog motora s dodatnim elementom zvanim naknadno izgaranje (engl. Afterburning) kako bi drastično povećao potisak. Jezgra motora radi poput klasičnog turbo ventilatorskog motora, gdje se zrak komprimira, miješa s gorivom i pali.

Za razliku od standardnih turbo ventilatora, motor s naknadnim izgaranjem ima dodatno komoru za izgaranje smještenu između glavne turbine i mlaznice. U ovom dijelu, dodatno gorivo se ubrizgava u ispušni tok i pali, čime se znatno povećava brzina ispušnih plinova i ostvaruje snažan potisak. Iako su naknadna izgaranja izrazito intenzivna u potrošnji goriva, ona su ključna za primjene koje zahtijevaju veliko ubrzanje i visokobrzinsko manevriranje, kao što je slučaj kod borbenih zrakoplova i nadzvučnih bombardera.

Ova jedinstvena konfiguracija omogućuje turbo ventilatorskim motorima s naknadnim izgaranjem postizanje visoke učinkovitosti pri normalnom letu te iznimnu snagu u borbenim situacijama, što ih čini neophodnima u suvremenom vojnom zrakoplovstvu.

Jedan od značajnijih uporaba ovakve vrste mlaznog motora je kod F18 (Slika 1) borbenih lovaca koji će ujedno poslužiti kao primjer za ovaj rad.



Slika 1. Katapultacija F18 prilikom korištenja nakladnog izgaranja [1]

Ključne komponente i rad:

Osnovni motor:

1. Ventilator: povećava količinu zraka koji zaobilazi jezgru motora i tako stvara potisak
2. Kompresor (visokotlačni i niskotlačni): zrak se uvlači i komprimira na visok tlak.
3. Komora za izgaranje: komprimirani zrak se miješa s gorivom i zapali, stvarajući ispušne plinove visoke energije.
4. Turbina (visokotlačna i niskotlačna): ispušni plinovi prolaze kroz turbine koje pokreću kompresor i ventilator.
5. Ispušna mlaznica: izbacivanje ispušnih plinova iz motora, pretvarajući energiju visokog tlaka i temperature plinova u kinetičku energiju

Naknadno izgaranje:

1. Lokacija: smješteno iza turbine u ispušnom toku motora.
2. Rad: dodatno gorivo se ubrizgava u ispušni tok i zapali, značajno povećavajući brzinu ispuha i potisak.
3. Povećanje potiska: naknadno izgaranje može privremeno povećati potisak motora, što je ključno za nadzvučne brzine i brzo ubrzanje.

Prednosti:

1. Povećan potisak: naknadno izgaranje omogućuje značajno, iako privremeno, povećanje potiska, omogućujući veliko ubrzanje i nadzvučni let.
2. Fleksibilnost: piloti mogu aktivirati ili deaktivirati naknadno izgaranje po potrebi, pružajući fleksibilnost za različite uvjete letenja.
3. Sposobnost velikih brzina: idealno za vojne zrakoplove koji zahtijevaju velike brzine, visoki razinu manevriranja odnosno okretnosti i brzi uzlet.

Nedostaci:

1. Potrošnja goriva: naknadno izgaranje troši jako velike količine goriva, smanjujući ekonomičnost. Iz tog razloga se naknadno izgaranje koristi u kratkim razdobljima.
2. Toplina i održavanje: ekstremne temperature koje se stvaraju mogu povećati habanje odnosno potrošnju dijelova motora, što dovodi do viših troškova održavanja.

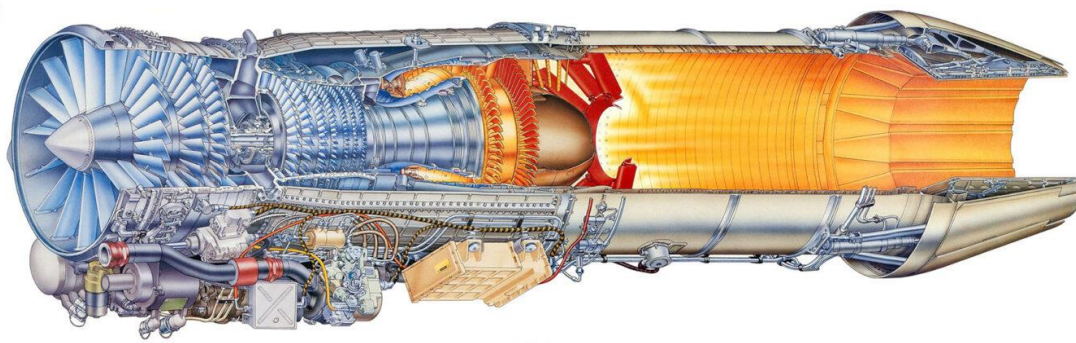
Primjena:

Turbo ventilatorski motori s dodatnim izgaranjem prvenstveno se koriste u vojnoj avijaciji, uključujući lovce, presretače i neke brze izviđačke zrakoplove. Ovakvi motori pružaju potrebni potisak za zahtjevne borbene scenarije, nadzvučne brzine i brza reagiranja. Ukratko, turbo ventilatorski motori s naknadnim izgaranjem kombiniraju učinkovitost turbo ventilatora s visokim potiskom naknadnog izgaranja, što ih čini ključnima za visokoučinkovite vojne zrakoplove.

S obzirom da su turbo ventilatorski motori sa dodatnim izgaranjem korišteni ponajviše u vojne svrhe te za potrebe vojne industrije, kao primjer za ovaj rad uzima se motor F404 kao jedan od najviše prepoznatljivih turbo ventilatorskih motora sa naknadnim izgaranjem.

2. GE-F404 Turbo ventilatorski motor sa dodatnim izgaranjem

„F404 (Slika 2) spada u skupinu turbo ventilatorskih motora s naknadnim izgaranjem koju je razvila poznata tvrtka General Electric Aviation“ [1]. Najpoznatiji je po tome što pokreće niz visokoučinkovitih vojnih zrakoplova, posebno McDonnell Douglas (sada Boeing) F/A-18 Hornet. Motor F404 poznat je po visokom omjeru potiska, težine, pouzdanosti i prilagođenom dizajnu, što pojednostavljuje njegovo održavanje.



Slika 2. Turbo ventilatorski motor F404 prilikom naknadnog izgaranja [2]

Dizajn:

- 1) Tip: turbo ventilatorski motor s naknadnim izgaranjem.
- 2) Omjer zaobilaženja zraka: 0,34:1. Ovaj relativno nizak omjer zaobilaženja zraka tipičan je za vojne motore, pružajući ravnotežu između učinkovitosti goriva i potiska potrebnog za nadzvučni let.

Potisak:

Potisak bez naknadnog izgaranja: motor F404 generira otprilike 4762.7199 kg potiska bez naknadnog izgaranja. S uključenim naknadnim izgaranjem, motor može proizvesti oko 8028.58 kg potiska, pružajući značajnu snagu za nadzvučne brzine i borbene manevre.

Performanse:

- 1) Omjer potiska i težine: F404 ima visok omjer potiska i težine, što je ključno za agilnost i performanse zrakoplova koje pokreće. U slučaju F404, taj omjer je 26:1.
- 2) Učinkovitost goriva: iako je optimiziran za vojne performanse, F404 je dizajniran da ponudi dobru učinkovitost goriva za motor s naknadnim izgaranjem, što je ključno za povećanje dometa i izdržljivosti.

Modularni dizajn:

Motor F404 ima modularni dizajn, što znači da je sastavljen od zamjenjivih modula ili dijelova. Ovaj dizajn pojednostavljuje održavanje, smanjuje zastoje i omogućuje lakšu nadogradnju ili zamjenu određenih dijelova.

Izdržljivost i pouzdanost:

F404 je poznat po svojoj izdržljivosti i pouzdanosti, čak i tijekom vojnih operacija. Uključuje napredne materijale i tehnike hlađenja kako bi izdržao intenzivne temperature i visoka opterećenja uzrokovana naknadnim izgaranje

“Specifikacije F404 motora“ [1], prikazane su pomoću sljedeće tablice (Tablica 1)

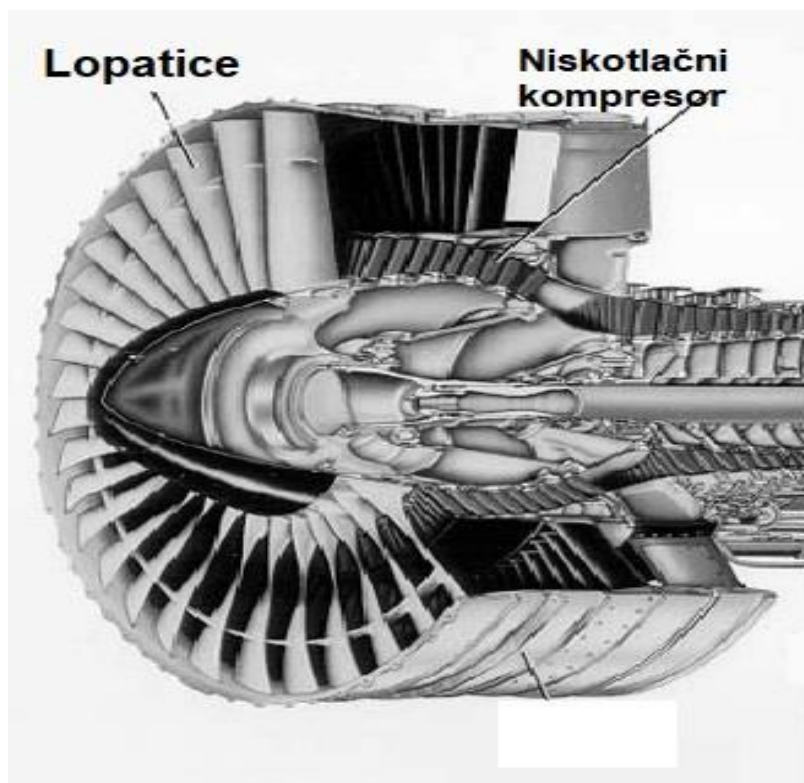
Tablica 1. Specifikacije GE-F404 motora [1], [9]

OPIS	DETALJI
Tip motora	Turbo ventilatorski motor s naknadnim izgaranjem
Proizvođač	General Electric
Prvo pokretanje	1978. godine
Primjena	F/A Hornet, JF-17 Thunder
Konfiguracija	Dvostruka osovina, aksijalni protok s naknadnim izgaranjem
Ukupna duljina	3.93 metra
Promjer	0.89 metara
Masa bez goriva	1035 kg
Kompresor	3-stupanjski ventilator, 7- stupanjski aksijalni visokotlačni kompresor
Turbina	1-stupanjska visokotlačna, 1-stupanjska niskotlačna
Vrsta komore izgaranja	Prstenasta
Maksimalni potisak (bez naknadnog izgaranja)	48 kN – 55 kN
Maksimalni potisak (s naknadnim izgaranjem)	79kN – 85kN
Specifična potrošnja goriva (SFC)	0.36285 kg/kgFh
Omjer potiska i mase	7.8:1
Ukupni omjer kompresije	26:1
Maksimalna operativna visina	15240 metara
Maksimalni protok zraka	120 kg/s
Temperatura na ulazu u turbinu	1600°C
Upravljački sustav	Digitalni upravljački sustav (FADEC)
Vrsta naknadnog izgaranja	Mijenjajući otvor mlaznice
Održavanje i pouzdanost	Modularni dizajn za lakše održavanje
Operativni vijek	Obično do 4000 sati
Omjer potiska i potrošnje zraka	0.34:1

1.1. Ventilator

„Ventilator (Slika 3) je odgovoran za generiranje većine potiska motora u turbo ventilatorskom motoru.“ [10]

„Ventilator uvlači velike količine zraka iz atmosfere. Taj se zrak dijeli na dva toka: jedan prolazi kroz jezgru motora (gdje se dodatno komprimira, miješa s gorivom i sagorijeva), a drugi zaobilazi jezgru motora, struajući oko nje“ [2]. Zrak koji je zaobišao jezgru te koji obično čini veći dio zračnog toka, ubrzava ventilator pritom stvarajući potisak. Omjer zraka koji zaobilazi jezgru motora prema zraku koji prolazi kroz nju naziva se omjer zaobilaženja. Viši omjer zaobilaženja obično znači učinkovitije generiranje potiska, osobito pri nižim brzinama, što motor čini ekonomičnijim u pogledu potrošnje goriva i tišim u pogledu zvuka.



Slika 3. Presjek lopaticice ventilatora i niskotlačnog kompresora [10]

1) Kompresija zraka

Ventilator osigurava početnu fazu kompresije zraka. Iako je njegova glavna uloga generiranje potiska, ventilator također komprimira zrak prije nego što uđe u niskotlačni kompresor, što doprinosi ukupnoj učinkovitosti motora. Slabim komprimiranjem zraka, ventilator pomaže u smanjenju turbulencije i preobrazbi zraka za daljnje faze kompresije, što dovodi do smirenijeg i učinkovitijeg rada motora.

2) Hlađenje

Zrak koji zaobilazi jezgru motora također pomaže u hlađenju motora. To je posebno važno za održavanje strukturnog integriteta motora pri visokim radnim temperaturama. Okružujući jezgru motora strujom hladnijeg zraka, ventilator pomaže zaštititi kućište motora i druge komponente od intenzivne topline koja nastaje tijekom sagorijevanja te na taj način upravlja toplinom.

3) Smanjenje buke

Ventilator pridonosi smanjenju buke u modernim turbo ventilatorskim motorima. Zrak koji zaobilazi jezgru pomaže prigušiti buku koju stvaraju jezgra motora i ispušni plinovi. Zbog toga su turbo ventilatorski motori tiši u usporedbi sa starijim turbomlaznim motorima, koji su imali mali ili nikakav omjer zaobilaženja.

4) Učinkovitost

Učinkovitost goriva i motora znatno su povećani. Generiranjem većine potiska kroz zaobilazni zrak (umjesto da se oslanja samo na visoko temperaturne, visokobrzinske mlazne ispušne plinove), turbo ventilatorski motori su ekonomičniji u potrošnji goriva, posebno pri pod zvučnim brzinama. To ih čini idealnim za komercijalnu avijaciju, gdje je ekonomičnost goriva ključna.

1.2. Niskotlačni kompresor (engl. LPC – low pressure compressor)

Za potrebe ovog rada, engleska kratica LPC pisat će se kao NTK- niskotlačni kompresor.

Niskotlačni kompresor (Slika 4) obično je prva faza kompresije u više stupanjskom sustavu kompresora, nakon ventilatora u turbo ventilatorskom motoru. On je odgovoran za komprimiranje zraka koji je ventilator ubrzao prije nego što uđe u visokotlačni kompresor. NTK radi na nižem omjeru tlaka u usporedbi s visokotlačnim kompresorom, ali obrađuje veći volumen zraka. Performanse NTK-a izravno utječu na učinkovitost goriva, potisak i operativni domet motora. Dobro dizajniran NTK doprinosi snažnijem i učinkovitijem motoru.

Primarna funkcija niskotlačnog kompresora je povećanje tlaka zraka koji dolazi iz ventilatora prije nego što uđe u visokotlačni kompresor. To postiže postupnim komprimiranjem zraka kroz niz stupnjeva, od kojih svaki sadrži izmjenične redove rotirajućih i stacionarnih lopatica. Ova početna kompresija ključna je kako bi se osiguralo da visokotlačni kompresor prima zrak pod konstantnim tlakom omogućujući mu učinkovitiji rad.

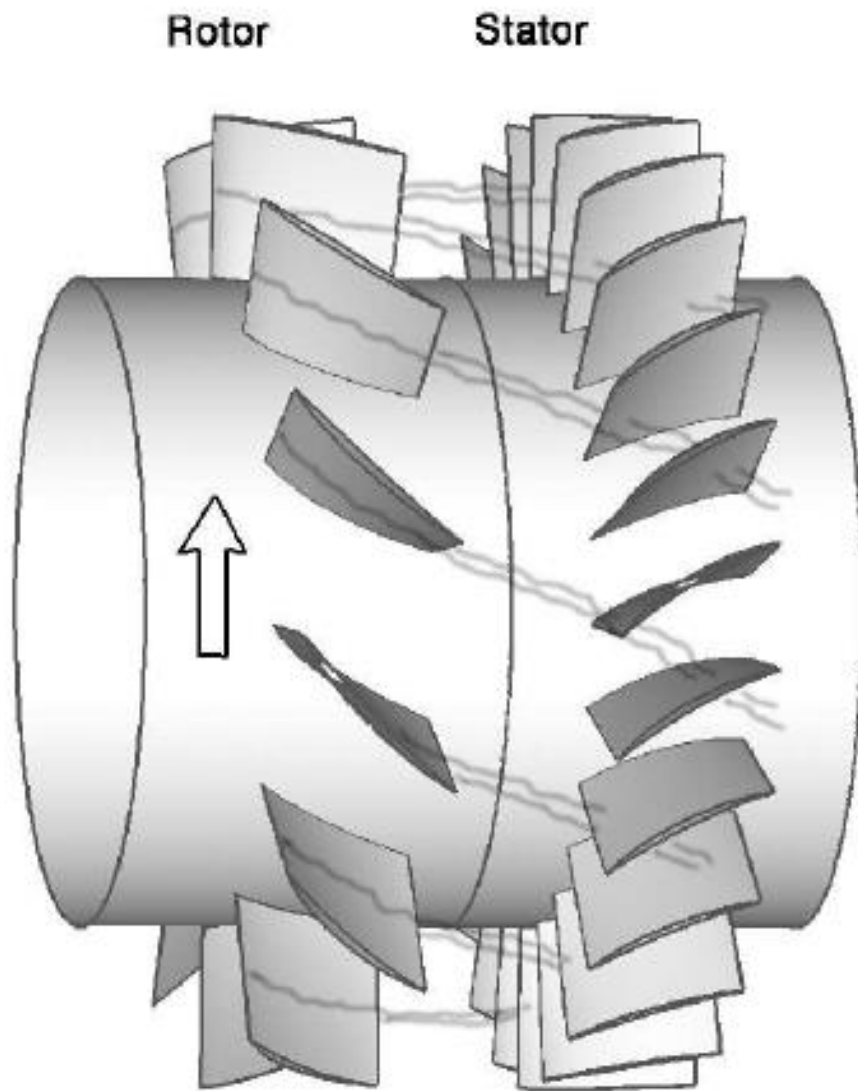
U motorima visokog omjera prolaza (high-bypass turbofan engines), NTK obrađuje veliki protok zraka, jer većina zraka zaobilazi jezgru motora i prolazi kroz ventilator. Sposobnost NTK-a da učinkovito komprimira ovaj protok zraka utječe na ukupni potisak i ekonomičnost goriva motora.

Povećanje tlaka NTK-a nije toliko značajno kao kod visokotlačnog kompresora, ali on obrađuje znatno veći volumen zraka. To ga čini izuzetno važnim za učinkovit rad, jer i male promjene u njegovoj izvedbi mogu rezultirati značajnim poboljšanjima u ukupnoj učinkovitosti motora. NTK također pomaže ravnomjernije raspodijeliti posao kompresije zraka kroz više stupnjeva, smanjujući toplinska i mehanička opterećenja na visokotlačne stupnjeve. Ova ravnoteža je ključna za održavanje nižih radnih temperatura i smanjenje opterećenja komponenti, što doprinosi dužem životnom vijeku i pouzdanosti motora.

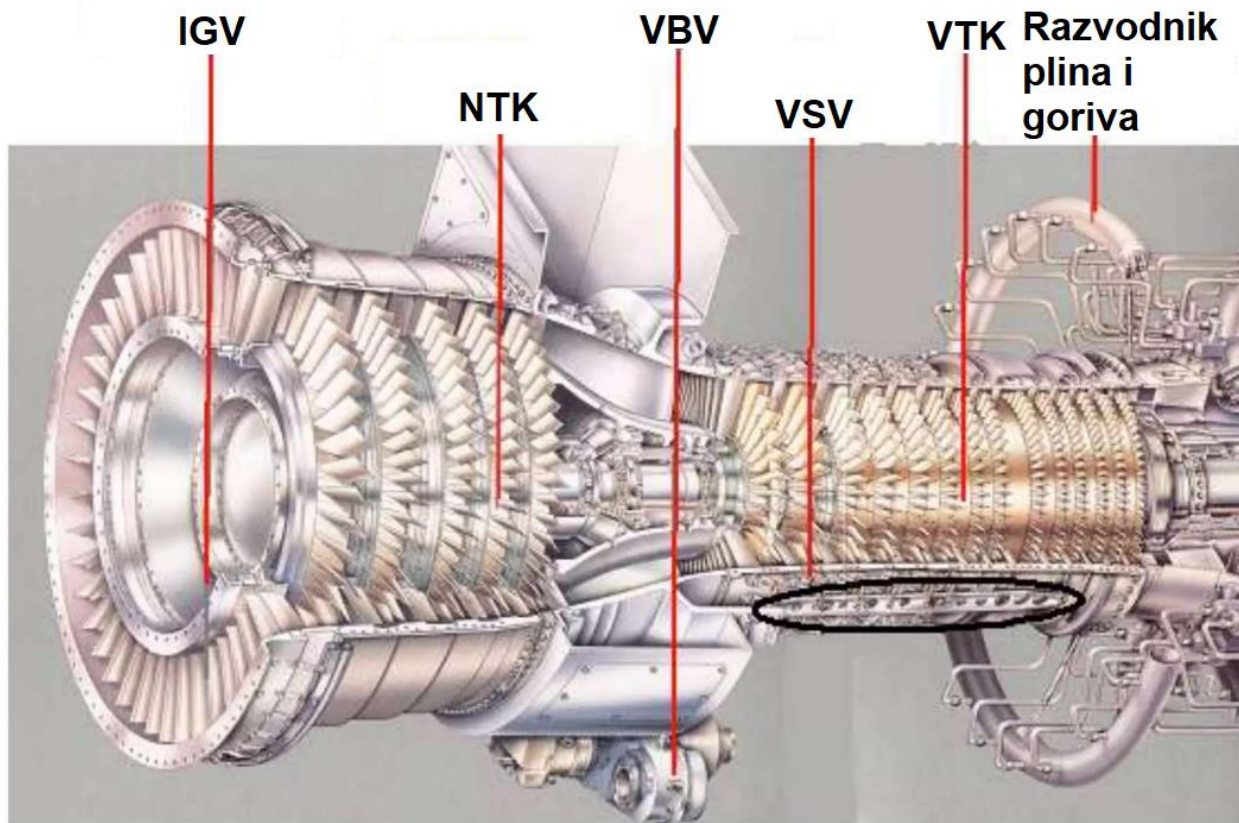
Niskotlačni kompresor sastoji se od više stupnjeva, a njegove glavne komponente (Slika 5), od kojih su većina zajedničke visokotlačnom kompresoru uključuju:

- 1) Rotorne lopatice (Slika 4): glavni rotirajući dijelovi pričvršćeni na disk. Kako se rotor vrti, ubrzava i komprimira dolazni zrak, dodajući mu energiju i povećavajući njegov tlak. Rotirajuće lopatice, pričvršćene na osovinu turbine niskog tlaka, ubrzavaju zrak i povećavaju njegov tlak.

- 2) Statorske lopatice (Slika 4): postavljene između rotorskih stupnjeva, statorske lopatice su nepomični dijelovi koji preusmjeravaju i stabiliziraju protok zraka koji dolazi iz rotora. One pretvaraju dio kinetičke energije u tlak, pripremajući zrak za sljedeći stupanj rotora i osiguravajući stabilan protok kroz kompresor. Svaki stupanj postupno komprimira zrak kako bi se postigao veći ukupni omjer tlaka prije nego što zrak uđe u visokotlačni kompresor.
- 3) Ulazne vodeće lopatice (IGV-inlet guide vein): nalaze se na ulazu u NTK i usmjeravaju protok zraka u prvi stupanj rotora pod optimalnim kutem, osiguravajući da dolazni zrak bude pravilno usmjeren za maksimalnu učinkovitost.
- 4) Varijabilne statorske lopatice (VSV-variable stator vanes): specijalne statorske lopatice koje mogu mijenjati svoj kut ovisno o brzini motora i radnim uvjetima. Promjenom kuta lopatica, VSV-ovi optimiziraju protok zraka kroz NTK, sprječavajući odvajanje strujanja i smanjujući rizik od blokade kompresora.
- 5) Kućište: vanjski omotač ili kućište obuhvaća unutarnje komponente NTK-a, pružajući strukturnu podršku i smještaj statora. Također održava precizne zazor između vrhova lopatica rotora i unutarnjeg zida, što je ključno za minimiziranje gubitaka učinkovitosti.
- 6) Niskotlačno vratilo: niskotlačno vratilo povezuje NTK s niskotlačnom turbinom na stražnjem dijelu motora. Ova vratilo prenosi snagu s niskotlačne turbine na NTK, omogućujući mu da pokreće stupnjeve kompresije.
- 7) Sklop diskova i bubnjeva: rotorske lopatice su montirane na diskove koji su povezani aksijalno kako bi tvorili sklop bubnja. Ova struktura omogućuje jednoličnu rotaciju lopatica i učinkovito prijenos snage.
- 8) Ispušni ventili: ovi ventili koriste se za otpuštanje viška zraka iz NTK-a tijekom određenih uvjeta, kao što su rad pri niskim brzinama ili nagla ubrzanja, kako bi se spriječila blokada kompresora i održao stabilan rad.
- 9) Vrhunske brtve: smještene između vrhova lopatica rotora i kućišta, ove brtve minimiziraju zazor, smanjujući propuštanje zraka i poboljšavajući ukupnu učinkovitost. Ove brtve su ključne za održavanje visokih performansi sprječavanjem gubitka komprimiranog zraka.



Slika 4. Smjerovi vrtnje lopatica rotora i statora [22]



Slika 5. Komponente NTK-a i VTK-a [2]

Dizajn niskotlačnog kompresora je kompleksna ravnoteža između aerodinamičke učinkovitosti, mehaničke čvrstoće i visokih tehničkih svojstava. Rotorske i statorske lopatice često su izrađene od laganih i čvrstih materijala poput titana ili naprednih kompozita. To smanjuje težinu, a istovremeno osigurava da komponente mogu izdržati visoke brzine rotacije, opterećenja i temperature.

U višestrukim osovinskim motorima, poput dvostrukih ili trostrukih osovina, NTK je obično pokretan posebnom niskotlačnom turbinom povezanom vlastitom osovinom. To omogućuje NTK-u da radi pri različitim brzinama u odnosu na visokotlačni kompresor, optimizirajući rotacijske brzine svake kompresorske faze.

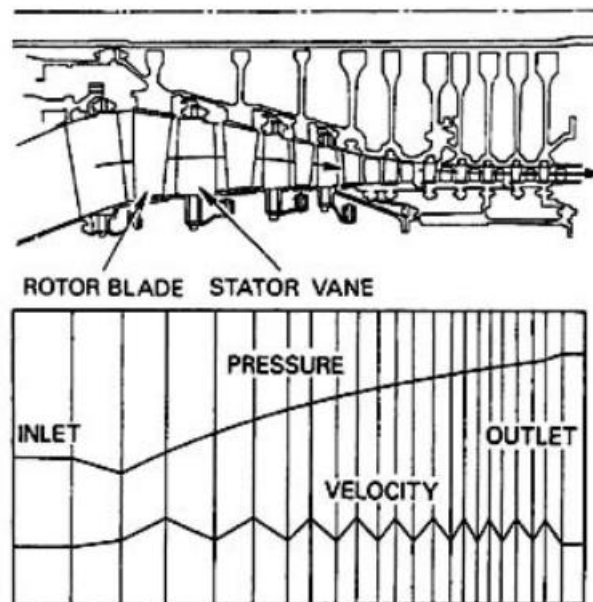
U dvostrukim osovinskim motorima, NTK i ventilator povezani su s niskotlačnom turbinom, dok se u trostrukim konfiguracijama uključuje dodatna međuprostorna osovina. Ova podjela omogućuje svakom kompresoru da radi pri svojoj optimalnoj brzini, poboljšavajući ekonomičnost goriva i potisak.

1.3. Visokotlačni kompresor (engl. HPC - high pressure compressor)

Za potrebe ovog rada, engleska kratica HPC pisat će se kao VTK- niskotlačni kompresor.

Visokotlačni kompresor (VTK) ključna je komponenta mlaznog motora odgovorna za značajno povećanje tlaka zraka prije nego što uđe u komoru za izgaranje. Ovo povećanje tlaka je presudno kako bi motor proizveo potrebnu snagu i potisak, jer omogućuje učinkovitiji proces izgaranja i veću iskoristivost energije iz iste količine zraka. VTK se nalazi između niskotlačnog kompresora (NTK) i komore za izgaranje te je obično najsloženiji i tehnički najzahtjevniji dio kompresorskog sustava zbog svojih ekstremnih radnih uvjeta, kao što su visoke temperature, tlakovi i brzine vrtnje.

Glavna funkcija visokotlačnog kompresora je komprimiranje zraka koji dolazi iz NTK-a na puno veći tlak. To se postiže korištenjem više stupnjeva rotirajućih i stacionarnih lopatica koje zajedno postupno smanjuju volumen zraka, dok istovremeno povećavaju njegov tlak. „Svaki stupanj sastoji se od rotora, koji dodaje kinetičku energiju zraku, i statora, koji pretvara tu kinetičku energiju u tlak“ [22] (Slika 6)



Slika 6. Dijagram odnosa kinetičke energije i tlaka kod rotora i statora [22]

Ova konfiguracija osigurava stabilan protok zraka i pravilno usmjeravanje kroz kompresor, smanjujući turbulenciju i gubitke energije. Krajnji rezultat VTK-a je zrak s puno višim tlakom i temperaturom, idealan za učinkovito izgaranje u komori za izgaranje.

VTK pokreće visokotlačna turbina, koja se nalazi nizvodno u motoru. Ove dvije komponente povezane su visokotlačnom osovinom, tvoreći jezgru ciklusa proizvodnje snage motora. Brzina vrtnje VTK-a znatno je veća nego kod NTK-a, jer mora generirati veće povećanje tlaka. Ova visoka brzina vrtnje, uz ekstremne tlakove i temperature, zahtijeva da VTK bude izrađen od naprednih materijala sposobnih izdržati te teške uvjete. Lopatice i diskovi VTK-a obično su izrađeni od visoko otpornih legura poput titana i super legura na bazi nikla, koje pružaju potrebnu čvrstoću i otpornost na toplinski zamor.

Aerodinamika VTK-a također je ključni faktor u njegovom dizajnu. Lopatice su oblikovane tako da maksimiziraju učinkovitost održavanjem visokog omjera uzgona i otpora, osiguravajući da svaki stupanj učinkovito doprinosi ukupnom omjeru tlaka. U modernim motorima, može imati od 8 do 15 stupnjeva, ovisno o dizajnu motora i željenim performansama. Veći broj stupnjeva omogućuje veći ukupni omjer tlaka, što rezultira boljom ekonomičnošću goriva i većom izlaznom snagom. Međutim, povećana složenost s više stupnjeva također povećava mehaničke i toplinske izazove, čineći VTK jednom od tehnički najzahtjevnijih komponenti za projektiranje i proizvodnju.

S obzirom da su komponente kod NTK-a i VTK-a poprilično slične, kao primjer koristimo prethodnu sliku (Slika 5). Komponente koji su isti kod oba kompresora u ovom slučaju će samo navesti.

Komponente VTK-a :

- 1) Rotorne lopatice
- 2) Statorske lopatice
- 3) Ulazne vodeća lopatica (IGV)
- 4) Varijabilne statorske lopatice (VSV)
- 5) Kućište i sklop bubnja

Komponente VTK-a koje se razlikuju od NTK-a:

- 1) Visokotlačno vratilo: ovo vratilo povezuje visokotlačnu turbinu s visokotlačnim kompresorom. Prenosi snagu iz turbine, pokrećući stupnjeve kompresije pri visokim brzinama. Visokotlačno vratilo radi neovisno o niskotlačnom vratilu.
- 2) Sustavi za otpuštanje zraka (ispušni ventili): VTK je često opremljen sustavima za otpuštanje zraka kako bi kontrolirao protok zraka i tlak unutar kompresora tijekom različitih radnih uvjeta. Otpuštanjem dijela komprimiranog zraka na određenim stupnjevima, sustav sprječava prekomjerno nakupljanje tlaka, što može dovesti do blokade ili nestabilnosti kompresora.
- 3) Sustavi hlađenja: zbog visokih temperatura u VTK-u, sustavi hlađenja ključni su za održavanje strukturnog integriteta lopatica i drugih komponenata. Napredne tehnike hlađenja, poput hlađenja filmom i unutarnjeg zračnog hlađenja, koriste se za upravljanje toplinskim opterećenjima.

S gledišta održavanja, visokotlačni kompresor jedna je od najosjetljivijih komponenti motora. Kombinacija visokih napreznja, temperatura i brzina vrtnje čini VTK podložnim problemima kao što su toplinsko zamaranje, puzanje lopatica i pukotine.

1.3.1. Razlike između visokotlačnog i niskotlačnog kompresora

Glavne numeričke razlike između niskotlačnog kompresora (NTK) i visokotlačnog kompresora (VTK) u F404 mlaznom motoru uključuju broj stupnjeva, radni tlak, brzinu rotora i veličinu. NTK ima 3 stupnja u usporedbi sa 7 stupnjeva kod VTK-a. Djeluje pri nižem omjeru tlaka jer upravlja početnom kompresijom ulaznog zraka, dok VTK postiže viši omjer tlaka za glavnu kompresiju. Brzina rotora u NTK-u je manja u usporedbi s VTK-im, koji radi pri većim brzinama. Osim toga, NTK ima veći promjer, dok je VTK manji, ali obavlja intenzivniji rad kompresije. Sveukupno, glavna uloga NTK-a je pred kompresija, dok je VTK odgovoran za glavnu kompresiju, čime se osigurava veća učinkovitost motora.

1.4. Komora izgaranja (engl. combustion chamber)

Komora za izgaranje igra vitalnu ulogu u procesu generiranja potiska. Njena primarna svrha je miješanje komprimiranog zraka iz kompresora s gorivom, paljenje smjese i njezino učinkovito izgaranje kako bi se oslobodila velika količina energije. Ta se energija zatim koristi za ubrzavanje ispušnih plinova kroz turbinu i izlaznu mlaznicu, čime se generira potisak. Komore za izgaranje moraju pouzdano raditi u ekstremnim uvjetima visokih temperatura i pritisaka, osiguravajući potpuni i stabilni proces izgaranja bez izazivanja nepovoljnih učinaka, kao što su preveliki gubitak tlaka ili neželjene emisije.

„Glavna funkcija komore za izgaranje je učinkovito i ravnomjerno sagorijevanje smjese zraka i goriva, pretvarajući kemijsku energiju goriva u visoko temperaturne, visokotlačne ispušne plinove“ [9]. Ova konverzija je neophodna za osiguravanje energije potrebne za pokretanje turbine i, u konačnici, proizvodnju potiska. Proces izgaranja odvija se pri konstantnom tlaku, što znači da, dok gorivo gori, volumen se povećava, a temperatura znatno raste, dok tlak ostaje stabilan.

Dizajn komore za izgaranje je kritičan kako bi se osiguralo učinkovito sagorijevanje goriva, minimizirali gubici tlaka i spriječilo gašenje plamena (neželjeno gašenje plamena). Također, komora mora biti dizajnirana za upravljanje visokim temperaturama kako bi se spriječilo toplinsko oštećenje okolnih komponenti. Tipične izlazne temperature iz komore za izgaranje kreću se od 900°C do 1700°C, ovisno o vrsti motora i postavkama snage. Ta intenzivna toplina mora se kontrolirati kako bi se zaštitile turbine smještene nizvodno.

Komora za izgaranje se obično nalazi između kompresora i turbine unutar mlaznog motora. Dizajnirana je kako bi miješala gorivo i zrak u preciznim omjerima, osiguravajući potpuno i stabilno izgaranje. Postoji nekoliko različitih vrsta komora za izgaranje, ali sve imaju zajedničke elemente:

1) Oblog komore za izgaranje

Unutarnji zid komore za izgaranje gdje se odvija izgaranje. Sadrži proces izgaranja i podnosi visoke temperature i tlakove.

2) Mlaznica za ubrizgivanje goriva

Uređaji koji atomiziraju i raspršuju gorivo u komoru za izgaranje. Osiguravaju učinkovito miješanje goriva sa zrakom kako bi se potaknulo potpuno izgaranje.

3) Otvor za ulaz zraka

Otvor kroz koji komprimirani zrak iz kompresora ulazi u komoru za izgaranje. Osigurava potrebni protok zraka za izgaranje.

4) Čahura vrtanje

Komponenta koja stvara vrtložni protok zraka unutar komore za izgaranje. Poboljšava miješanje goriva i zraka, potičući učinkovitije izgaranje.

5) Držać plamena

Struktura koja pomaže stabilizirati plamen unutar komore za izgaranje. Drži plamen na mjestu, sprječavajući njegov izumiranje tijekom rada motora.

6) Kanali za hlađenje

Kanali unutar obloge komore koji usmjeravaju zrak za hlađenje kako bi zaštitili oblogu od ekstremne vrućine. Održavaju strukturalnu cjelovitost komore sprječavanjem pregrijavanja.

7) Zona izgaranja

Područje unutar komore za izgaranje gdje se gorivo i zrak pale. Mjesto kemijskih reakcija koje proizvode plinove visoke energije.

8) Ispušna mlaznica

Otvor na kraju komore za izgaranje kroz koji izlaze plinovi izgaranja. Usmjerava protok vrućih plinova u turbinu i pruža potisak.

9) Cijev za ispuštanje:

Cijev koja omogućuje ispuštanje ne izgorjelog goriva i plinova iz komore za izgaranje. Pomaže u kontroli emisija i održavanju učinkovitosti motora.

10) Izvor paljenja:

Obično upaljač koja inicira izgaranje. Osigurava početnu energiju potrebnu za paljenje smjese goriva i zraka.

1.4.1. Vrste komora za izgaranje:

1) Prstenasta komora za izgaranje (Slika 7)

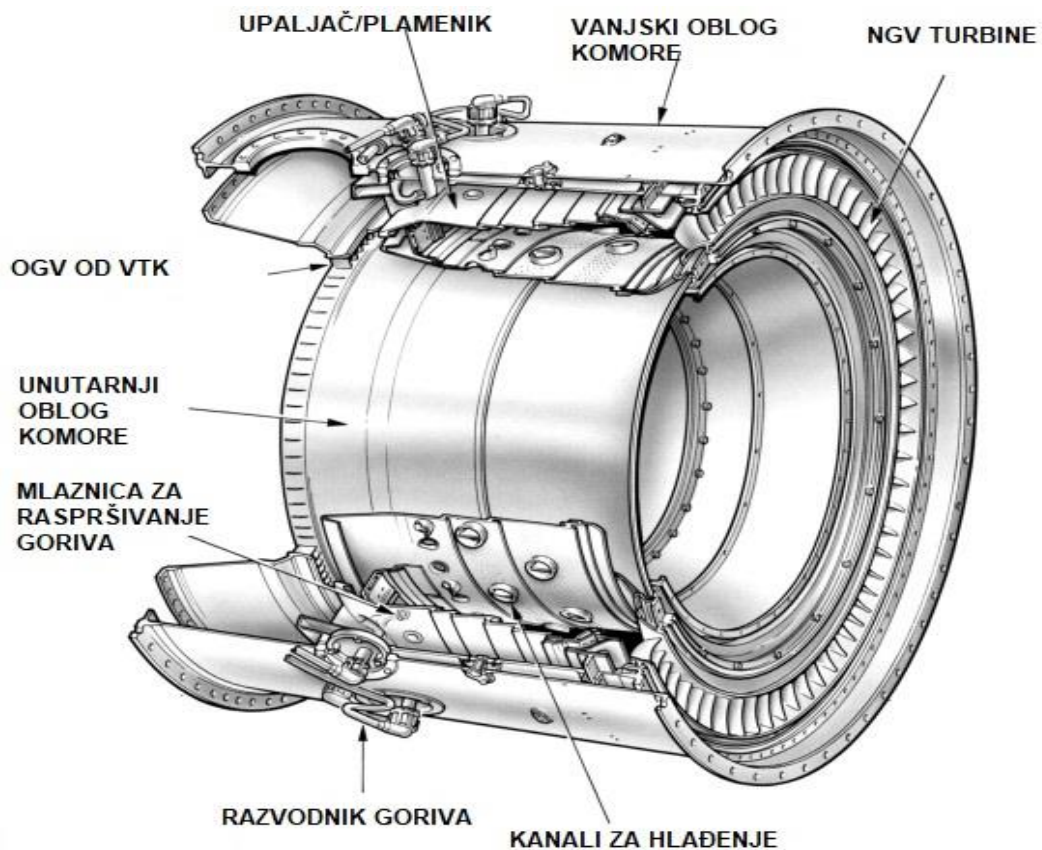
Okrugli dizajn komore koja je omotana oko jezgre motora te osigurava ujednačen protok zraka i plamena. Ovu komoru izgaranja koristi F404 te se potrebno na njoj bazirati.

2) Komora za izgaranje s kanalom

Sastoji se od više pojedinačnih kanala za izgaranje raspoređenih oko osi motora. Svaki kanal djeluje neovisno, olakšavajući održavanje i popravak. Često se nalazi u starijim motorima.

3) Kombinirana komora za izgaranje

Hibridni dizajn koji kombinira elemente kanala i prstenastih tipova. Pruža prednost i stabilnost plamena i učinkovitog protoka zraka. Koristi se u nekim vojnim i komercijalnim motorima.



Slika 7. Prstenasta komora izgaranja [8]

1.5. Visokotlačna turbina (engl. HPT- high pressure turbine)

Za potrebe ovog rada, engleska kratica HPT pisat će se kao VTT-visokotlačna turbina.

„Visokotlačna turbina (VTT) je ključna komponenta smještena između komore za izgaranje i niskotlačne turbine“ [7]. Ima važnu ulogu u iskorištavanju energije iz visoko temperaturnih i visokotlačnih ispušnih plinova koji nastaju tijekom izgaranja. VTT se sastoji od više stupnjeva rotora i statora izrađenih od toplinski otpornog, visokokvalitetnog legiranog materijala, poput nikl-baziranih super legura, što omogućuje rad pod ekstremnim toplinskim i mehaničkim opterećenjima. „Parametri F404 VTT prikazani su u sljedećoj tablici (Tablica 2)“ [10].

Njegova glavna svrha je pokretanje visokotlačnog kompresora, čime se osigurava učinkovito funkcioniranje ciklusa motora. Kako plinovi prolaze kroz VTT, lopatice turbine pretvaraju kinetičku i toplinsku energiju ispušnih plinova u mehaničku energiju, koja pri velikim brzinama pokreće kompresor. Ovaj proces značajno smanjuje energiju ispušnih plinova prije nego što dođu do niskotlačne turbine, pomažući održati željenu učinkovitost i performanse motora. Zbog teških uvjeta unutar VTT-a, primjenjuju se tehnike hlađenja, poput hlađenja zrakom i naprednih toplinskih barijera na lopaticama turbine kako bi se spriječilo pregrijavanje i povećala trajnost. Inovacije u dizajnu i materijalima VTT-a izravno utječu na ukupnu potrošnju goriva, potisak i životni vijek mlaznog motora, što ga čini ključnom točkom za napredak.

Struktura visokotlačne turbine:

- 1) Rotori i lopatice: rotor se sastoji od niza lopatica velike čvrstoće i otpornosti na toplinu, koje su postavljene na rotirajući disk. Ove lopatice su izložene izuzetno visokim centrifugalnim silama i izrađene su od naprednih materijala kao što su jedno kristalne super legure. Svaka lopatica je dizajnirana da pretvori toplinsku energiju plinova u mehanički rad.
- 2) Statori/mlaznice: statičke lopatice, poznate i kao mlaznice, su nepomične komponente koje usmjeravaju tok vrućih plinova na rotorske lopatice pod optimalnim kutom, maksimalno povećavajući prijenos energije.
- 3) Sustavi hlađenja: zbog izuzetno visokih temperatura (često iznad 1.700°C), lopatice i statori opremljeni su složenim sustavima hlađenja. Ovi sustavi uključuju film hlađenja koji je tanak sloj hladnijeg zraka izbacuje se kroz male rupe na površini lopatice, stvarajući zaštitni film, unutarnjeg zračnog kanala i posebnog keramičkog premaza koji služi kao izolacija.

Dizajn lopatica visokotlačne turbine:

- 1) Uvijene opatice: lopatice visokotlačne turbine su zakrivljene duž svoje duljine kako bi se osiguralo da različiti dijelovi lopatice rade na svojoj maksimalnoj aerodinamičkoj učinkovitosti. Ova krivulja također kompenzira varijacije u brzini rotacije duž radijusa lopatice.
- 2) Napredna profilacija: suvremene VTT lopatice imaju složene oblike profila i mogu uključivati elemente poput vrhova s pokrovnim trakama i zubaca kako bi se smanjili gubici na vrhovima i održala učinkovitost.
- 3) Aktivna kontrola zazora: VTT često koristi sustave poput aktivne kontrole zazora (ACC-active clearance control) kako bi se minimizirao razmak između vrhova lopatica i kućišta. Ovaj sustav dinamički prilagođava razmak ovisno o uvjetima rada motora, poboljšavajući učinkovitost.

Visokotlačna turbina je mehanički povezana s visokotlačnim kompresorom preko visokotlačnog vratila. U nekim motorima, ova konfiguracija se naziva visokotlačni rotor (HPR – high pressure rotor). U dvostrukom rotor sustavu, postoje odvojene visokotlačne i niskotlačne turbine koje pokreću visokotlačne i niskotlačne kompresore. Učinkovitost VTT-a izravno utječe na ukupne performanse motora. Učinkovitija VTT znači da je potrebno manje goriva za stvaranje iste potisne sile, poboljšavajući specifičnu potrošnju goriva (SFC-specific fuel consumption).

Tablica 2. Parametri VTT F404 [10]

PARAMETRI	VRIJEDNOST	JEDINICA
Broj stupnjeva VTT-a (HPT)	1	-
Broj lopatica po disku	56 – 60	-
Materijal lopatica VTT-a	Jednokristalne superlegure na bazi nikla	-
Ulazna temperatura turbine (T4)	1500 – 1650	°C
Ulazna temperatura turbine (T4)	2732 – 3002	°F
Brzina rotacije osovine VTT-a	16500-18000	RPM
Tlačni omjer preko VTT-a	4:1	-
Protok mase kroz VTT	60-75	Kg/s
Brzina vrha lopatica	450-600	m/s
Sustavi hlađenja	Unutarnja konvekcija, film hlađenje, TBC	-
Centrifugalna sila na lopaticu	>30000	N
Upravljanje naprežanjem lopatica	Aktivna kontrola zazora, napredni premazi	-
Broj rupa za hlađenje po lopatici	200 – 300	-
Učinkovitost turbine u odnosu na kompresor	Visoka (90%– 95%)	%

1.6. Niskotlačna turbina (engl. LPT- low pressure turbine)

Za potrebe ovog rada, engleska kratica LPT pisat će se kao NTT-niskotlačna turbina.

Niskotlačna turbina (NTT) je vitalna komponenta mlaznog motora, smještena nizvodno od visokotlačne turbine (VTT) i odgovorna za iskorištavanje preostale energije iz ispušnih plinova koji su već prošli kroz VTT. NTT se obično sastoji od više stupnjeva turbinskih lopatica i statorskih lopatica, izrađenih od materijala visoke tvrdoće koji mogu izdržati visoke temperature i centrifugalne sile. Njegova glavna funkcija je pretvoriti toplinsku i kinetičku energiju ispušnih plinova u mehaničku energiju koja pokreće niskotlačni kompresor, a u mnogim motorima i ventilator na prednjem dijelu motora. Ova mehanička energija prenosi se kroz vratilo povezano s niskotlačnim kompresorom i ventilatorom, osiguravajući da ti dijelovi rade učinkovito i održavaju potrebni protok zraka kroz motor.

Za razliku od VTT-a, NTT radi pri nižim temperaturama i tlakovima. Kao rezultat toga, lopatice NTT-a su obično duže i dizajnirane su za maksimiziranje učinkovitosti uz maksimalno smanjenje gubitaka. Zbog niže brzine okretanja (približno 9.000 – 12.000 RPM) i povećane ekspanzije plinova, NTT često ima više stupnjeva u usporedbi s VTT-om kako bi izvukao maksimalnu količinu energije iz ispušnih plinova. Pravilna dizajn NTT-a je ključan za održavanje ukupne učinkovitosti motora, jer svaki gubitak u učinkovitosti turbine može negativno utjecati na potisak i potrošnju goriva motora.

Osim toga, NTT igra značajnu ulogu u smanjenju buke, budući da je ventilator jedan od glavnih izvora buke u turbo ventilatoru. Kontroliranjem brzine i protoka kroz ventilator, NTT može pridonijeti tišoj operaciji. Dizajn NTT-a stoga predstavlja ravnotežu između aerodinamičke učinkovitosti, strukturne cjelovitosti i trajnosti. Moderne NTT-e koriste napredne materijale i tehnike hlađenja kako bi se nosile s mehaničkim opterećenjem i poboljšale performanse i životni vijek motora. Ova komponenta je kritični dio ukupnog sustava pogona motora, osiguravajući da se proces konverzije energije učinkovito završi, čime se optimizira potisak i operativna učinkovitost motora

„Dijelovi NTT i njegovi parametri“ [10], (Tablica 3):

- 1) Lopatice rotora: odgovorne su za pretvaranje kinetičke energije visok brzim ispušnim plinovima u mehaničku energiju. Aerodinamički su dizajnirane kako bi maksimalizirale učinkovitost. Obično su izrađene od visoko otpornog legirnog čelika ili superlegura kako bi izdržale toplinska i mehanička naprezanja.

- 2) Disk rotora: pruža strukturalnu podršku za lopatice rotora. Drži lopatice na mjestu i povezuje se s vratilom turbine. Izrađen od sličnih visoko temperaturnih materijala kao i lopatice kako bi se osigurala trajnost pod radnim uvjetima.
- 3) Lopatice statora (mlaznice): usmjeravaju protok ispušnih plinova prema lopaticama rotora pod optimalnim kutom, povećavajući učinkovitost ekstrakcije energije. Pomažu stabilizirati protok i smanjiti turbulenciju. Lopatice statora su fiksne i smještene uzvodno od lopatica rotora, često oblikovane za poboljšanje protoka zraka i maksimalno iskorištavanje tlaka.
- 4) Kućište turbine: smješta rotor i statorske lopatice, održavajući integritet sklopa turbine i zadržavajući visoke temperature plinova unutar motora. Obično se konstruira od legura ili kompozita otpornih na visoke temperature kako bi izdržalo teške radne uvjete.
- 5) Vrtilo turbine: povezuje niskotlačnu turbinu s kompresorom. Prenosi mehaničku energiju koju generira turbina za pogon kompresora i drugih dodataka. Vrtilo je dizajnirano da podnosi torzijska naprezanja, a pri tome održava lagane karakteristike.
- 6) Sustavi hlađenja: služe kako bi se zaštitile komponente turbine od prekomjerne topline, koriste se sustavi hlađenja. To mogu biti film hlađenja ili unutarnji kanali koji cirkuliraju hladniji zrak kroz lopatice i kućište. Hladne rupe i prolazi integriraju se u dizajn lopatica radi optimizacije upravljanja toplinom.
- 7) Brtvila: koriste se za sprečavanje curenja plinova između stupnjeva turbine i održavanje tlaka. Pomažu u kontroli protoka zraka i poboljšanju učinkovitosti. Različiti dizajni brtvila, kao što su četkasta brtvila i brtvila u obliku labirinta, mogu se koristiti za smanjenje curenja uz omogućavanje toplinske ekspanzije.
- 8) Sastavne lopatice: one su dio statora i koriste se za učinkovito usmjeravanje protoka ispušnih plinova prema lopaticama rotora. Pomažu u optimizaciji performansi turbine. Obično su raspoređene na izmjeničan način kako bi se smanjili gubici i poboljšala dinamika protoka zraka.
- 9) Amortizeri: mogu se uključiti kako bi smanjili vibracije unutar sustava turbine, poboljšavajući trajnost i performanse. Mogu biti pasivni ili aktivni sustavi dizajnirani za suprotstavljanje vibracijskim silama.

Tablica 3. Parametri NTT F404 [10]

PARAMETRI	VRIJEDNOST	JEDINICA
Broj stupnjeva NTT-a (HPT)	1	-
Broj lopatica po disku	40 – 50	-
Materijal lopatica VTT-a	Superlegure na bazi nikla	-
Ulazna temperatura turbine (T4)	800 – 1000	°C
Ulazna temperatura turbine (T4)	1472 - 1832	°F
Brzina rotacije osovine VTT-a	9000 – 12000	RPM
Tlačni omjer preko VTT-a	2:1	-
Protok mase kroz VTT	70 - 90	Kg/s
Brzina vrha lopatica	300 - 400	m/s
Sustavi hlađenja	Unutarnja konvekcija, film hlađenje, TBC	-
Centrifugalna sila na lopatice	10000 – 20000	N
Upravljanje naprežanjem lopatica	Aktivna kontrola zazora, napredni premazi	-
Broj rupa za hlađenje po lopatici	100 – 200	-
Učinkovitost turbine u odnosu na kompresor	Raspon od 80% - 85%	%

1.7. Ispušna mlaznica

Primarna uloga ispušne mlaznice je učinkovito izbacivanje ispušnih plinova iz motora, pretvarajući energiju visokog tlaka i temperature plinova u kinetičku energiju, što stvara potisak. Usmjeravanjem protoka tih plinova, ispušna mlaznica ubrzava njihov izlaz i stvara potrebnu silu koja pokreće zrakoplov naprijed.

Mlaznica (Slika 8) mora održavati optimalne uvjete tlaka i temperature kako bi maksimizirala potisak, a istovremeno minimizirala otpor. Oblik i geometrija mlaznice određuju kako se ispušni plinovi kontroliraju i izbacuju. Osnovni dizajni ispušnih mlaznica uključuju konvergentne i konvergentno-divergentne oblike. Konvergentna mlaznica se sužava prema izlazu, što je idealno za nadzvučne brzine jer povećava brzinu plinova pri izlasku. Međutim, za nadzvučne primjene koristi se konvergentno-divergentna mlaznica, gdje se plinovi najprije komprimiraju, a zatim šire, omogućujući im da postignu nadzvučne brzine. Ovo je posebno važno u motorima visokih performansi koji zahtijevaju maksimalan potisak.



Slika 8. Ispušna mlaznica F404 [8]

Sofisticiranija varijanta je mlaznica s promjenjivom geometrijom, koja ima pokretne komponente koje mogu mijenjati oblik mlaznice kako bi se optimizirala izvedba u različitim uvjetima leta, kao što su polijetanje, krstarenje i slijetanje.

Ova prilagodljivost omogućuje motoru održavanje učinkovitosti i potiska pri širokom rasponu brzina i visina. Druga važna vrsta je mlaznica s naknadnim izgaranjem, koja se koristi u vojnim zrakoplovima za manevar pri velikim brzinama. U ovoj konfiguraciji, naknadno izgaranje je integrirano neposredno prije mlaznice, pri čemu se dodatno gorivo ubrizgava u ispušni tok. To značajno povećava temperaturu i volumen plinova, pružajući nagli porast potiska. Međutim, mlaznice s naknadnim izgaranjem zahtijevaju robusne materijale kako bi izdržale ekstremne temperature i tlakove koji se stvaraju tijekom rada.

Odabir materijala za ispušne mlaznice od iznimne je važnosti zbog ekstremnih uvjeta u kojima rade. Često se koriste super legure otporne na visoke temperature, keramika i napredni kompozitni materijali kako bi se osigurala strukturna čvrstoća i otpornost na toplinsku zamornost. Također, ponekad se primjenjuju premazi koji služe kao toplinska barijera kako bi se smanjio prijenos topline i zaštitili temeljni materijali. Budući da mlaznica radi u najtoplijem dijelu motora, mora izdržati stalno visoke temperature te biti otporna na cikluse toplinske ekspanzije i kompresije, koji mogu uzrokovati mehaničko opterećenje.

Osim upravljanja potiskom, ispušne mlaznice također doprinose smanjenju buke. U modernim motorima koriste se specijalizirani dizajni poput nazubljenih rubova kako bi se kontroliralo miješanje ispušnih plinova s okolnim zrakom, smanjujući razine buke koje se stvaraju tijekom rada. Ovo je posebno važno za komercijalnu avijaciju, gdje su regulative i ekološka zabrinutost zbog buke značajna pitanja.

Sustavi hlađenja još su jedan aspekt dizajna ispušne mlaznice. Neke mlaznice sadrže unutarnje kanale za hlađenje ili koriste napredne tehnike hlađenja kako bi upravljale visokim toplinskim opterećenjem. To može uključivati usis hladnijeg zraka kroz određene dijelove mlaznice kako bi se smanjila površinska temperatura ili korištenje specijalnih premaza koji reflektiraju toplinu.

Ispušne mlaznice su također važne za ukupnu aerodinamičku učinkovitost zrakoplova. Oblik i pozicioniranje mlaznice moraju biti usklađeni s dizajnom zrakoplova kako bi se minimizirao aerodinamički otpor i osigurala stabilna dinamika leta. Varijabilne mlaznice, primjerice, mogu prilagođavati promjer otvora ovisno o uvjetima leta kako bi postigle najbolji omjer potiska i potrošnje goriva.

2. Proces naknadnog izgaranje (engl. Afterburning)

Za potrebe ovog rada, naknadno izgaranje pisat će se kraticom NI.

„Naknadno izgaranje (eng. afterburning) ili ponovljeno izgaranje je proces koji se koristi kako bi se proizveo značajan porast potiska tijekom kratkih razdoblja. To se postiže ubrizgavanjem dodatnog goriva u ispušni tok nizvodno od turbine“ [10], gdje se još uvijek nalazi velika količina neiskorištenog kisika. Proces NI-a može privremeno povećati potisak motora za čak 50% ili više, što ga čini idealnim za situacije koje zahtijevaju brzo ubrzanje, kao što su polijetanje, borbeni manevri i nadzvučni let.

„Sam proces se odvija u posebno dizajniranom dijelu motora koji se nalazi između turbine i ispušne mlaznice. Turbina izvlači značajan dio energije iz visokotlačnih i visoko temperaturnih plinova proizvedenih u glavnoj komori izgaranja“ [12]. Unatoč tom izdvajaju energije, ispušni plinovi još uvijek sadrže značajnu količinu kisika i topline. NI koristi taj preostali kisik dodavanjem više goriva i njegovim paljenjem u ispušnom toku, stvarajući sekundarni proces izgaranja.

Proces naknadnog izgaranja:

- 1) Ubrizgavanje goriva: sekcija za NI opremljena je setom ubrizgivača goriva, obično raspoređenih u prsten unutar cijevi naknadnog izgaranja. Kada se aktivira NI ovi ubrizgivači prskaju gorivo izravno u ispušni tok motora. Gorivo koje se koristi u naknadnom izgaranju je isto kao i primarno gorivo, obično JP-8 ili slično gorivo na bazi kerozina.
- 2) Paljenje: upaljač, često u obliku stabilizatora plamena (flame holder), inicira izgaranje tako što stabilizira plamen unutar naknadnog izgaranja. Stabilizator plamena je mali uređaj koji stvara lokalizirane turbulencije, smanjujući brzinu dijela plinova i omogućavajući da se mješavina goriva i zraka pouzdano zapali. Nakon paljenja, gorivo brzo sagorijeva s preostalim kisikom u ispušnim plinovima.
- 3) Sekundarno izgaranje: proces izgaranja u naknadnom izgaranju je manje učinkovit u usporedbi s glavnom komorom izgaranja, jer se odvija pri puno nižem tlaku i većoj brzini. Ipak, sekundarno izgaranje dramatično povećava temperaturu ispušnih plinova, povećavajući njihov volumen i brzinu. To rezultira znatnim povećanjem potiska.
- 4) Povećana brzina ispuha: NI uzrokuje dodatno širenje i ubrzanje ispušnih plinova prije nego što izađu kroz ispušnu mlaznicu. Zbog naglog porasta temperature i tlaka, mlaznica se

može morati prilagoditi kako bi primila povećani volumen plinova. Većina motora s NI koristi promjenjivu konvergentno-divergentnu mlaznicu kako bi upravljala ovom promjenom, omogućujući mlaznici da se proširi kada je NI uključeno.

- 5) Povećanje potiska: rezultat procesa NI je dramatično povećanje brzine ispuha, što se izravno pretvara u povećan potisak. Ovo povećanje potiska, iako značajno, dolazi uz veliku cijenu u smislu potrošnje goriva. Motori s NI mogu trošiti nekoliko puta više goriva u modu NI u usporedbi s normalnim radom, što ovu metodu čini neodrživom za dugotrajnu upotrebu.

2.1. Prednosti i nedostaci naknadnog izgaranja

Naknadno izgaranje pruža značajan porast potiska, to znači da sadrži određene prednosti i nedostatke (Tablica 5). S obzirom na to da naknadno izgaranje troši jako veliku količinu goriva te tako promjenom topline dovodi do trošenja dijelova motora, sam proces se koristi samo kratko vrijeme poput polijetanja, slijetanja te ukoliko je potrebno prilikom slobodnog leta kako bi se izbjegla opasnost. „S obzirom da mlazni motor ima različite parametre (Tablica 4) prije i nakon NI-a, potrebno ih je navesti“ [10].

Tablica 4. Parametri prije i poslije naknadnog izgaranja [10]

PARAMETRI	PODACI RADA BEZ NAKNADNOG IZGARANJA	PODACI RADA SA NAKNADNIM IZGARANJEM
Potisak	48.9 kN	78.7 kN
Ukupni omjer tlaka	26:1	26:1
Temperatura na ulazu u turbinu	1442 °C - 1600 °C	1442 °C - 1600 °C
Temperatura ispušnih plinova	827 °C	1607 °C
Specifična potrošnja goriva	0.36285 kg/kgFh	0.7937 kg/kgFh
Omjer tlaka na mlaznici	4.7:1	6.4:1
Omjer strujanja	0.34:1	0.34:1
Brzina protoka mase	64 kg/s	64 kg/s
Omjer tlaka ventilatora	3.5:1	3.5:1
Površina mlaznice	Promjenjiva	Proširena tijekom naknadnog izgaranja

Tablica 5. Prednosti nedostaci naknadnog izgaranja koji služe za lakše razumijevanje navedenog procesa [8]

KATEGORIJA	OPIS
Značajno povećanje potiska (prednost)	Naknadno izgaranje može povećati potisak motora do 50 % ili više, pružajući znatno poboljšanje performansi
Poboljšano ubrzanje (prednost)	Omogućuje velike promjene brzina, što je idealno za borbene manevre i brzo polijetanje
Nadzvučna sposobnost (prednost)	Omogućuje zrakoplovu postizanje i održavanje nadzvučnih brzina
Kratkotrajno povećanje snage (prednost)	Pruža privremeno, ali jako veliko povećanje snage motora
Visoka potrošnja goriva (nedostatak)	Izrazito neučinkovito, troši nekoliko puta više goriva u usporedbi s normalnim radom motora
Visoko toplinsko opterećenje (nedostatak)	Stvara prekomjernu toplinu, uzrokujući povećano toplinsko opterećenje na komponentama motora i stvara potrebu za naprednim materijalima.
Smanjena učinkovitost pri manjoj brzini (nedostatak)	Nije prikladno za održavanje pri manjoj brzini zbog loše učinkovitosti i visoke potrošnje goriva
Strukturni i materijalni izazovi (nedostatak)	Zahtijeva specijalizirane materijale i tehnike hlađenja kako bi izdržali ekstremne temperature koje nastaju
Ograničeno trajanje korištenja (nedostatak)	Zbog visoke potrošnje goriva i toplinskih opterećenja naknadno izgaranje se može koristiti samo kratko vrijeme.
Povećana brzina penjanja (prednost)	Omogućuje brže penjanje, što je posebno korisno za presretanje ili angažiranje drugih zrakoplova

3. JP-8 gorivo za mlazne motore

JP-8 (Jet Propellant 8) je vojno zrakoplovno gorivo na bazi kerozina koje pokreće vojne zrakoplove, kopnena vozila i opremu, a dizajnirano je za uporabu u ekstremnim operativnim uvjetima. JP-8 je uveden početkom 1990-ih kao sigurnija i stabilnija alternativa vrlo hlapljivom gorivu JP-4, koje je zamijenio.

Gorivo je slično komercijalnom Jet A-1, ali sadrži nekoliko dodataka specifičnih za vojnu upotrebu (Tablica 6), uključujući inhibitore korozije, antioksidanse, inhibitore zaleđivanja i sredstva za uklanjanje statičkog elektriciteta. Ovi dodaci pomažu u poboljšanju performansi motora, sprječavaju koroziju, smanjuju rizik od zaleđivanja na velikim visinama i smanjuju statički elektricitet tijekom prijenosa goriva, čineći JP-8 pouzdanijim u teškim uvjetima. Ima nisku točku smrzavanja (-47°C), visoku točku paljenja (minimalno 38°C) i osigurava učinkovitu energetske iskoristivost, što ga čini prikladnim za upotrebu u hladnim i visokim nadmorskim uvjetima.

Naknadno izgaranje može povećati potrošnju goriva 2 do 4 puta u usporedbi s radom motora bez njega. Razlog tome je što naknadno izgaranje ne povećava efikasnost same jezgra motora, već sagorijeva dodatno gorivo kako bi se znatno povećala brzina ispušnih plinova.

Sve to stvara mnogo više topline, što zahtijeva pažljivo upravljanje toplinom unutar motora. Dodatna toplina korisna je za veliko ubrzanje poput supersoničnog leta, ali ta toplina zahtijeva složenije sustave hlađenja kako bi se spriječila oštećenja motora.

Tablica 6. Svojstva JP8 goriva [25]

SVOJSTVO	VRIJEDNOST/OPIS
Vrsta goriva	Kerozinsko zrakoplovno gorivo
Primarna upotreba	Vojni zrakoplovi, kopnena vozila i oprema
Točka zamrzavanja	-47 °C (-53°F)
Točka zapaljenja	Minimalno 38°C (100°F)
Gustoća	775 – 840 kg/m ³
Energijski sadržaj	Približno 43 MJ/kg
Viskoznost	Manje od 8.5 centistoksa na -20°C
Hlapljivost	Niža od JP-4, smanjen rizik od požara
Dodaci	Antioksidansi, inhibitori korozije, inhibitori zaleđivanja, biocidi, sredstva za uklanjanje statičkog eliciteta
Inhibitori korozije	Dodani kako bi spriječili hrđanje i zaštitili metalne površine
Inhibitori zaleđivanja	FSII (inhibitori zaleđivanja sustava goriva) za sprječavanje zaleđivanja
Sredstva za uklanjanje statičkog eliciteta	Smanjuje statički naboj tijekom prijenosa goriva
Biocidi	Dodani radi kontrole rasta mikroorganizama
Rok trajanja	1-2 godine uz pravilne uvjete skladištenja
Radni temperaturni raspon	Širok raspon, prikladan operacije na velikim visina
Performanse izgaranja	Visoka učinkovitost, koristi se u turbo ventilatorskim motorima
Ekološka pitanja	Potencijalna kontaminacija tla i vode u slučaju izlivanja
Logistika	Standardizirano gorivo za zračne i kopnene vojne sustave
Sigurnost	Niska hlapljivost i smanjen rizik od požara i eksplozije

4. Proračun rada mlaznog motora putem EES-a.

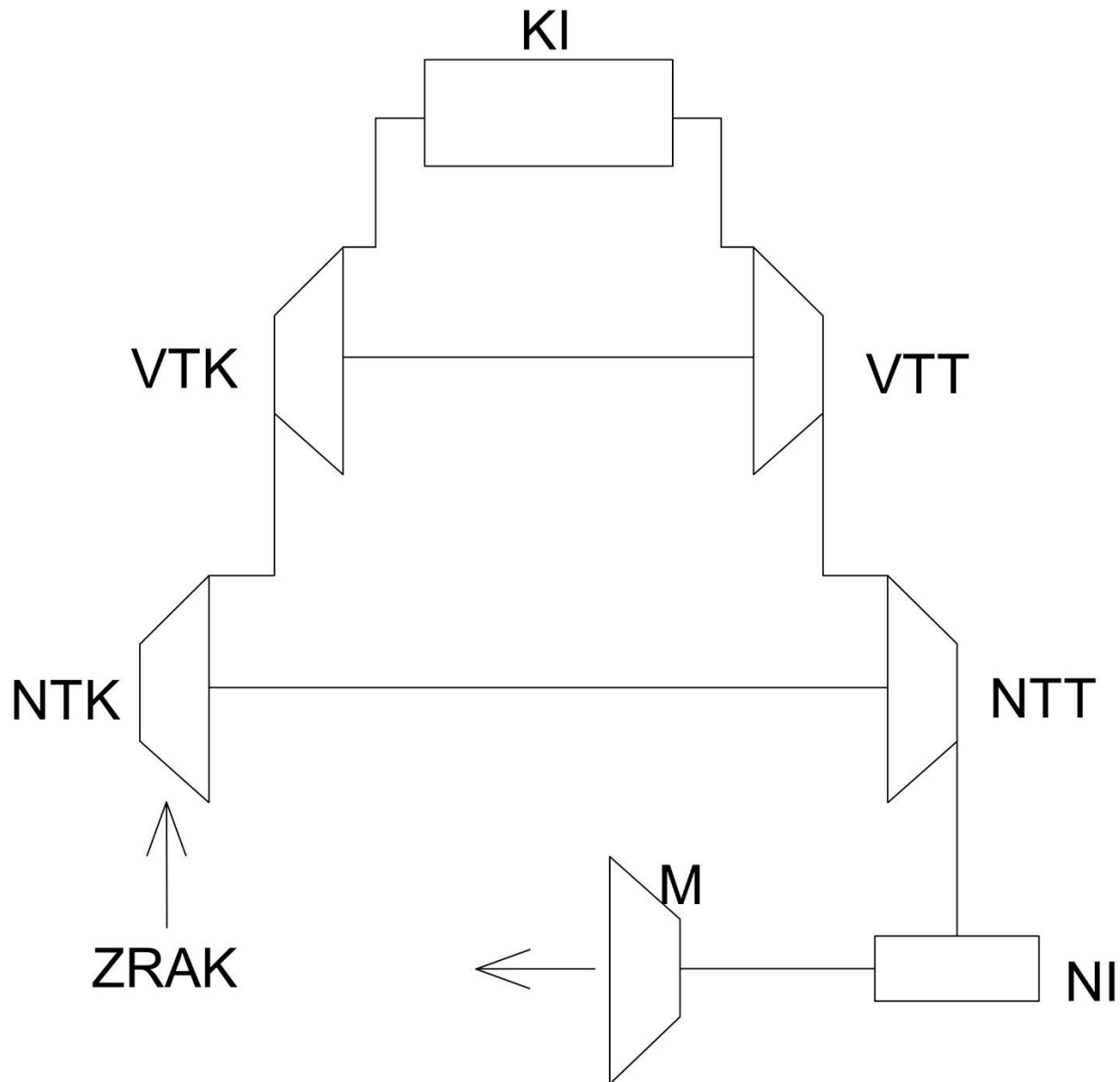
Motor s naknadnim izgaranjem radi prema Braytonovom ciklusu, što je osnovni termodinamički ciklus za sve plinske turbine. „Braytonov ciklus opisuje kako se toplinska energija pretvara u mehanički rad u kontinuiranim motorima, u ovom slučaju mlaznog motora“ [18]. Kada se naknadno izgaranje doda motoru, ne mijenja se osnovni ciklus, već se uvodi dodatna faza sagorijevanja goriva koje omogućava značajno povećanje potisk.

Ključne faze Braytonovog ciklusa u motoru s naknadnim izgaranjem:

- 1) Kompresija: zrak se komprimira u kompresoru motora, čime se povećava njegov tlak i temperatura.
- 2) Sagorijevanje: gorivo se ubrizgava u komprimirani zrak i pali u komori za sagorijevanje. Ovo znatno povećava temperaturu i energiju zraka.
- 3) Ekspanzija: vrući ispušni plinovi prolaze kroz turbinu, gdje se dio energije koristi za pokretanje kompresora.
- 4) Ispušni plinovi i naknadno izgaranje: nakon turbine, plinovi su još uvijek vrući i kreću se velikom brzinom, ali se u njima može dodatno povećati energija u naknadnom izgaranju.
- 5) Naknadno izgaranje: dodatno gorivo se ubrizgava i pali u ispušnoj struji, dodatno povećavajući temperaturu i brzinu ispušnih plinova, čime se povećava potisak (ali ne i mehanički rad jer se zaobilazi turbina).

Kratice koje su vezane za shemu (Slika 9) u nastavku:

- 1) NTK- niskotlačni kompresor
- 2) VTK- visokotlačni kompresor
- 3) KI- komora izgaranja
- 4) VTT- visokotlačna turbina
- 5) NTT- niskotlačna turbina
- 6) NI- naknadno izgaranje
- 7) M- mlaznica



Slika 9. Shema ciklusa mlaznog motora sa naknadnim izgaranjem

Naknadno izgaranje dodaje više topline plinovima nakon što prođu kroz turbinu, čime se učinkovito povećava temperatura (i brzina ispuha) na izlazu motora. Ova dodatna toplinska energija povećava specifični potisak (potisak po jedinici mase zraka), ali uz cijenu mnogo niže toplinske efikasnosti jer se energija ne koristi za obavljanje rada (tj. pokretanje turbine) već isključivo za povećanje potiska.

Z bolje razumijevanje rada motora sa naknadnim sagorijevanjem, koristi se program EES (Engineering Equation Solver) koji će uz pomoć termodinamičkih jednadžbi dati uvid na to kako se izračunavaju ukupni rad, snaga, protok i slično. Za početak se unose ulazni podaci koji će se provesti kroz 2 visinska i 2 operativna stanja.

Visinska stanja:

- 1) 0 m nadmorske visine
- 2) 10000 m nadmorske visine (prosječna visina leta F18 borbenog lovca)

Operativna stanja:

- 1) Stanje na obje visine kada naknadno izgaranje nije operativno
- 2) Stanje na obje visine kada je naknadno izgaranje operativno

4.1 Analiza i proračun rada na obje visinske razlike kada naknadno izgaranje nije operativno

Ulazni podaci (Tablica 7) i (Tablica 8) ključni su faktori svakog proračuna jer oni odlučuju o svim ostalim rezultatima

Tablica 7. Ulazni podaci bez operativnog naknadnog izgaranja (0m nadmorske visine) [10]

PODACI	VRIJEDNOST
Radni fluid	Zrak
Tlačni omjer niskotlačnog kompresora (P ratio LPC)	2
Tlačni omjer visokotlačnog kompresora (P ratio HPC)	6
Ukupni tlačni omjer – P ratio HPC * P ratio LPC	12
Ulazna temperatura	15 (°C)
Ulazni tlak	1 (bar)
Temperatura na izlazu iz komore izgaranja	1600 (°C)
Maseni protok	60 (kg/s)
Korisnost kompresora	0,85
Korisnost turbine	0,89
Korisnost mlaznice	0,98
Niska toplinska vrijednost JP8 goriva	43200 (kJ/kg)

Tablica 8. Ulazni podaci bez operativnog naknadnog izgaranja (10000m nadmorske visine) [10]

PODACI	VRIJEDNOST
Radni fluid	Zrak
Tlačni omjer niskotlačnog kompresora (P ratio LPC)	2
Tlačni omjer visokotlačnog kompresora (P ratio HPC)	6
Ukupni tlačni omjer – P ratio HPC * P ratio LPC	12
Ulazna temperatura	-37 (°C)
Ulazni tlak	0.27 (bar)
Temperatura na izlazu iz komore izgaranja	950 (°C)
Maseni protok	17 (kg/s)
Korisnost kompresora	0,85
Korisnost turbine	0,89
Korisnost mlaznice	0,98
Niska toplinska vrijednost JP8 goriva	43200 (kJ/kg)

Podaci koje su uneseni odnose se na prosječno operativno stanje motora, to su podaci o:

- 1) Ulaznoj temperaturi (ovisno o visinskoj razlici)
- 2) Ulazni tlak (ovisi o visinskoj razlici)
- 3) Omjeri ulaznih tlakova za visokotlačni i niskotlačni kompresor koji bez obzira na operativnost naknadnog izgaranja i vanjske utjecaje moraju ostati nepromijenjeni
- 4) Korisnosti turbine, kompresora i mlaznice koji mogu malo varirati ali su također u jednakim stanjima bez obzira na vanjski utjecaj
- 5) Temperatura na izlazu iz komore izgaranja (ovisi o vanjskom utjecaju)
- 6) Niska toplinska/ogrijevna vrijednost JP8 goriva (LHV)

Temeljem ovih podataka dobivaju se sljedeći rezultati (Slika 10) i (Slika 11).

Unit Settings: SI C bar kJ mass deg

BWR = 0,9091	$\eta_C = 0,85$	$\eta_{CPT} = 0,007986$
$\eta_N = 0,98$	$\eta_T = 0,89$	LHV = 43200 [kJ/kg]
$\dot{m} = 60$ [kg/s]	$P_{inlet} = 1$ [bar]	$P_{ratio,HPC} = 6$
$P_{ratio,LPC} = 2$	$P_{ratio,overall} = 12$	$\dot{Q}_{in} = 93421$
$T_{combustion, chamber, exit} = 1600$ [C]	$T_{inlet} = 15$ [C]	wf\$ = 'Air'
$\dot{W}_C = 14920$	$\dot{W}_{C,total} = 14920$	$\dot{W}_{generator} = 746$
$\dot{W}_{HPC} = 11689$	$\dot{W}_{HPT} = 11689$	$\dot{W}_{LPC} = 3231$
$\dot{W}_{LPT} = 3977$	$\dot{W}_{NET} = 746$	$\dot{W}_{required,total} = 15666$
$\dot{W}_T = 16412$		

Slika 10. Rezultati dobiveni bez operativnog naknadnog izgaranja (0m nadmorske visine)

Unit Settings: SI C bar kJ mass deg

BWR = 0,9091	$\eta_C = 0,85$	$\eta_{CPT} = 0,0118$
$\eta_N = 0,98$	$\eta_T = 0,89$	LHV = 43200 [kJ/kg]
$\dot{m} = 17$ [kg/s]	$P_{inlet} = 0,27$ [bar]	$P_{ratio,HPC} = 6$
$P_{ratio,LPC} = 2$	$P_{ratio,overall} = 12$	$\dot{Q}_{in} = 14702$
$T_{combustion, chamber, exit} = 950$ [C]	$T_{inlet} = -37$ [C]	wf\$ = 'Air'
$\dot{W}_C = 3470$	$\dot{W}_{C,total} = 3470$	$\dot{W}_{generator} = 173,5$
$\dot{W}_{HPC} = 2719$	$\dot{W}_{HPT} = 2719$	$\dot{W}_{LPC} = 751$
$\dot{W}_{LPT} = 924,5$	$\dot{W}_{NET} = 173,5$	$\dot{W}_{required,total} = 3643$
$\dot{W}_T = 3817$		

Slika 11. Rezultati dobiveni bez operativnog naknadnog izgaranja (10000m nadmorske visine)

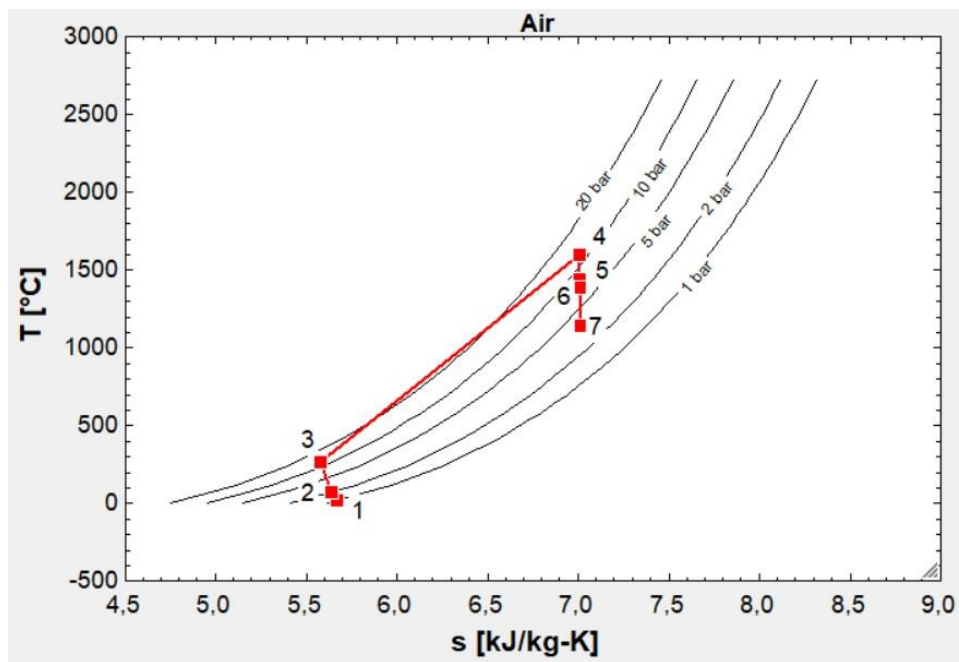
Rezultati ulaznih podatak koji se traže su sljedeći:

- 1) Zasebni radovi niskotlačne i visokotlačne turbine i njihov zbroj
- 2) Zasebni radovi niskotlačnog i visokotlačnog kompresora i njihov zbroj
- 3) Rad generatora (rad generatora za pokretanje elektroničkog sustava iznosi 5% rada kompresora)
- 4) Ukupan potrebn rad
- 5) Neto rad

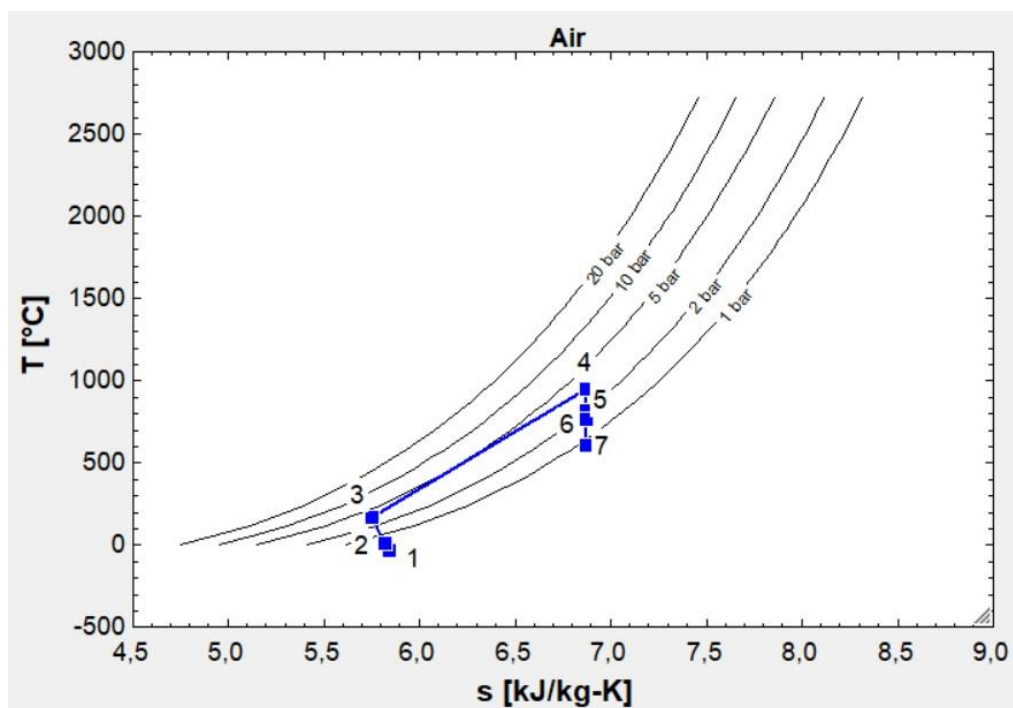
Iz dobivenih rezultata zaključuje se kako na 10 000m nadmorske visine radovi kompresora i turbina su u velikom padu u odnosu na staje kod 0m nadmorske visine, za to su zaslužne ulazne temperature i tlakovi. Tlak na 10 000m nadmorske visine je oko 1/3 bara odnosno 0,27 bar, kao i pad temperature sa 15°C na -37°C.

Iz dobivenih rezultata izvlače se T-s (Slika 12) i (Slika 13) ali i P-v dijagrame (Slika 15) i (Slika 16). Dok su (Slika 14) i (Slika 17) usporedbe međusobnih T-s i P-v dijagrama.

T-s dijagrami:

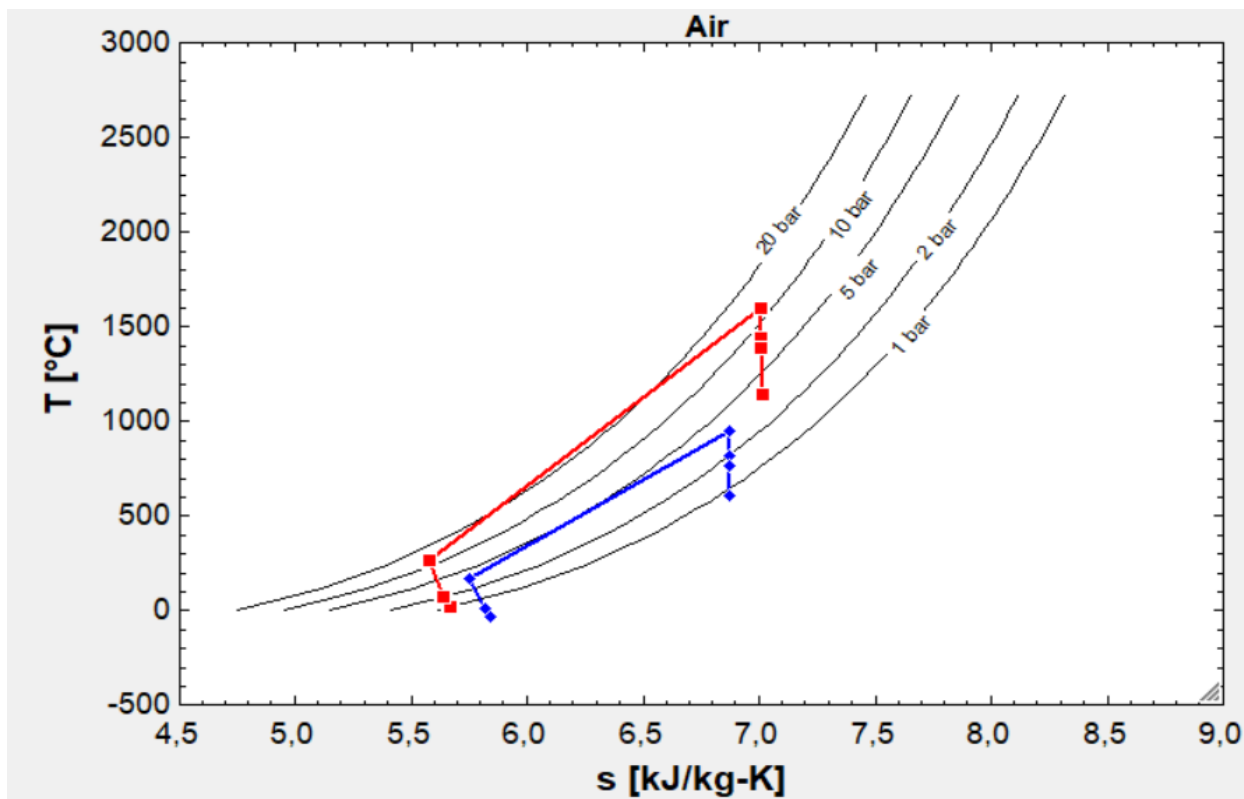


Slika 12. T-s dijagram bez operativnog naknadnog izgaranja (0m nadmorske visine)



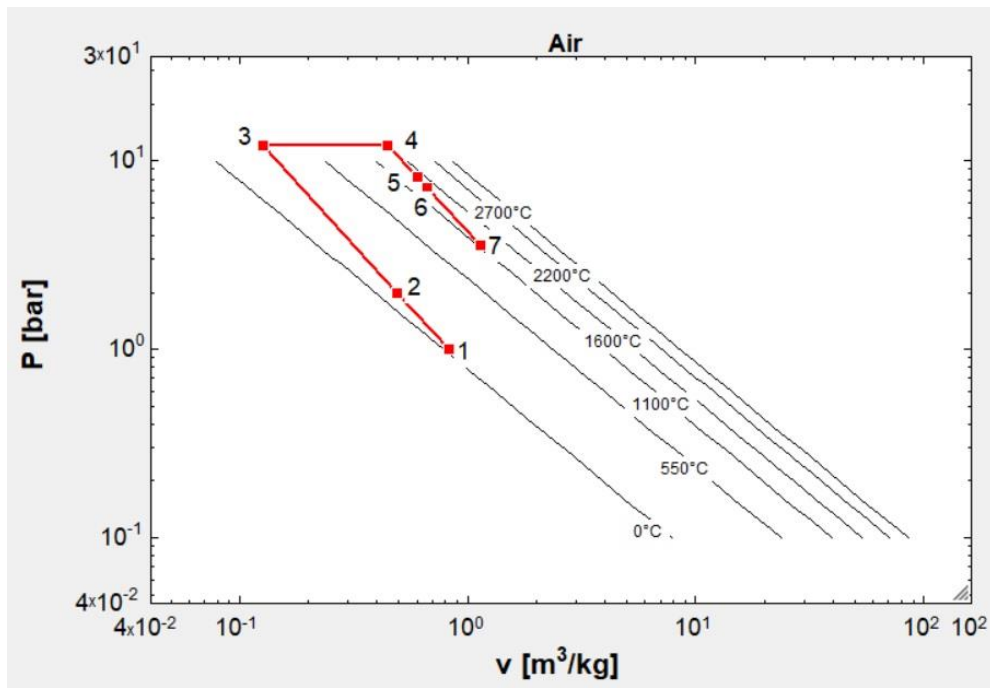
Slika 13. T-s dijagram bez operativnog naknadnog izgaranja (10000m nadmorske visine)

Usporedba T-s dijagrama (Slika 14), prikazane linije odnose se na visinske razlike u procesu bez operativnog naknadnog izgaranja. Crvena linija prikazuje T-s na 0m nadmorske visine dok plava linija prikazuje T-s na 10000m nadmorske visine.

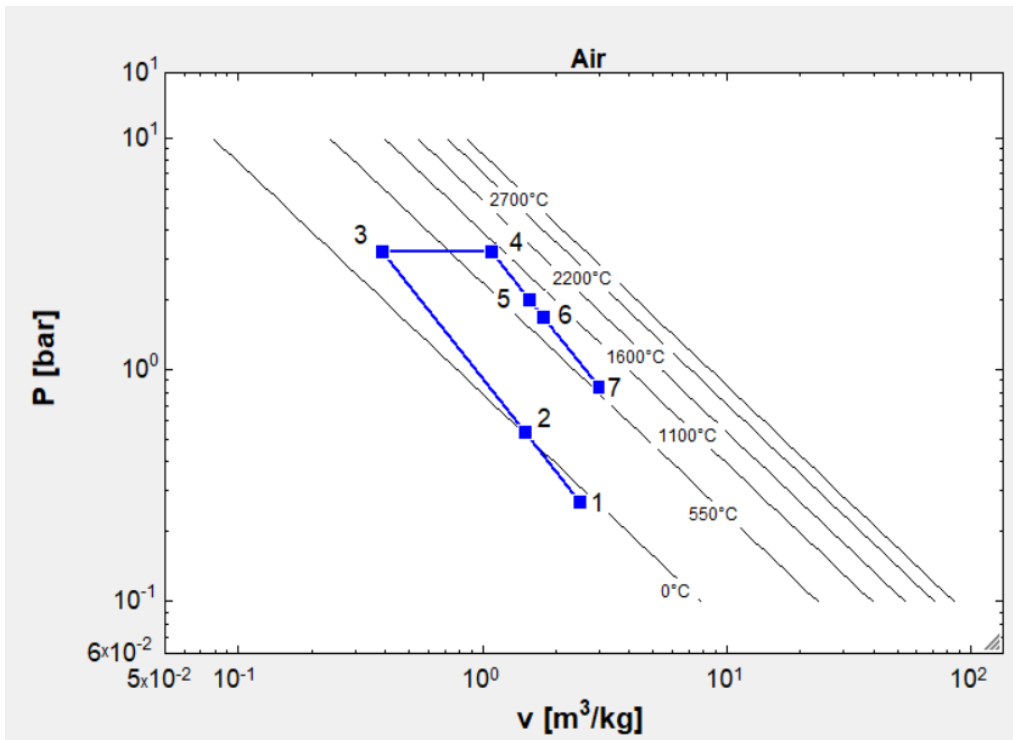


Slika 14. Usporedba T-s dijagrama bez operativnog naknadnog izgaranja na različitim visinama (crvena linija je na 0m nadmorske visine, plava je na 10000m nadmorske visine)

P-v dijagrami:

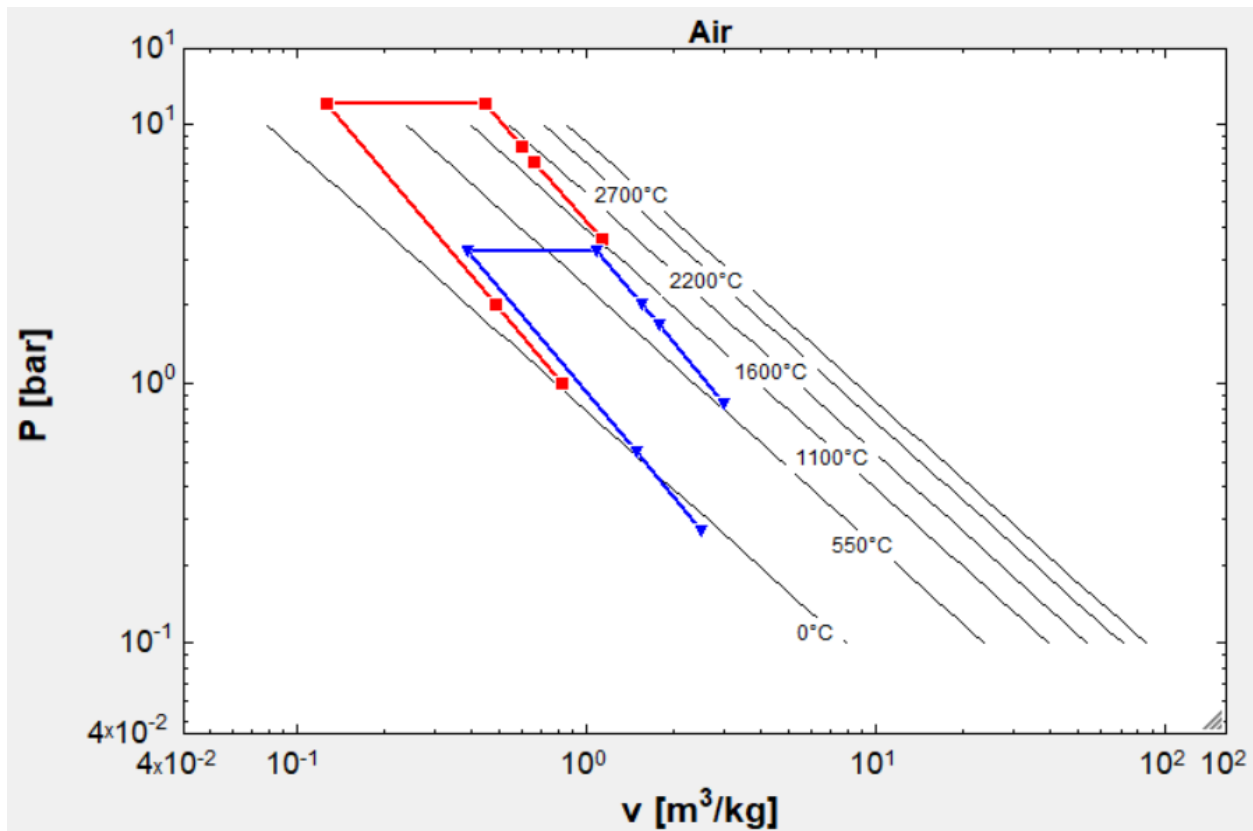


Slika 15. P-v dijagram bez operativnog naknadnog izgaranja (0m nadmorske visine)



Slika 16. P-v dijagram bez operativnog naknadnog izgaranja (10000m nadmorske visine)

Usporedba P-v dijagrama (Slika 17), prikazane linije odnose se na visinske razlike u procesu bez operativnog naknadnog izgaranja. Crvena linija prikazuje P-v na 0m nadmorske visine dok plava linija prikazuje P-v na 10000m nadmorske visine.



Slika 17. Usporedba P-v dijagrama bez operativnog naknadnog izgaranja na različitim visinama (crvena linija je na 0m nadmorske visine, plava je na 10000m nadmorske visine)

4.2. Analiza T-s i P-v dijagrama

1. Ulaz (stanje 1)

Uvjeti: Uvjeti okoliša (15°C, 1 bar).

T-s dijagram: ciklus započinje na niskoj temperaturi i entropiji.

P-v dijagram: tlak i specifični volumen su niski.

2. Niskotlačni kompresor (NTK) (stanje 1 do 2)

Proces: kompresija do višeg tlaka

T-s dijagram: temperatura raste zbog kompresije, uz blagi porast entropije (korisnosti kompresora)

P-v dijagram: tlak raste, dok se specifični volumen smanjuje, što odražava kompresiju.

3. Visokotlačni kompresor (VTK) (stanje 2 do 3)

Proces: dodatna kompresija

T-s dijagram: temperatura nastavlja rasti, a entropija se ponovno blago povećava (korisnosti kompresora).

P-v dijagram: veći tlak i smanjen specifični volumen pokazuju učinke kompresije pri višem tlaku.

4. Komora za izgaranje (stanje 3 do 4)

Proces: dodavanje topline pri konstantnom tlaku; gorivo sagorijeva, značajno podižući temperaturu.

T-s dijagram: velik porast temperature (1600°C i 950°C), a entropija se povećava kako se energija dodaje sustavu.

P-v dijagram: budući da tlak ostaje konstantan, specifični volumen značajno raste zbog povećanja temperature.

5. Visokotlačna turbina (VTT) (stanje 4 do 5)

Proces: ekspanzija radi stvaranja rada za pogon VTK-a.

T-s dijagram: temperatura opada dok se energija ekstrahira, s blagim porastom entropije (korisnost turbine)

P-v dijagram: tlak se smanjuje, a specifični volumen raste, što ukazuje na ekspanziju.

6. Niskotlačna turbina (NTT) (stanje 5 do 6)

Proces: daljnja ekspanzija za pogon NTK-a i generatora.

T-s dijagram: daljnji pad temperature uz blagi porast entropije.

P-v dijagram: tlak se nastavlja smanjivati, dok specifični volumen dodatno raste, čime se dovršava ekspanzija u turbini.

7. Mlaznica (stanje 6 do 7)

Proces: završna ekspanzija i ispuh.

T-s dijagram: pad temperature kako se preostala energija oslobađa u mlaznici.

P-v dijagram: tlak se dodatno smanjuje, a specifični volumen raste dok plinovi ekspanzijom izlaze van.

Kompresori niskog i visokog tlaka povećavaju tlak i temperaturu zraka kako bi se pripremio za sagorijevanje, ali dolazi do blagog porasta entropije zbog korisnosti. Ova korisnost kompresora i turbine uzrokuje gubitke koji smanjuju ukupnu učinkovitost ciklusa. U komori izgaranja događa se najznačajniji porast temperature pri konstantnom tlaku, što rezultira velikim povećanjem specifičnog volumena i entropije. Ovo je ključna faza jer osigurava visoku izlaznu energiju koja će biti iskorištena u turbinama. Niskotlačna i visokotlačna turbina oslobađaju energiju ekspanzijom, pri čemu se dio rada prenosi na kompresore, a dio služi kao izlazna snaga. Gubitci u turbinama također uzrokuju blagi porast entropije, što ukazuje na dodatne energetske gubitke. U mlaznici dolazi do završne ekspanzije zraka, gdje se oslobađa preostala energija, čime se postiže visoka izlazna brzina koja je ključna za pogon zrakoplova.

4.1. Analiza i proračun rada na obje visinske razlike kada je naknadno izgaranje operativno

S obzirom na analizu rada kod neoperativnog naknadnog izgaranja, ista analiza se ponavlja za proces s naknadnim izgaranjem.

Ulazni podaci prilikom operativnog naknadnog izgaranja pri:

- 1) „Atmosferskom tlaku (1 bar) i temperaturi 15°C pri 0m nadmorske visine (Tablica 9)“ [10][13]
- 2) „Tlaku od 0,27 bara i temperaturi od -37C pri 10000m nadmorske visine (Tablica 10)“ [10]

Tablica 9. Ulazni podaci pri operativnom naknadnom izgaranju (0m nadmorske visine) [10]

VRSTA PODATKA	IZNOS
Radni fluid	Zrak
Tlačni omjer niskotlačnog kompresora (P ratio LPC)	2
Tlačni omjer visokotlačnog kompresora (P ratio HPC)	6
Ukupni tlačni omjer – P ratio HPC * P ratio LPC	12
Ulazna temperatura	15 (°C)
Ulazni tlak	1 (bar)
Temperatura na izlazu iz komore izgaranja	1600 (°C)
Temperatura na izlazu iz naknadnog izgaranja	2400 (°C)
Maseni protok	60 (kg/s)
Korisnost kompresora	0,85
Korisnost turbine	0,89
Korisnost mlaznice	0,98
Niska toplinska vrijednost JP8 goriva	43200 (kJ/kg)

Tablica 10. Ulazni podaci pri operativnom naknadnom izgaranju (10000m nadmorske visine) [10]

VRSTA PODATKA	IZNOS
Radni fluid	Zrak
Tlačni omjer niskotlačnog kompresora (P ratio LPC)	2
Tlačni omjer visokotlačnog kompresora (P ratio HPC)	6
Ukupni tlačni omjer – P ratio HPC * P ratio LPC	12
Ulazna temperatura	-37 (°C)
Ulazni tlak	0.27 (bar)
Temperatura na izlazu iz komore izgaranja	950 (°C)
Temperatura na izlazu iz naknadnog izgaranja	1600 (°C)
Maseni protok	17 (kg/s)
Korisnost kompresora	0,85
Korisnost turbine	0,89
Korisnost mlaznice	0,98
Niska toplinska vrijednost JP8 goriva	43200 (kJ/kg)

Kod ovih ulaznih podataka imamo promjene iste kao i kod podataka bez operativnog naknadnog izgaranja. Mijenjaju se ulazne temperature, tlakovi i maseni protok, ali za razliku od neoperativnog naknadnog izgaranja ovdje imamo i temperaturu na njegovom samom izlazu ($T_{\text{afterburner_exit}}$) od 2400°C. Ova temperatura ključna je za promjene u T-s i P-v dijagramima i u njihovoj analizi jer daje drugačiju promjenu stanja.

Dobiveni rezultati prilikom operativnog naknadnog izgaranja pri:

- 1) Atmosferskom tlaku (1 bar) i temperaturi 15°C pri 0m nadmorske visine (Slika 18)
- 2) Tlaku od 0,27 bara i temperaturi od -37C pri 10000m nadmorske visine (Slika 19)

Unit Settings: SI C bar kJ mass deg

BWR = 0,9091	$\eta_C = 0,85$	$\eta_{CPT} = 0,007986$
$\eta_N = 0,98$	$\eta_T = 0,89$	LHV = 43200 [kJ/kg]
$\dot{m} = 60$ [kg/s]	$P_{inlet} = 1$ [bar]	$P_{ratio,HPC} = 6$
$P_{ratio,LPC} = 2$	$P_{ratio,overall} = 12$	$\dot{Q}_{in} = 93421$
$T_{afterburner,exit} = 2400$ [C]	$T_{combustion,chamber,exit} = 1600$ [C]	$T_{inlet} = 15$ [C]
wf\$ = 'Air'	$\dot{W}_C = 14920$	$\dot{W}_{C,total} = 14920$
$\dot{W}_{generator} = 746$	$\dot{W}_{HPC} = 11689$	$\dot{W}_{HPT} = 11689$
$\dot{W}_{LPC} = 3231$	$\dot{W}_{LPT} = 3977$	$\dot{W}_{NET} = 746$
$\dot{W}_{required,total} = 15666$	$\dot{W}_T = 16412$	

Slika 18. Dobiveni rezultati - operativno naknadno izgaranje (0m nadmorske visine)

Unit Settings: SI C bar kJ mass deg

BWR = 0,9091	$\eta_C = 0,85$	$\eta_{CPT} = 0,0118$
$\eta_N = 0,98$	$\eta_T = 0,89$	LHV = 43200 [kJ/kg]
$\dot{m} = 17$ [kg/s]	$P_{inlet} = 0,27$ [bar]	$P_{ratio,HPC} = 6$
$P_{ratio,LPC} = 2$	$P_{ratio,overall} = 12$	$\dot{Q}_{in} = 14702$
$T_{afterburner,exit} = 1600$ [C]	$T_{combustion,chamber,exit} = 950$ [C]	$T_{inlet} = -37$ [C]
wf\$ = 'Air'	$\dot{W}_C = 3470$	$\dot{W}_{C,total} = 3470$
$\dot{W}_{generator} = 173,5$	$\dot{W}_{HPC} = 2719$	$\dot{W}_{HPT} = 2719$
$\dot{W}_{LPC} = 751$	$\dot{W}_{LPT} = 924,5$	$\dot{W}_{NET} = 173,5$
$\dot{W}_{required,total} = 3643$	$\dot{W}_T = 3817$	

Slika 19. Dobiveni rezultati - operativno naknadno izgaranje (10000m nadmorske visine)

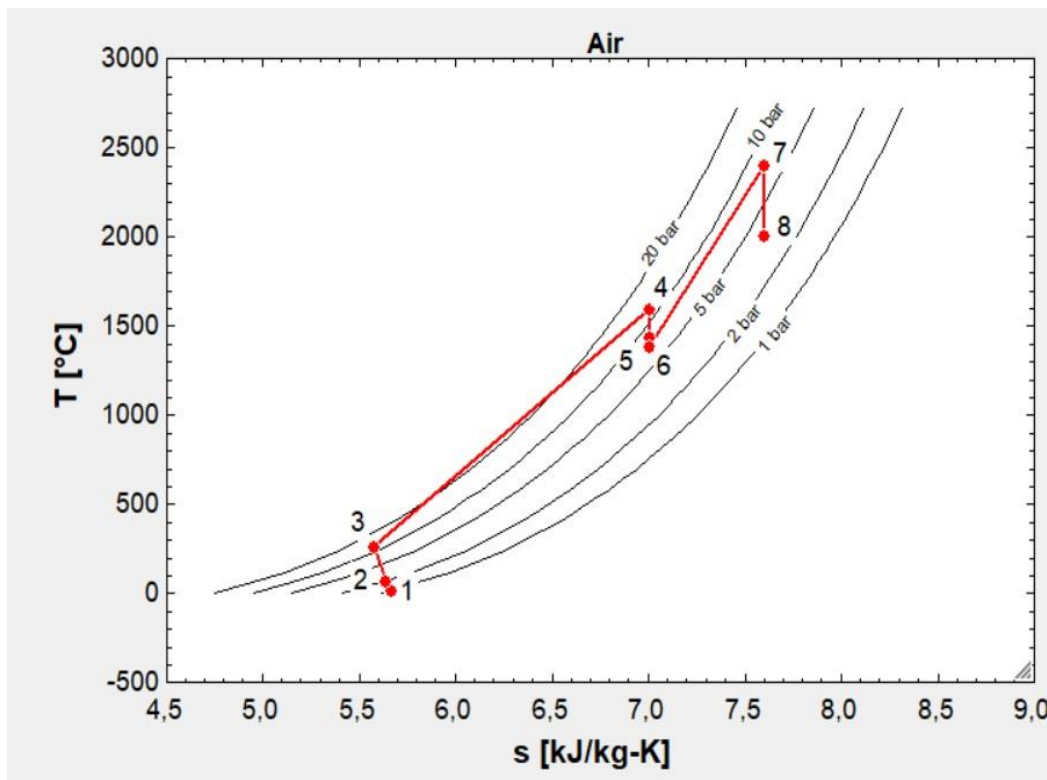
S obzirom na to da se traže isti rezultate kao i kod prethodnog nije potrebno navoditi iste. Iz tog razloga prelazi se na prikazivanje T-s i P-v dijagrama.

T-s dijagrami:

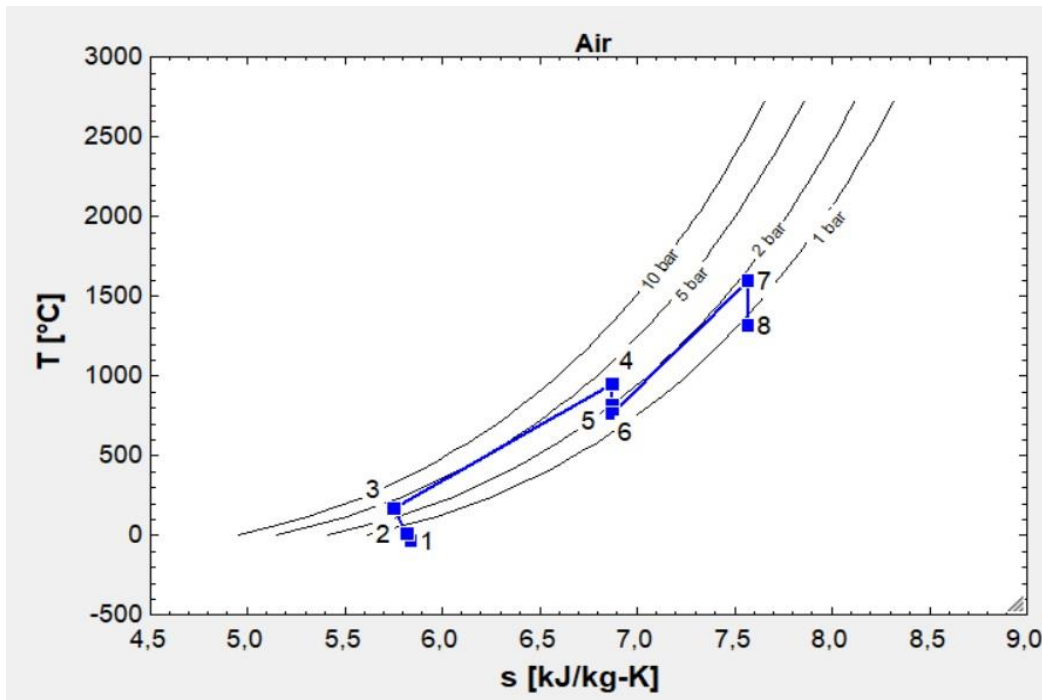
- 1) Atmosferski tlak (1 bar) i temperatura 15°C pri 0m nadmorske visine (Slika 20)
- 2) Tlak od 0,27 bara i temperatura od -37°C pri 10000m nadmorske visine (Slika 21)
- 3) Usporedba T-s dijagrama sa naknadnim izgaranjem (Slika 22): prikazane linije odnose se na visinske razlike u procesu kod operativnog naknadnog izgaranja. Crvena linija prikazuje T-s na 0m nadmorske visine dok plava linija prikazuje T-s na 10000m nadmorske visine.

P-v dijagrami:

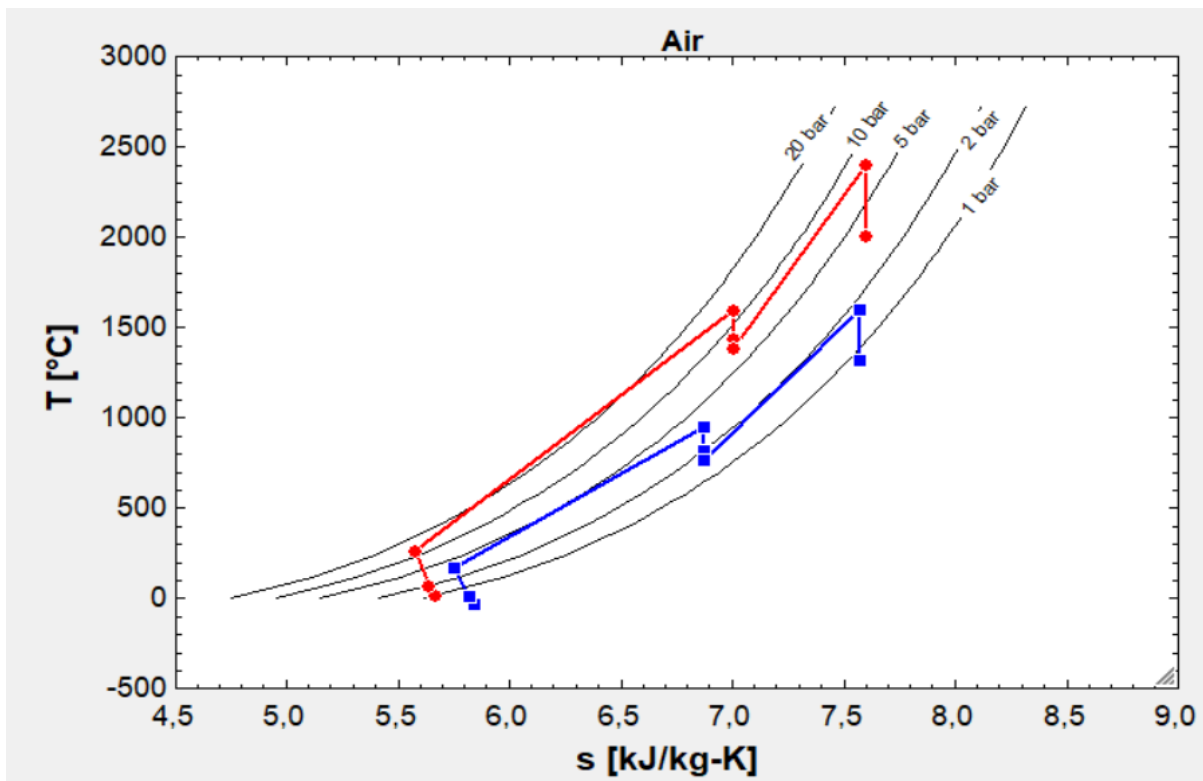
- 1) Atmosferski tlak (1 bar) i temperaturi 15°C pri 0m nadmorske visine (Slika 23)
- 2) Tlak od 0,27 bara i temperatura od -37°C pri 10000m nadmorske visine (Slika 24)
- 3) Usporedba P-v dijagrama kod operativnog naknadnog izgaranja (Slika 25): prikazane linije odnose se na visinske razlike u procesu kod operativnog naknadnog izgaranja. Crvena linija prikazuje P-v na 0m nadmorske visine dok plava linija prikazuje P-v na 10000m nadmorske visine.



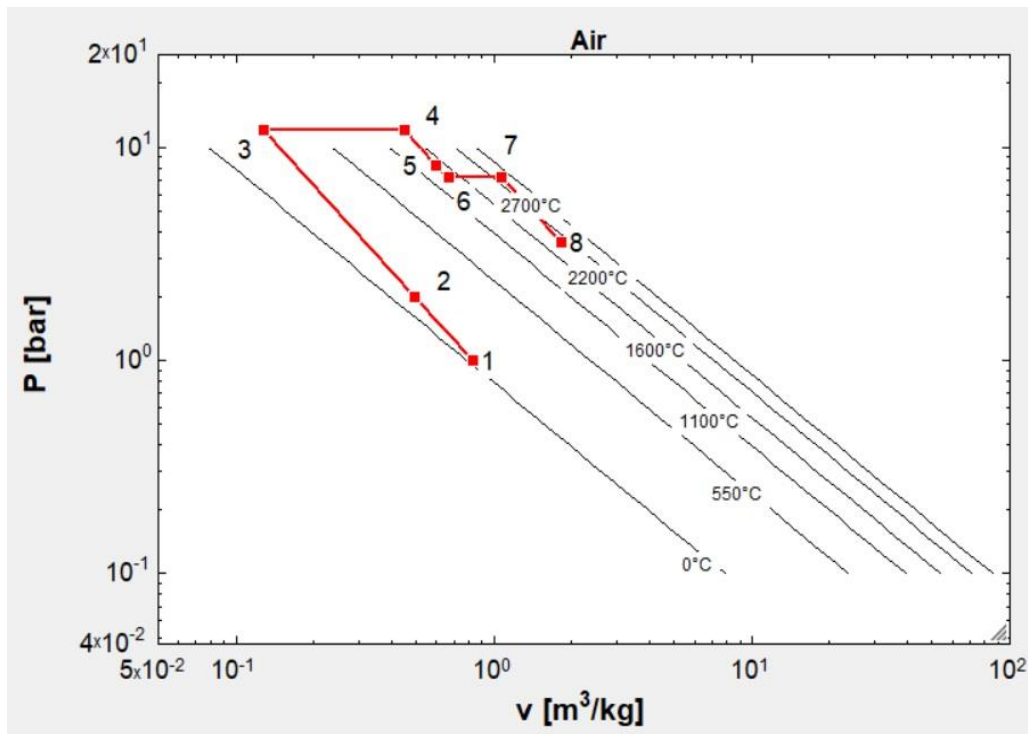
Slika 20. T-s dijagram - operativno naknadno izgaranje (0m nadmorske visine)



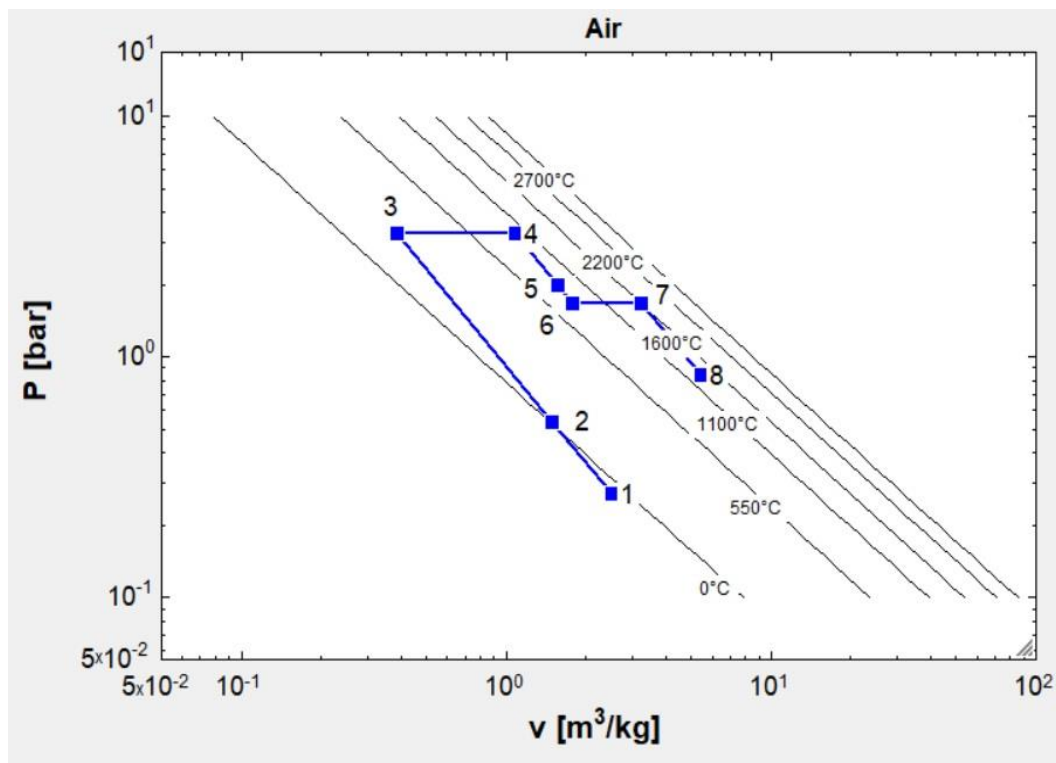
Slika 21. T-s dijagram - operativno naknadno izgaranje (0m nadmorske visine)



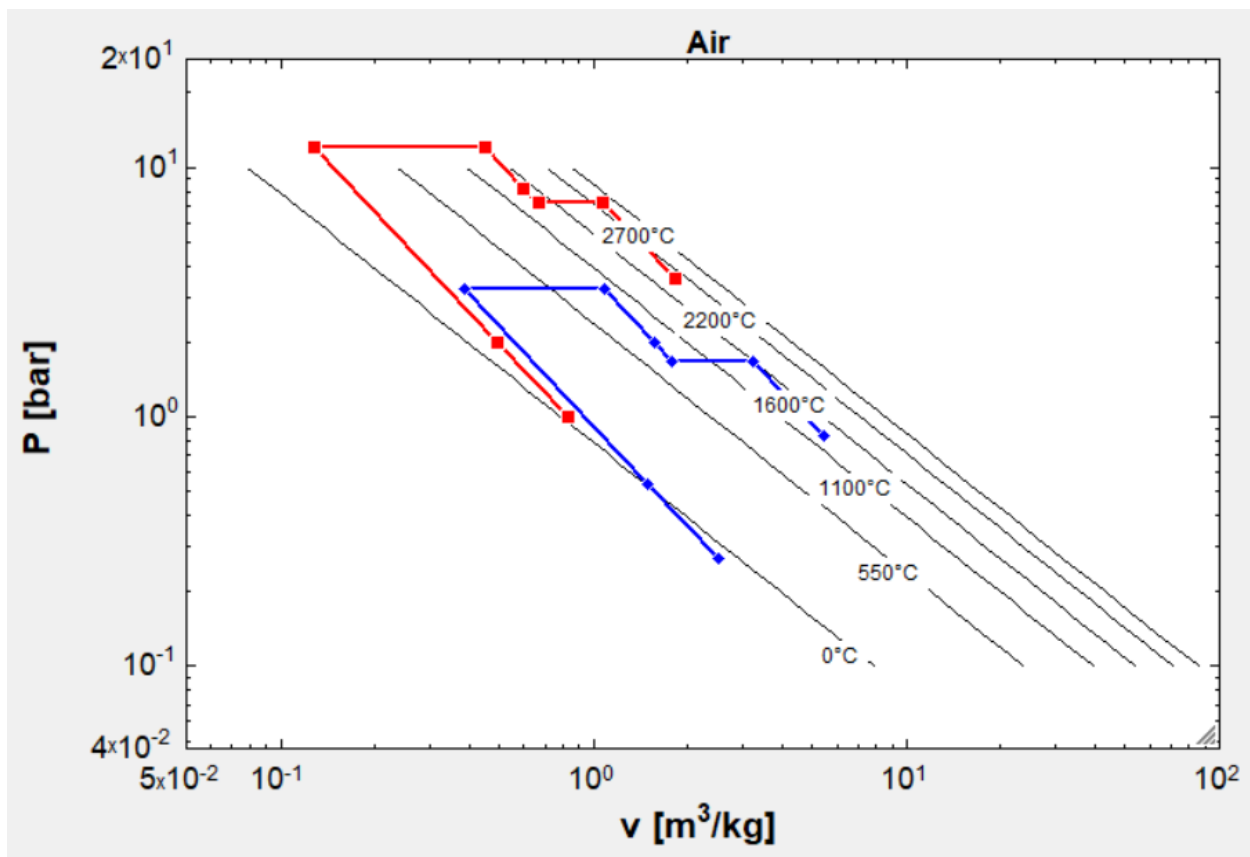
Slika 22. Usporedba T-s dijagrama prilikom operativnog naknadnog izgaranja na različitim visinama (crvena linija je na 0m nadmorske visine, plava je na 10000m nadmorske visine)



Slika 23. P-v dijagram - operativno naknadno izgaranja (0m nadmorske visine)



Slika 24. P-v dijagram - operativno naknadno izgaranje (0m nadmorske visine)



Slika 25. Usporedba P-v dijagrama prilikom operativnog naknadnog izgaranja na različitim visinama (crvena linija je na 0m nadmorske visine, plava je na 10000m nadmorske visine)

4.2. Analiza T-s i P-v dijagrama (promjene stanja)

1. Ulaz (stanje 1)

T-s dijagram: T-s dijagram prikazuje početno stanje u kojem zrak ulazi u motor pri atmosferskim uvjetima (0m nadmorske visine). Niska entropija i temperatura označavaju početno stanje.

P-v dijagram: u ovom početnom stanju tlak i specifični volumen su umjereni, pri čemu specifični volumen odražava niske tlakove i temperature na ulazu.

Proces ulaza može se smatrati izobarnim (pri konstantnom tlaku) jer zrak ulazi u motor iz atmosfere pri konstantnim uvjetima tlaka

2. Niskotlačni kompresor (NTK) (stanje 1 do 2)

T-s dijagram: NTK komprimira zrak, uzrokujući porast temperature i entropije (s porastom entropije zbog gubitaka u kompresoru). Ovo je prikazano blagim porastom na T-s krivulji.

P-v dijagram: tlak značajno raste, dok se specifični volumen smanjuje zbog kompresije. Ovo je prikazano pomakom prema nižem specifičnom volumenu i višem tlaku.

Idealno, kompresija bi trebala biti izentropna (adiabatski, bez promjene entropije). U stvarnosti, proces je skoro-izentropan, ali s malim porastom entropije zbog ne idealnosti i gubitaka u kompresoru.

3. Visokotlačni kompresor (VTK) (stanje 2 do 3)

T-s dijagram: daljnja kompresija u VTK-u uzrokuje još veći porast temperature, a entropija opet blago raste, ukazujući na energetske gubitke.

P-v dijagram: prijelaz iz Stanja 2 u Stanje 3 prikazuje izražen porast tlaka i smanjenje specifičnog volumena, u skladu s dodatnom kompresijom zraka.

Približno izentropna kompresija, ali opet s malim porastom entropije.

4. Komora izgaranja (stanje 3 do 4)

T-s Dijagram: u komori za izgaranje dolazi do izgaranja goriva pri konstantnom tlaku, što rezultira značajnim porastom temperature i entropije. Ovo je prikazano velikim vertikalnim porastom na T-s krivulji.

P-v Dijagram: budući da tlak ostaje konstantan, nema horizontalnog pomaka, ali specifični volumen naglo raste zbog povećanja temperature uzrokovanog izgaranjem, što rezultira velikim pomakom udesno na P-v dijagramu.

Izobaran proces (pri konstantnom tlaku) jer izgaranje obično održava stalan tlak.

5. Visokotlačna turbina (VTT) (stanje 4 do 5)

T-s dijagram: u VTT-u zrak se širi i gubi dio energije kako bi obavio rad na kompresoru visokog tlaka. Ovaj proces smanjuje temperaturu, što je prikazano padom na T-s krivulji.

P-v dijagram: tlak opada kako se plin širi, povećavajući svoj specifični volumen. Ova ekspanzija pomiče stanje prema nižem tlaku i većem specifičnom volumenu.

Idealno izentropna ekspanzija.

6. Niskotlačna turbina (NTT) (Stanje 5 do 6)

T-s dijagram: NTT dodatno širi plinove kako bi obavio rad na NTK-u i preuzeo opterećenje generatora, uzrokujući daljnji pad temperature i entropije.

P-v dijagram: specifični volumen se opet povećava kako tlak opada, prikazujući nastavak ekspanzije započete u fazi VTT-a.

Približno izentropna ekspanzija, ali uz blagi porast entropije

7. Naknadno izgaranje (Afterburner) (stanje 6 do 7)

T-s dijagram: u sustavu naknadnog izgaranja dolazi do ubrizgavanja goriva i izgaranja, što podiže temperaturu bez promjene tlaka, uzrokujući vertikalni porast na T-s dijagramu zbog povećanja entropije i dodavanja topline.

P-v dijagram: budući da tlak ostaje konstantan, specifični volumen se povećava zbog ispuha visoke temperature, što prikazuje pomak prema većem specifičnom volumenu.

Izobaran proces jer naknadno izgaranje obično nastavlja proces pri konstantnom tlaku.

8. Mlaznica (stanje 7 do 8)

T-s dijagram: u mlaznici dolazi do brzog širenja plinova, čime se smanjuju temperatura i entropija zbog određenih preostalih neučinkovitosti.

P-v dijagram: mlaznica smanjuje tlak dok oslobađa ispušne plinove, uzrokujući konačno značajno povećanje specifičnog volumena. Ova ekspanzija rezultira visokobrzinskim ispuhom, pridonoseći potisku motora. Izentropna ekspanzija kroz mlaznicu, idealno bez gubitaka entropije, ali s blagim porastom entropije zbog neučinkovitosti.

T-s dijagram ističe porast temperature zbog kompresije i izgaranja te padove tijekom faza ekspanzije, uz manje poraste entropije u svakoj fazi kompresije ili ekspanzije zbog neučinkovitosti.

P-v dijagram prikazuje značajne promjene tlaka kroz kompresore i turbine te ističe izrazito povećanje volumena tijekom izgaranja i faza ekspanzije u turbinama i mlaznici.

Postizanje izentropne kompresije i ekspanzije u stvarnosti nije moguće zbog gubitaka. Međutim, visoke korisnosti kompresora (85%) i turbina (89%) u ovom modelu omogućavaju relativno efikasan prijenos energije između komponenata. Time se smanjuju nepotrebni gubici energije, a povećava neto rad motora.

Procesi izgaranja su izobarni pri čemu značajno povećavaju temperaturu i entropiju zraka. Ovo omogućava visoke izlazne energije, a naknadno izgaranje dodatno povećava temperaturu, čime se povećava i potisak motora. Međutim, dodavanje naknadnog izgaranja povećava i ukupne gubitke zbog dodatnog povećanja entropije i potrošnje goriva, što smanjuje ukupnu termičku korisnost.

Kompresori zahtijevaju znatnu količinu energije, pa je potrebno osigurati dovoljno rada u turbinama da pokriju njihove zahtjeve. Proračuni pokazuju da turbine generiraju dovoljan rad za pogon kompresora uz dodatni rad za generator.

Izentropska ekspanzija kod mlaznice omogućava efektivan izlaz plina pri visokoj brzini. Maksimizira se potisak, dok visoka učinkovitost mlaznice (98%) smanjuje gubitke.

5. CFD simulacija

U ovom radu CFD simulacija koristi metodu diskretnih vrtloga za analizu strujanja zraka kroz kompresor i turbinu mlaznog motora. U ovoj metodi, Solidworks Flow Simulation prikazuje kako različite komponente motora utječu na brzinu, tlak i temperaturu fluida. Prikazi simulacija, poput temperature i brzine unutar kompresora i turbine, koriste silnice (broj silnica ove simulacije je 250), pri čemu boje predstavljaju promjene brzine i promjene temperature. Ovaj pristup omogućava vizualizaciju tokova zraka i područja recirkulacije, što doprinosi razumijevanju dinamičkih promjena unutar kompresora i turbine.

„Metoda diskretnih vrtloga (Vortex Particle Method - VPM) modelira strujanje fluida koristeći diskretne vrtloge“ [23]. Pogodna je za simulacije gdje vrtlozi imaju ključnu ulogu, kao što su protoci oko rotirajućih tijela, u ovom slučaju turbina i kompresora. „Rotirajuće tijelo, u ovom slučaju kompresor ima brzinu okretaja od 9000 RPM-a dok turbina ima brzinu od 17000 RPM-a“. [9]

CFD simulaciju podijeljene su na 2 dijela:

- 1) Simulacija kompresora
- 2) Simulacija turbine

Na primjeru simulacije kompresora analiziraju se temperaturne promjene i raspodjela brzine unutar visokotlačnog i niskotlačnog kompresora. Temperatura zraka na ulazu iznosi oko 295 K (20 °C), a izlazna temperatura raste na približno 450-480 K (175-200 °C), što zadovoljava potrebne uvjete prije ulaska zraka u komoru izgaranja.

Prikaz brzinskog profila otkriva područja s visokim brzinama (označena crvenim i narančastim silnicama) koja su koncentrirana oko lopatica rotora, ukazujući na intenzivno ubrzanje. Niska brzina, prikazana plavim nijansama, javlja se na rubovima toka i oko prepreka, gdje dolazi do recirkulacije. Simulacija turbine također analizira brzinske i temperaturne promjene; maksimalna brzina pri ulazu u turbinu doseže 350-400 m/s. Ovaj profil brzine sugerira optimalnu iskoristivost energije fluida, dok područja visokih temperatura (npr. 1600 °C na ulazu u turbinu) odražavaju uvjete u kojima turbina učinkovito koristi energiju ispušnih plinova za generiranje potiska.

Za CFD simulaciju strujanja kroz kompresor i turbinu motora F404, rubni uvjeti koji se mogu definirati uključuju:

Ulazni uvjeti: (0m nadmorske visine, atmosferski tlak i temperatura, prosječna brzina leta od 130 m/s)

- 1) Brzina zraka: na ulazu u kompresor postavlja se početna brzina zraka koja odgovara parametrima rada motora. Ova brzina je definirana ovisno o nadmorskoj visini i brzini leta simuliranog zrakoplova. Početna brzina na ulazu u kompresor iznosi 130 m/s dok početna brzina na ulazu u kompresor iznosi 300 m/s
- 2) Temperatura zraka: početna temperatura na ulazu u kompresor postavljena je na 20 °C (293 K) u radu, čime se simulira standardna atmosferska temperatura. To omogućava analizu zagrijavanja zraka kroz različite faze kompresije. Početna temperatura na ulazu u kompresor iznosi 20°C dok na ulazu u turbinu iznosi 1600°C.
- 3) Tlak zraka: početni tlak postavljen je na standardnih 1 bar, što je odgovarajuće za simulaciju na razini mora. Alternativno, tlak se može prilagoditi ovisno o specifičnim uvjetima nadmorske visine. Početni tlak na ulazu u kompresor iznosi 1bar dok na ulazu u turbinu iznosi 11bar.

Izlazni uvjeti :

- 1) Tlak na izlazu: na izlazu iz turbine postavlja se tlak koji odražava smanjenje nakon prolaska kroz turbinu. Ovaj tlak se može prilagoditi kako bi odgovarao nadzvučnim uvjetima pri korištenju naknadnog izgaranja.
- 2) Slobodan izlaz: omogućava fluidu slobodan protok iz domene simulacije, bez dodatnog tlaka na izlaznoj površini, što simulira otvorene uvjete izlaska iz motora.

Nepropusni ili zidni uvjeti:

- 1) Lopatice rotora i statora: na površinama lopatica rotora i statora definirani su uvjeti u kojima je brzina fluida jednaka brzini površine lopatice. Na statorskim lopaticama, brzina je nula, dok je kod rotorskih lopatica jednaka brzini vrtnje, što stvara trenje između zraka i lopatica te generira vrtložne strukture.

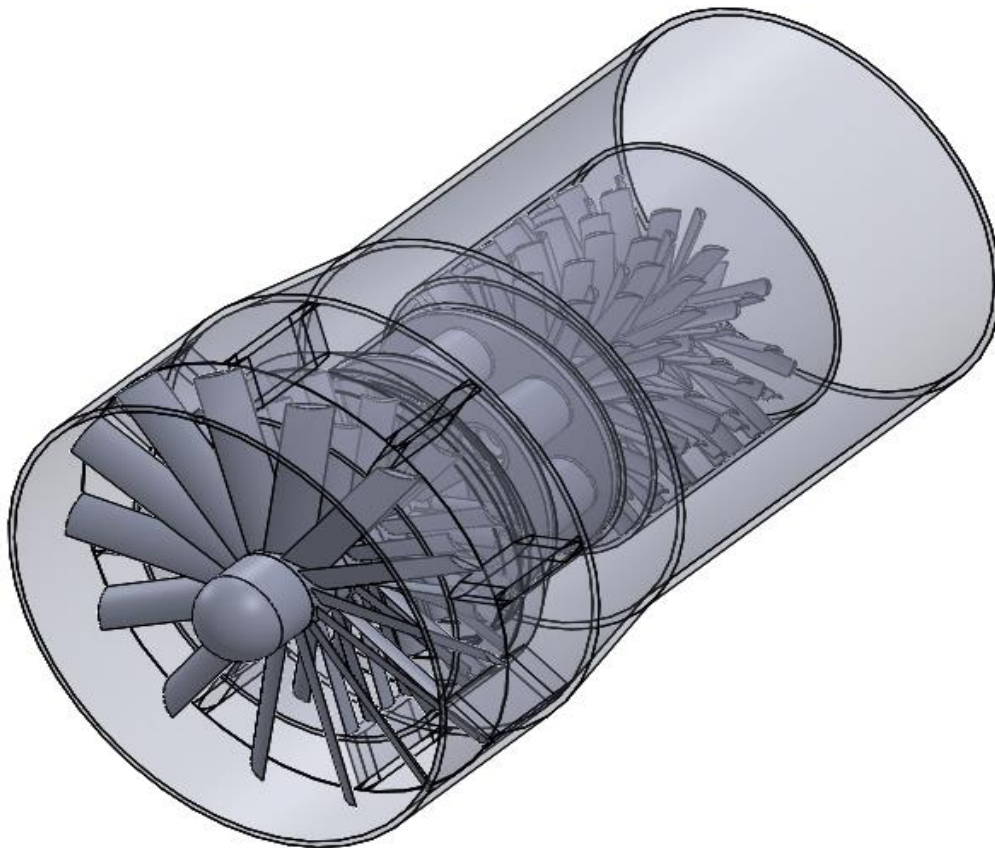
- 2) Zidni uvjeti za turbinsko kućište: Na kućištu turbine i kompresora postavljeni su nepropusni zidni uvjeti, koji osiguravaju da nema curenja zraka kroz stijenke.

Simetrija:

Ako se simulacija odnosi na dio kompresora ili turbine, može se koristiti simetrična ili periodična granica za smanjenje opterećenja simulacije, dok se i dalje osigurava točnost. Na primjer, može se simulirati jedan sektor rotora, pod pretpostavkom da su svi sektori identični.

Ovi rubni uvjeti omogućuju preciznu simulaciju strujanja zraka i energetskih prijelaza u motoru F404, čime se dobivaju pouzdani podaci o performansama kompresora i turbine u uvjetima standardne atmosfere i operativnih brzina motora.

Za potrebe ovog rada i lakše prikazivanje simulacije koristi se mlazni motor manjih dimenzija bez mlaznice (Slika 26).

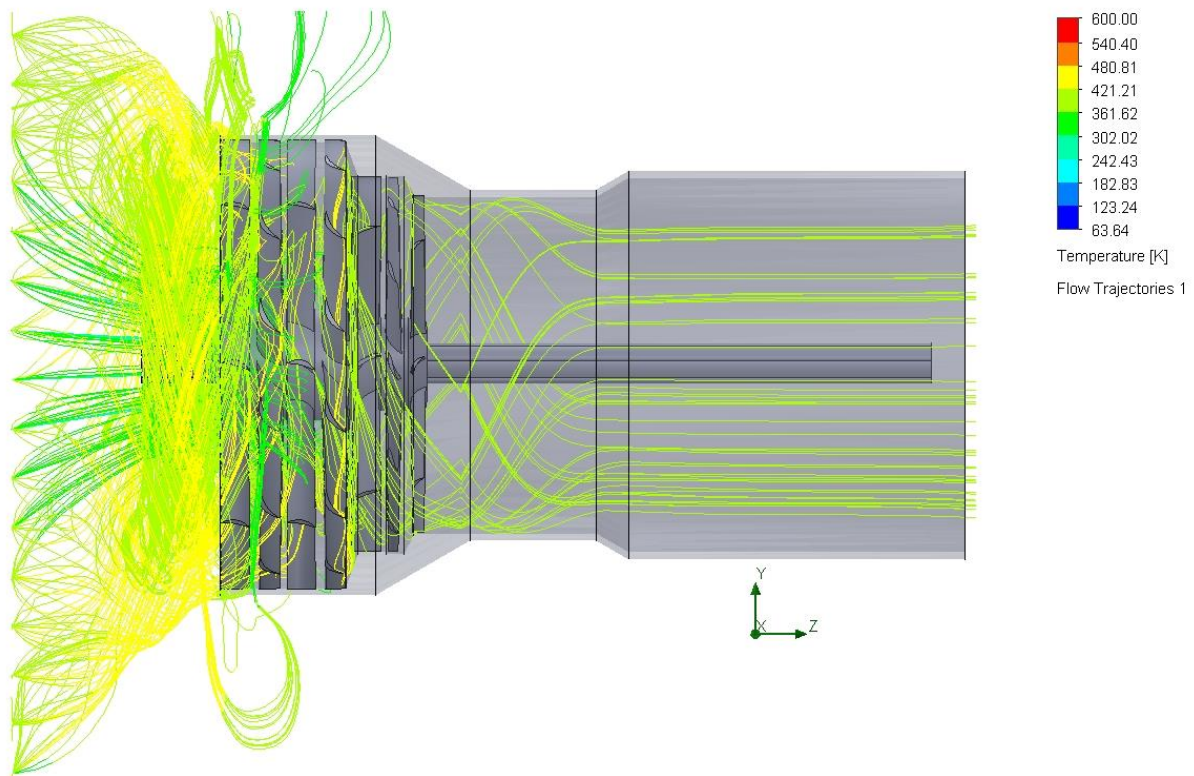


Slika 26, Model mlaznog motora koji se koristi za simulaciju

5.1. Simulacija kompresora

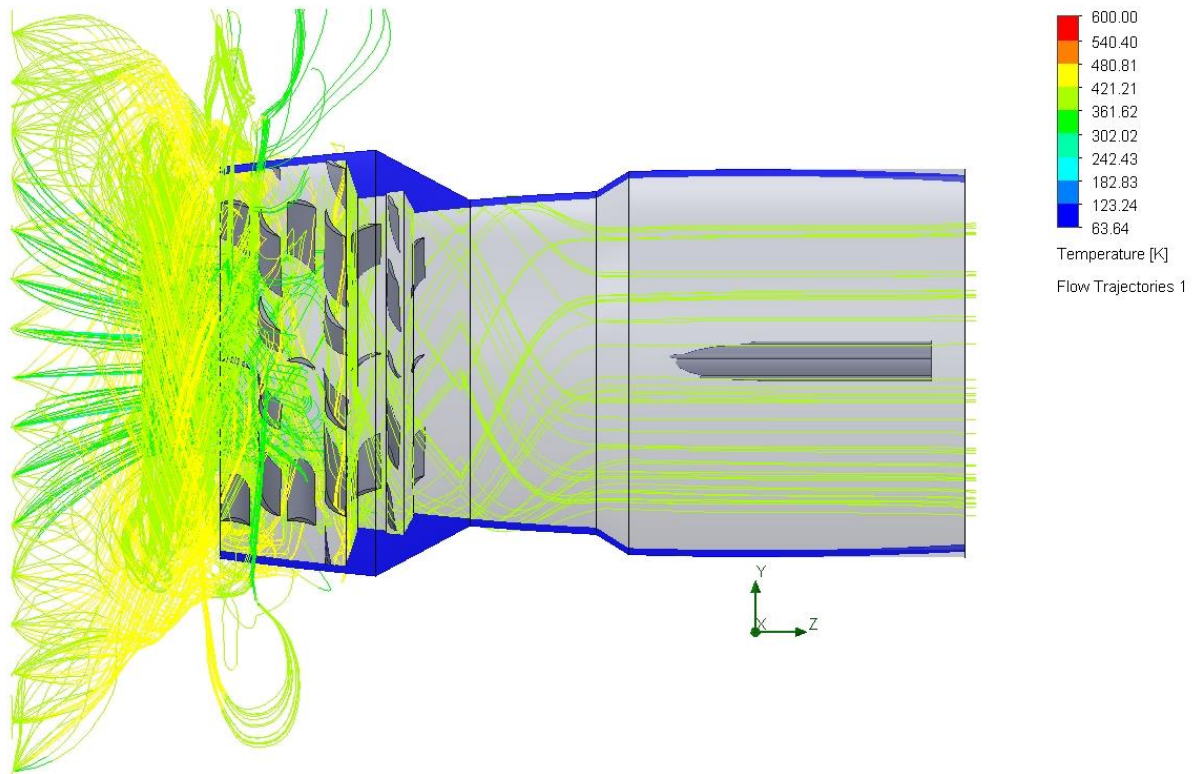
Prva simulacija koja je prikazana biti će simulacija kompresora. S obzirom na to da u ovom radu postoji ciklus sa 2 kompresora (visokotlačni i niskotlačni), sljedeća simulacija gleda se kao njihov sklop.

Kompresor se prikazuje kroz dvije faze, simulaciju temperature (Slika 27) i brzine.



Slika 27. Simulacija kompresora koja pokazuje silnice kao fizički prikaz temperature

Zelene silnice koje prikazuju ulaznu temperaturu ispred kompresora su otprilike 295K odnosno 20°C što je jedan od ulaznih parametara i u proračunu EES-a, izlazna temperatura je otprilike 450 do 480 K (175°C – 200°C) što ispunjava uvjete kompresora prije ulaska u komoru izgaranja. Ova simulacija prikazat će se ujedno i kroz presjek (Slika 28).

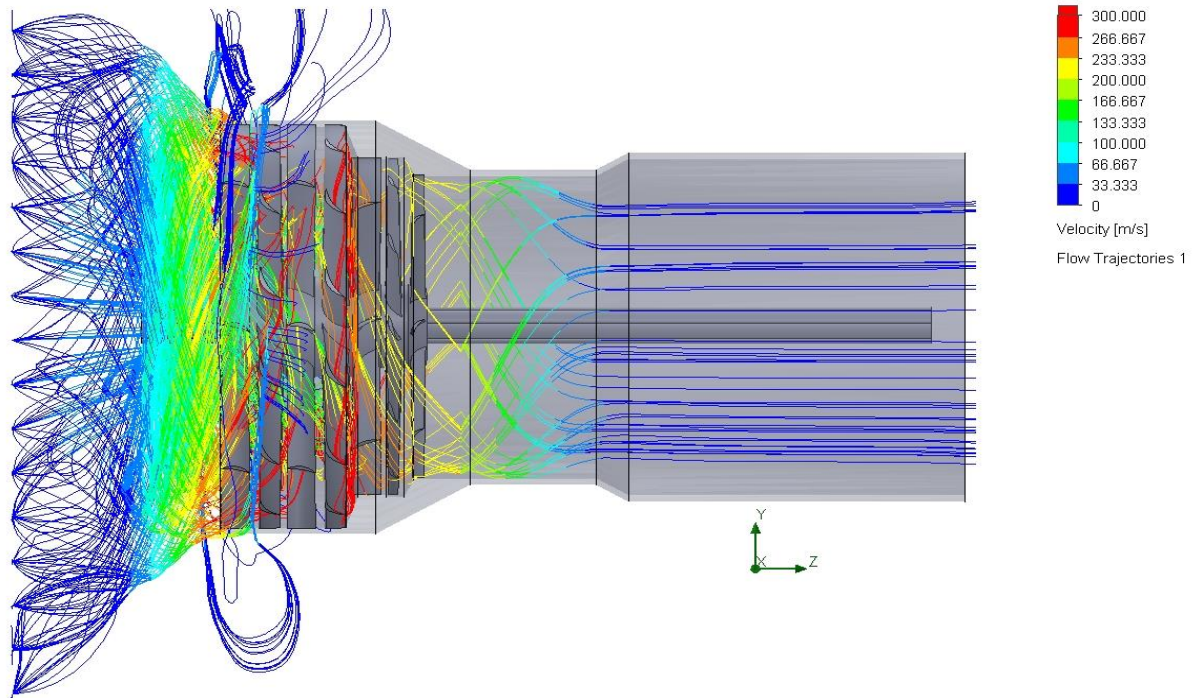


Slika 28. Prikaz temperature u presjeku kompresora

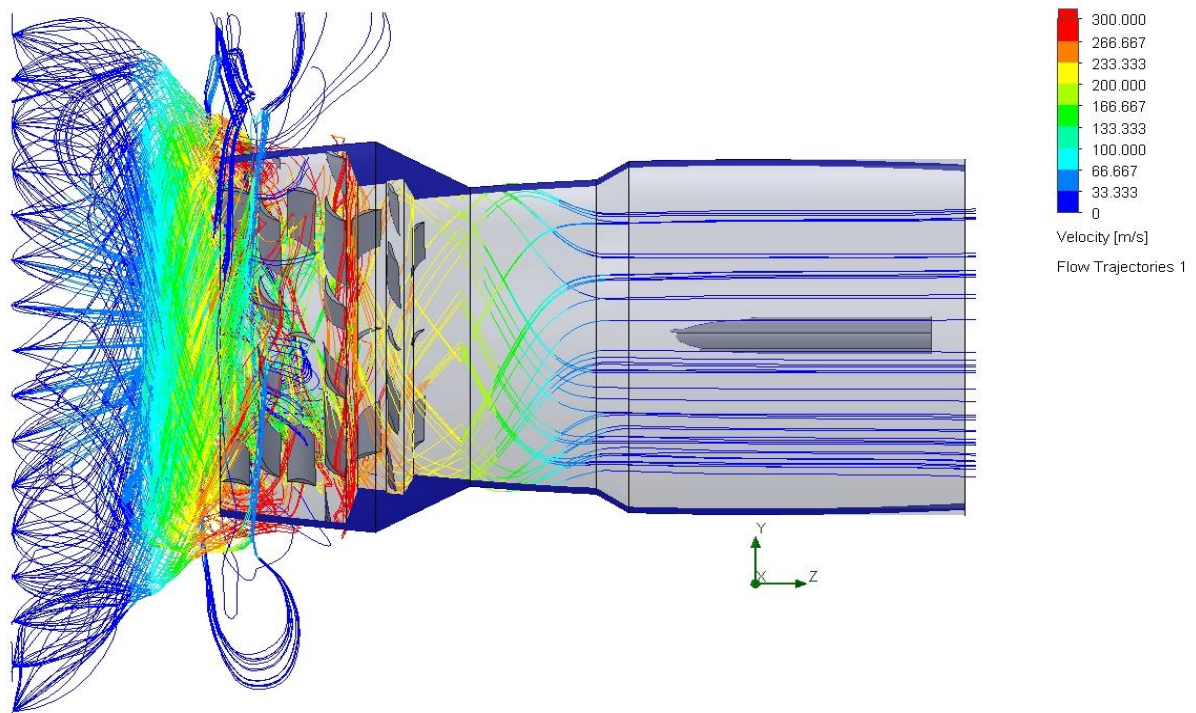
Druga simulacija kompresora biti će simulacija brzine (Slika 29). Ujedno se izrađuje simulaciju na presjek kompresora (Slika 30).

Tok ulazi u sustav s lijeve strane, s putanjama u različitim bojama, što ukazuje na postupno povećanje brzine. Brzina se znatno mijenja kroz različite dijelove. Područja s visokim brzinama (obojana crveno i narančasto) koncentrirana su u određenim zonama lopatica ili rotora što ukazuje na područja intenzivnog ubrzanja.

Područja niske brzine, prikazana plavom i zelenom bojom, uglavnom se nalaze na vanjskom rubu toka, što ukazuje na zone recirkulacije.. Ta područja mogu biti rezultat naglih promjena u geometriji, koje mogu uzrokovati odvajanje i cirkulaciju toka, posebno oko prepreka.



Slika 29. Prikaz brzine - kompresor



Slika 30. Prikaz brzine u presjeku kompresora

Simulacija prikazuje profil brzine kroz kompresor, pri čemu su tokovi i veličine brzine prikazani u različitim bojama. Veće brzine prikazane su crvenom i narančastom bojom, što označava brže kretanje fluida, dok su niže brzine prikazane plavom bojom, označavajući sporije ili recirkulirajuće zone.

Fluid ulazi u kompresor s lijeve strane, a brzine toka značajno variraju. Niže brzine su označene plavom bojom, a više brzine javljaju se kako se tok kreće prema rotorima ili lopaticama. Raspodjela brzine se pojačava blizu lopatica kompresora, gdje crvene i žute boje označavaju porast brzine, vjerojatno zbog ubrzanja fluida dok se komprimira kroz kanale između lopatica. Nakon prolaska kroz lopatice, tok se stabilizira s ravnomjernijim brzinama (prikazane plavom i zelenom bojom) na desnoj strani kompresora, što ukazuje na ujednačeniji izlaz toka.

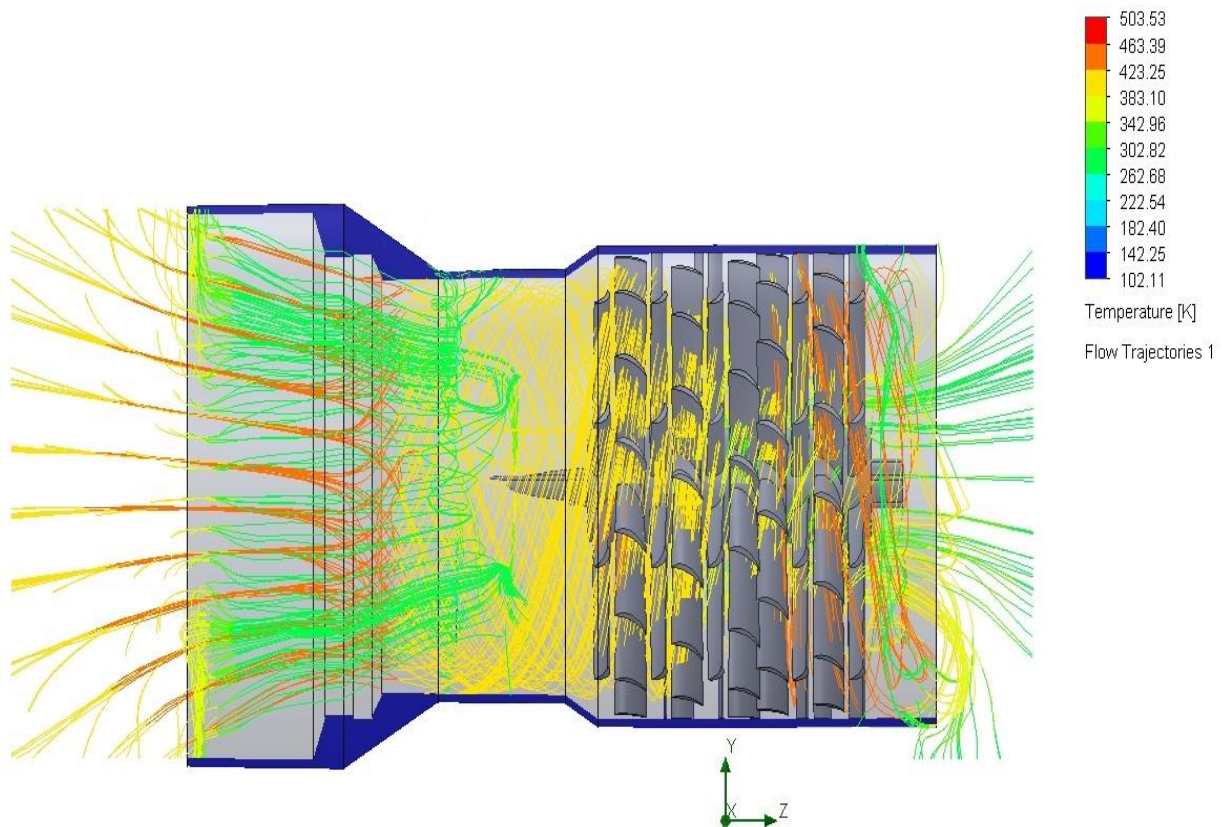
S obzirom da Solidworks nema mogućnost podešavanja tlaka naspram komponenti, već je samo moguće postaviti početni tlak i temperaturu, njegova simulacija ne donosi zadovoljavajuće rezultate iz razloga što je temperatura 20°C i tlak od 1 bar.

5.2. Simulacija turbine

Za razliku od kompresora, kod turbine se ulazni kriterij razlikuje od „standarda“ poput temperature na izlazu komore izgaranja (ulazu turbine), na temelju toga izrađuje se iduća simulaciju.

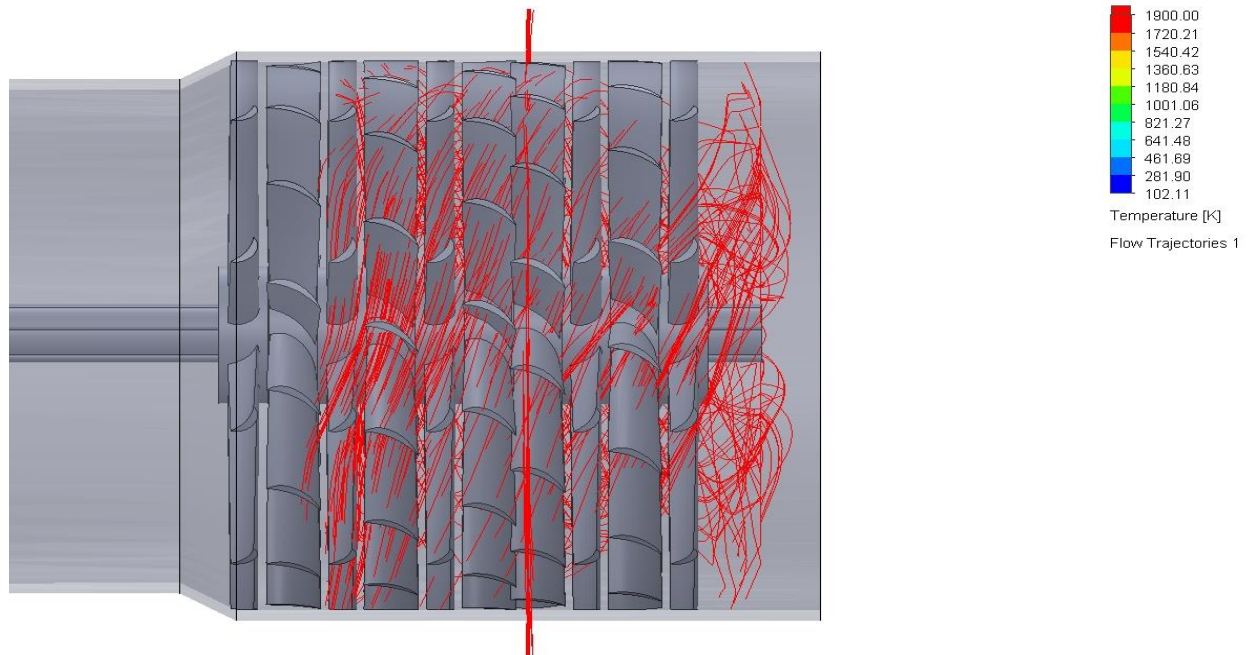
Simulacije koje se ponavljaju kod turbine su iste kao i kod kompresora, a to su simulacija brzine i simulacija temperature.

Simulacija temperature (Slika 31) u prikazu presjeka.



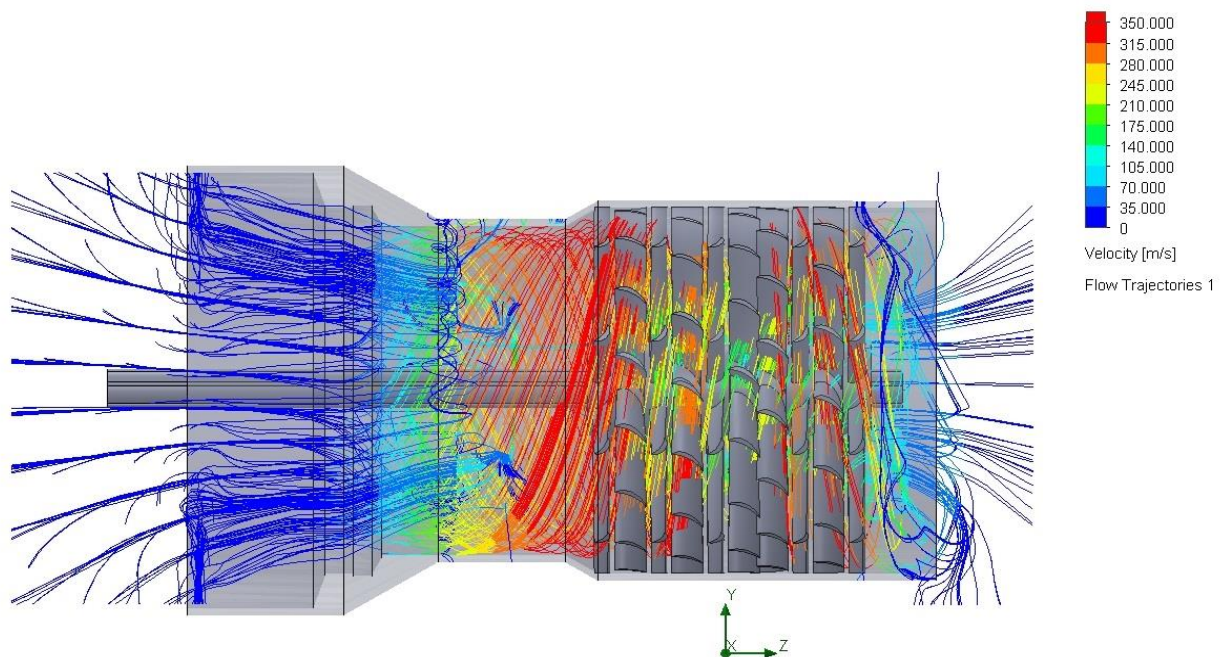
Slika 31. Prikaz temperature na presjek turbine (bez komore izgaranja)

Ovaj prikaz temperature odnosi se na prijašnji prikaz od kompresora, u tom prikazu temperatura od 400 Kelvina ($126\text{ }^{\circ}\text{C}$) ulazi u turbinu i raste do 460 Kelvina ($186\text{ }^{\circ}\text{C}$) i na samom izlazu iz turbine opet opada. U ovom slučaju nije prikazana komora izgaranja koja bi podigla temperaturu iz kompresora na $1600\text{ }^{\circ}\text{C}$. Iz tog razloga prikazuje se simulaciju koja odgovara temperaturi na ulazu u turbinu (Slika 32).

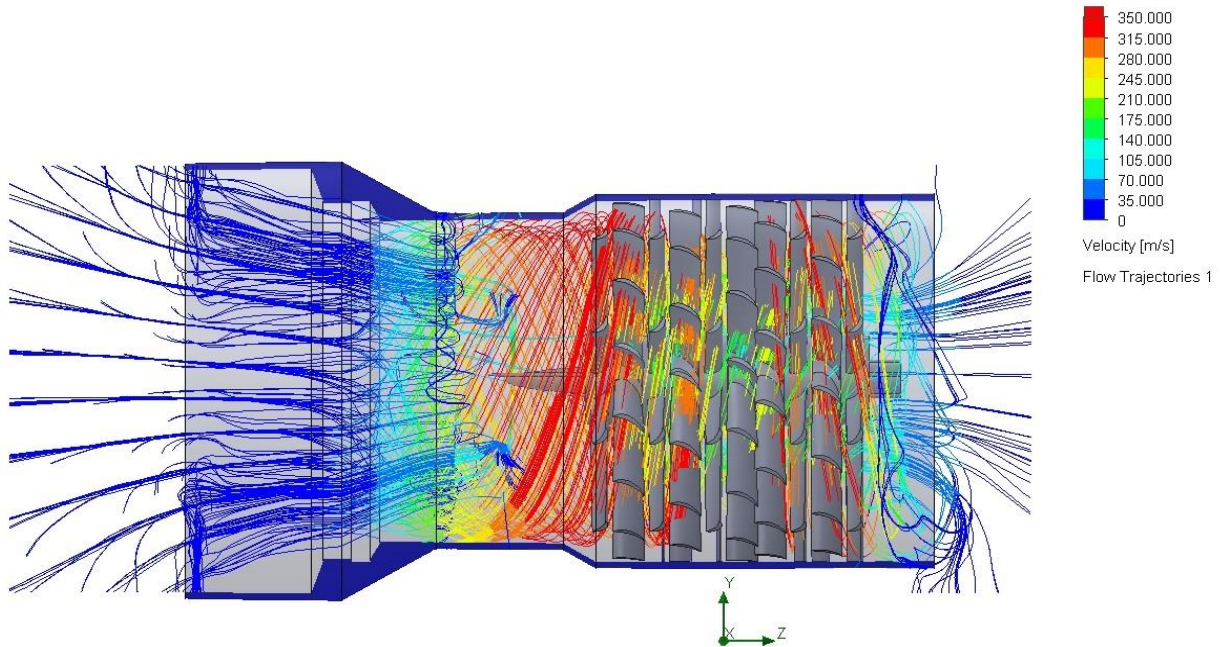


Slika 32. Prikaz prave temperature kroz turbinu (1600°C, 1900K)

Sljedeće su simulacije brzina (Slika 33) i (Slika 34).



Slika 33. Simulacija brzine kroz turbinu

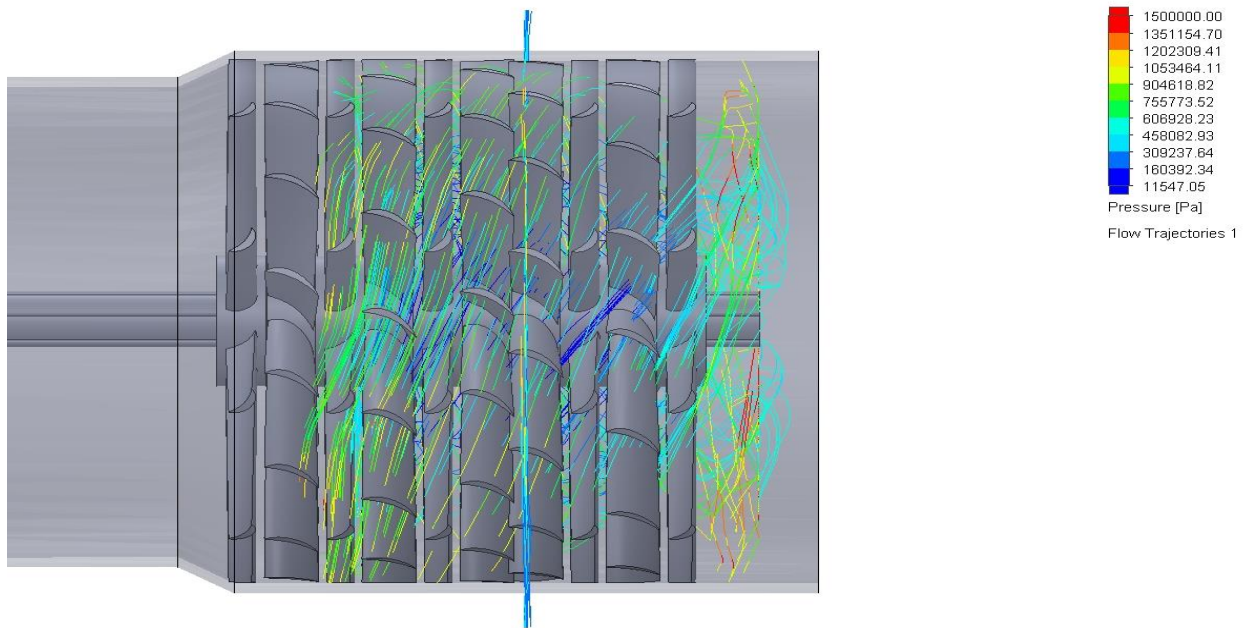


Slika 34. Simulacija brzine kroz turbinu u presjeku

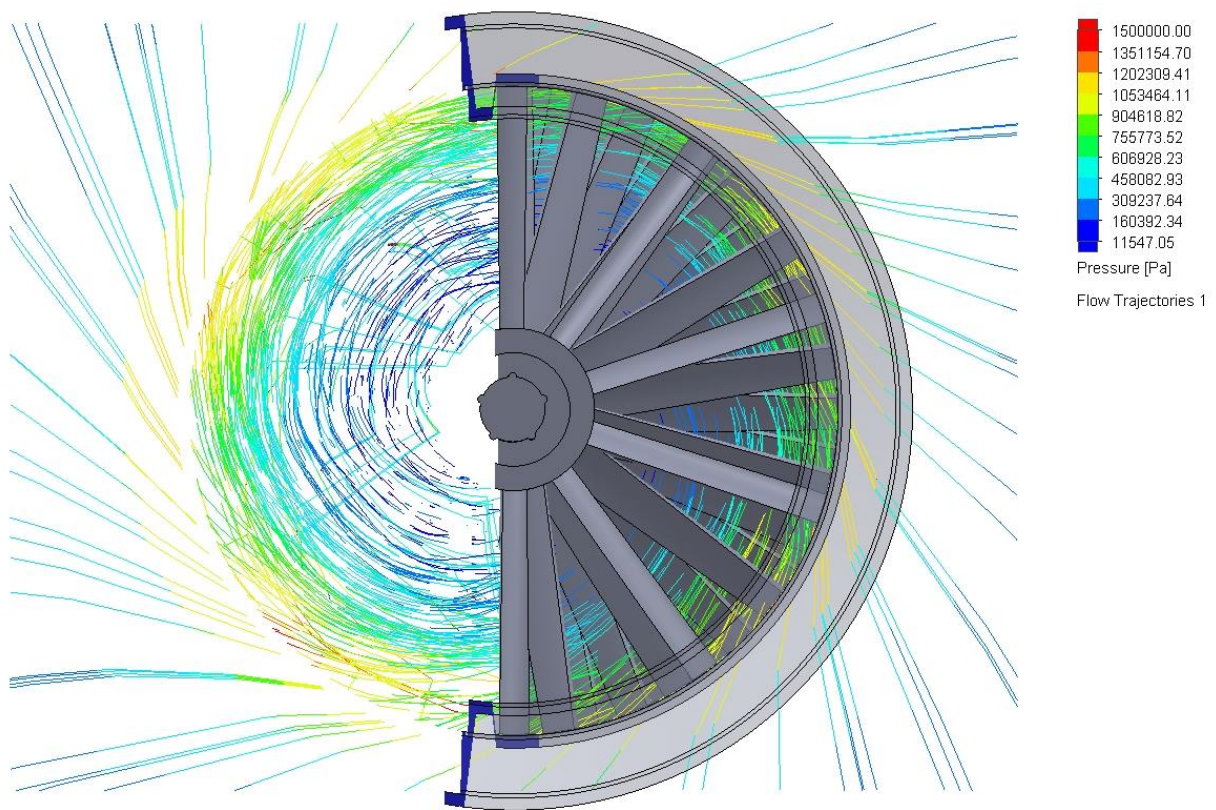
U ovim simulacijama brzina prikazano je kako nastaje maksimalna brzina na ulazu u turbinu kada lopatice zahvaćaju silnice. Ta brzina iznosi 350 do 400 m/s što potvrđuje tezu o brzini ali i potisku kojeg stvaraju visokotlačna i niskotlačna turbina.

Brzina od 350 m/s sugerira da lopatice rade u visokim performansama, uvjetima visokog tlaka i temperature. To je tipično za plinske turbine, gdje energija vrućih plinova pokreće lopatice pri visokim brzinama. Takva brzina može ukazivati na optimalnu iskoristivost kinetičke energije fluida. No, važna su i pitanja vezana za stabilnost strukture zbog velikih centrifugalnih sila i naprezanja. Brzina toka znači da fluid sadrži puno kinetičke energije. To je dobro za prijenos energije, ali je također važno da lopatice ispravno "hvataju" taj tok bez većih gubitaka energije.

Zadnja simulacija koja je prikaza biti će simulacija tlaka (Slika 35) i (Slika 36).



Slika 35. Silnice prikazuju tlak kroz lopatice turbine



Slika 36. Tlak na lopatice turbine prikazane u presjeku

Tlak u rasponu od 9 do 12 bara sugerira da se turbine suočavaju s velikim opterećenjem, što je karakteristično za područja gdje fluid (zrak) ima visok tlak i energiju. Ovaj visok tlak omogućuje lopaticama da generiraju veliku količinu energije tijekom ekspanzije fluida kroz turbine, čime se povećava snaga na izlazu. Na slici bi raspodjela tlaka trebala pokazati visoke tlakove u ulaznom dijelu lopatice i postupno opadanje prema izlaznom dijelu, gdje fluid prelazi u niži tlak.

Na ulaznom dijelu turbine se obično vidi i tlak (blizu 9 bara u ovom slučaju). Visoki tlak na ulazu omogućuje intenzivno ubrzanje fluida dok prelazi preko lopatice. Na izlaznom dijelu turbine tlak postupno pada dok fluid prolazi kroz lopatice, što omogućuje pretvaranje potencijalne energije u kinetičku. Pad tlaka je ključan za prijenos energije i korisnost turbine.

Ako postoje razlike u tlaku između susjednih lopatica, može doći do dodatnog opterećenja i naprezanja, što može uzrokovati savijanje ili čak oštećenje lopatica. U idealnoj situaciji, tlak bi trebao postupno opadati kako fluid prolazi kroz lopatice. Nagli padovi ili porasti tlaka mogu ukazivati na potencijalne zone turbulentnog toka ili odvajanja toka, što može uzrokovati gubitke energije i smanjiti korisnost.

6. Izračun potiska mlaznog motora

„Potisak mlaznog motora je sila koja se generira kada motor izbacuje mlaz plina ili zraka prema unatrag“ [16] [17], prema trećem Newtonovom zakonu, koji kaže da za svaku akciju postoji jednaka i suprotna reakcija. Ova sila potiska omogućuje zrakoplovima, raketama i drugim vozilima koja koriste mlazne motore da se kreću unaprijed.

Funkcija potiska:

- 1) Usisavanje zraka: zrak se usisava u motor kroz usisni otvor.
- 2) Kompresija: usisani zrak se komprimira u kompresoru, što povećava njegovu gustoću i temperaturu.
- 3) Gorivo: gorivo se miješa s komprimiranim zrakom i zapali u komori za izgaranje.
- 4) Ekspanzija: izgaranje stvara visoko-temperaturne plinove koji se šire.
- 5) Ispuh: ovi plinovi se izbacuju kroz mlaznicu, stvarajući potisak.

Izračun potiska mlaznog motora radi se na 2 načina:

- 1) Izračunavanje potisak bez naknadnog sagorijevanja
- 2) Izračunavanje potisak sa naknadnim sagorijevanjem

Podaci:

- 1) Promjer izlaza mlaznice kod naknadnog izgaranja = 0.7 m
- 2) Promjer izlaza mlaznice bez naknadnog izgaranja = 0.5 m
- 3) Maseni tok $\dot{m} = 60$ kg/s
- 4) Gustoća zraka $\rho = 1.225$ kg/m³
- 5) Temperatura ulaza $T_{t,in} = 300$ K (26°C)
- 6) Temperatura ispuha $T_{t,out} = 900$ K (626°C)
- 7) $C_p \approx 1005$ J/(kg·K)

Osnovna „jednadžba za potisak“ [15], [16]:

$$T = \dot{m} \cdot (v_e - v_0) \quad (1)$$

Brzina ispuha bez naknadnog izgaranja može se izračunati iz:

$$v_e = \sqrt{2 \cdot C_p \cdot (T_{t,out} - T_{t,in})} = \sqrt{2 \cdot 1005 \cdot (900 - 300)} = 1098.18 \text{ m/s} \quad (2)$$

Površina izlaza A iz promjera D je:

$$A = \frac{\pi D^2}{4} = \frac{\pi \cdot 0.5^2}{4} = 0.1963 \text{ m}^2 \quad (3)$$

Brzina v_0 se izračunava na način:

$$v_0 = \frac{\dot{m}}{\rho \cdot A} = \frac{60}{1.225 \cdot 0.1963} = 249.51 \text{ m/s} \quad (4)$$

Jednadžba potiska

$$T = \dot{m} \cdot (v_e - v_0) = 60 \cdot (1098.18 - 249.21) = 50 \text{ kN} \quad (1)$$

Rezultat jednadžbe odgovara stvarnom potisku bez operativnog naknadnog izgaranja.

Jednadžba potiska sa operativnim naknadnim izgaranjem:

Koriste se isti izraz za brzinu ispuha, ali sada sa novom temperaturom ispuha (sa 900K - 626°C na 1500K - 1226.85°C):

$$T_{t2,out} = 1500 \text{ K} (1226.85 \text{ °C})$$

v_{e2} = brzina ispuha kod operativnog naknadnog izgaranja (m/s)

A_2 = površina izlaza mlaznice (povećanje mlaznice prilikom naknadnog izgaranja (m^2))

$$A_2 = \frac{\pi D_2^2}{4} = \frac{\pi \cdot 0.7^2}{4} = 0.384 \text{ m}^2 \quad (3)$$

$$v_0 = \frac{\dot{m}}{\rho \cdot A_2} = \frac{60}{1.225 \cdot 0.384} = 127.5 \text{ m/s} \quad (4)$$

$$v_{e2} = \sqrt{2 \cdot C_p \cdot (T_{t2,out} - T_{t,in})} = \sqrt{2 \cdot 1005 \cdot (1500 - 300)} = 1553.06 \text{ m/s} \quad (2)$$

„Jednadžba potiska sa operativnim naknadnim izgaranjem“ [15] [16] :

T_{AB} = potisak prilikom korištenja naknadnog izgaranja

$$T_{AB} = \dot{m} \cdot (v_{e2} - v_0) = 60 \cdot (1553.06 - 127.5) = 85 \text{ kN} \quad (6)$$

Dobiveni rezultati odgovaraju dobivenim dijagramima i rezultatima iz EES programa.

ZAKLJUČAK

Zaključak ovog rada temelji se na analizi rada turbo ventilatorskog mlaznog motora s naknadnim izgaranjem kroz termodinamičke proračune, dijagrame T-s i P-v, te CFD simulacije. Kroz rad su istražene komponente i procesi unutar ovog tipa motora, što je omogućilo sveobuhvatan uvid u njegov rad i karakteristike.

Turbo ventilatorski mlazni motor s naknadnim izgaranjem pokazao se kao visoko efikasan pogonski sustav koji osigurava značajan porast potiska pri aktiviranju naknadnog izgaranja, iako po cijenu veće potrošnje goriva. Kroz termodinamičke proračune pomoću programa EES utvrđeni su ključni radni parametri i omjeri tlakova u različitim fazama rada motora, što je dalo osnovu za razumijevanje procesa kompresije, sagorijevanja i ekspanzije. Dijagrami T-s i P-v dodatno su potvrdili visoku korisnost ciklusa motora, ističući utjecaj temperature i tlaka na dobivenu izlaznu snagu i potisak.

Praktična primjena CFD simulacija omogućila je detaljnu vizualizaciju temperaturnih i brzinskih profila unutar kompresora i turbine, naglašavajući kako su visoki tlak i temperatura ključni za postizanje optimalnog potiska i performansi motora. Analiza je također pokazala kako dodatno ubrizgavanje goriva u ispušni tok znatno povećava brzinu ispuha, čime se ostvaruje potrebna sila za nadzvučne brzine.

Zaključno, rezultati dobiveni analizom ukazuju na to da turbo ventilatorski mlazni motor s naknadnim izgaranjem predstavlja optimalno rješenje za vojne zrakoplove koji zahtijevaju brzinu, snagu i prilagodljivost različitim uvjetima leta. Korisnost ovog motora, kombinirana s mogućnošću naknadnog izgaranja, omogućuje mu da ispuni zahtjeve suvremenih zračnih operacija i prilagodi se specifičnim potrebama visoke pokretljivosti i brzih manevriranja, što ga čini jednim od ključnih komponenti u vojnoj avijaciji.

LITERATURA

- [1] (Internetski izvor) F404 specifikacije <https://www.geaerospace.com/military-defense/engines/f404>
- [2] „Aircraft Engine Design“- Jack D. Mattingly, William H. Heiser, David T. Pratt
- [3] „The Jet Engine“ - Rolls-Royce, dostupno na internetskom izvoru: <https://www.valentiniweb.com/piermo/meccanica/mat/Rolls%20Royce%20-%20The%20Jet%20Engine.pdf>
- [4] „ENERGETSKI STROJEVI I SUSTAVI“ - dr.sc. Nenad Mustapić Prof.dr.sc. Zvonimir Guzović Prof.dr.sc. Branko Staniša
- [5] „Influence of Operation Conditions and Ambient Temperature on Performance of Gas Turbine Power Plant“ - M. M. Rahman^{1,2},Thamir K. Ibrahim¹, K. Kadirgama¹, R. Mamat¹ and Rosli A. Bakar¹
- [6] „ESSENTIAL EQUATIONS OF TURBOMACHINES“ - Jiří Škorpík
- [7] „Overview of Gas Turbine Augmentor Design, operation And Combustion Oscillation“ - Houshang B. Ebrahimi Aerospace Testing Alliance Arnold Engineering Development Center Arnold Air Force Base, TN 37389-901
- [8] „Aircraft Double-Spool Single Jet Engine with Afterburning System“ - ALEXANDRU NICOLAE TUDOSIE, Avionics Department, Faculty of Electrical Engineering, University of Craiova 105-107 Decebal Blvd., Craiova, Dolj, ROMANIA
- [9] „EXPERIMENTAL EVALUATION OF A TF30-P-3 TURBOFAN ENGINE IN AN ALTITUDE FACILITY: AFTERBURNER PERFORMANCE AND ENGINE-AFTERBURNER OPERATING LIMITS“ - John E, McAulay and Muhmood Abdelwuhub Lewis Research Center Clecelmd, Ohio 44135

- [10] THE GENERAL ELECTRIC F404- ENGINE OF THE RAAF's NEW FIGHTER“ - Denis Frith...DEPARTMENT OF DEFENCE SCIENCE AND TECHNOLOGY ORGANISATION, AERONAUTICAL RESEARCH LABORATORIES MELBOURNE, VICTORIA
- [11] „GAS TURBINE THERMODYNAMIC AND PERFORMANCE ANALYSIS METHODS USING AVAILABLE CATALOG DANA“ - K.A.B.Pathirathna
- [12] (Internetski izvor),„NATOPS FLIGHT MANUAL NAVY MODEL F/A-18E/F 165533 AND UP AIRCRAFT“ -THIS PUBLICATION SUPERSEDES A1-F18EA-NFM-000 DATED 1 DECEMBER 2004 CHANGED 1 AUGUST 2006:
<https://info.publicintelligence.net/F18-ABCD-000.pdf>
- [13] „Exhaust-Gas Pressure and Temperature Survey of F404-GE-400 Turbofan Engine“ - James T. Walton and Frank W. Burcham, Jr.
- [14] NASA Technical Measurement Memorandum, „ Effects on the Calculation In-Flight Thrust an F404 Turbofan of for Engine“ - Timothy Ames Dryden Edwards, R. Connors Research Flight Center Research
- [15] (Internetski izvor) – „Thrust Equation“ NASA Glenn Research Center:
<https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/thrust-force/>
- [16] (Internetski izvor) „Afterburning Jet Thrust“- NASA: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/turbab.html#:~:text=If%20the%20free%20stream%20conditions,flow%20rate%20times%20the%20velocity.>
- [17] (Internetski izvor) „Afterburning Turbojet“ – NASA: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/Animation/turbtyp/etat.html>
- [18] (Internetski izvor) „Braytonov ciklus“: https://www.mechstudies.com/brayton-cycle-actual-diagram-equations-ts-ps-formula/?utm_content=cmp-true

- [19] „TERMODINAMIKA I“ – ANTUN GALOVIĆ
- [20] (Internetski izvor) „Jet Engine Design: Afterburning“ :
<https://aerospaceengineeringblog.com/jet-engine-design-afterburning/>
- [21] (Internetski izvor) „The Major Components of Jet Engines“ :
<https://www.aviationpartsworld.com/blog/the-major-components-of-jet-engines/>
- [22] (Internetski izvor) „Multistage Axial Compressors“:
<https://web.mit.edu/16.unified/www/FALL/thermodynamics/notes/node92.html>
- [23] (Internetski izvor) VORTEX PARTICLE METHOD FOR AERODYNAMIC ANALYSIS: PARALLEL SCALABILITY AND EFFICIENCY. Ibrahim1, G. Morgenthal2 :
https://upcommons.upc.edu/bitstream/handle/2117/188289/Particles_2015-96_Vortex%20particle%20method.pdf
- [24] (Internetski izvor slike), Katapultacija F18 prilikom operativnog naknadnog izgaranja :
<https://timelessmoon.getarchive.net/amp/media/an-fa-18e-super-hornet-from-strike-fighter-squadron-31e635>
- [25] AFWAL-TR-88-2040 AD-A 197 270, PROPERTIES OF JP-8 JET FUEL - Charles R. Martel Fuels Branch Fuels and Lubrication Division

PRILOZI

- 1) EES programski kod za izračun
- 2) CD-R disc

EES kod za izračun turbo ventilatorskog mlaznog motora sa naknadnim izgaranje (naknadno izgaranje NIJE operativno)

```

wf$ = 'Air'           " Working fluid is air"
P_ratio_LPC = 2       " Low Pressure Compressor Pressure Ratio"
P_ratio_HPC = 6       " High Pressure Compressor Pressure Ratio"
P_ratio_overall = P_ratio_LPC * P_ratio_HPC " Overall Pressure Ratio"
T_inlet = 15 [C]      " Inlet Temperature (ISA standard at sea level)"
P_inlet = 1 [bar]     " Inlet Pressure (Atmospheric pressure)"

T_combustion_chamber_exit = 1600 [C] " Temperature after combustion"
m_dot = 60 [kg/s]     " Mass flow rate for a high-thrust engine"
ETA_C = 0,85          " Compressor Efficiency"
ETA_T = 0,89          " Turbine Efficiency"
ETA_N = 0,98          " Nozzle Efficiency"
LHV = 43200 [kJ/kg]   " Lower Heating Value of JP8 FUEL"

"Inlet conditions (State 1)"
T[1] = T_inlet
P[1] = P_inlet
h[1] = enthalpy(wf$, T = T[1])
s[1] = entropy(wf$, T = T[1]; P = P[1])
v[1] = volume(wf$, T = T[1]; P = P[1]) " Specific Volume at State 1"

"Low Pressure Compressor (LPC) (State 1 to 2)"
P[2] = P[1] * P_ratio_LPC
s_s[2] = s[1]
T_s[2] = temperature(wf$, s = s_s[2]; P = P[2])

```

$$h_{s[2]} = \text{enthalpy}(\text{wf\$}; T = T_{s[2]})$$

$$h[2] = h[1] + \text{ETA_C} * (h_{s[2]} - h[1])$$

$$T[2] = \text{temperature}(\text{wf\$}; h = h[2])$$

$$s[2] = \text{entropy}(\text{wf\$}; T = T[2]; P = P[2])$$

$$v[2] = \text{volume}(\text{wf\$}; T = T[2]; P = P[2]) \text{ " Specific Volume at State 2"}$$

"Work of Low-Pressure Compressor (LPC)"

$$W_{\text{dot_LPC}} = m_{\text{dot}} * (h[2] - h[1])$$

"High Pressure Compressor (HPC) (State 2 to 3)"

$$P[3] = P[2] * P_{\text{ratio_HPC}}$$

$$s_{s[3]} = s[2]$$

$$T_{s[3]} = \text{temperature}(\text{wf\$}; s = s_{s[3]}; P = P[3])$$

$$h_{s[3]} = \text{enthalpy}(\text{wf\$}; T = T_{s[3]})$$

$$h[3] = h[2] + \text{ETA_C} * (h_{s[3]} - h[2])$$

$$T[3] = \text{temperature}(\text{wf\$}; h = h[3])$$

$$s[3] = \text{entropy}(\text{wf\$}; T = T[3]; P = P[3])$$

$$v[3] = \text{volume}(\text{wf\$}; T = T[3]; P = P[3]) \text{ " Specific Volume at State 3"}$$

"Work of High-Pressure Compressor (HPC)"

$$W_{\text{dot_HPC}} = m_{\text{dot}} * (h[3] - h[2])$$

"Total Compressor Work Needed"

$$W_{\text{dot_C_total}} = W_{\text{dot_LPC}} + W_{\text{dot_HPC}}$$

"Define a generator load slightly higher than compressor work (e.g., 5% excess)"

$$W_{\text{dot_generator}} = 0,05 * W_{\text{dot_C_total}}$$

$$W_{\text{dot_required_total}} = W_{\text{dot_C_total}} + W_{\text{dot_generator}} \text{ " Total work required by compressors + generator"}$$

"Combustion Chamber (State 3 to 4)"

$P[4] = P[3]$ " Pressure remains constant through the combustion chamber"

$h[4] = \text{enthalpy}(\text{wf}; T = T_{\text{combustion_chamber_exit}})$ " Heat added in the combustion chamber"

$T[4] = \text{temperature}(\text{wf}; h = h[4])$

$s[4] = \text{entropy}(\text{wf}; T = T[4]; P = P[4])$

$v[4] = \text{volume}(\text{wf}; T = T[4]; P = P[4])$ " Specific Volume at State 4"

"High-Pressure Turbine (HPT) (State 4 to 5)"

$W_{\text{dot_HPT}} = W_{\text{dot_HPC}}$ " Match work of HPC"

$h[5] = h[4] - W_{\text{dot_HPT}} / m_{\text{dot}}$ " Set enthalpy drop to provide required HPC work"

$T[5] = \text{temperature}(\text{wf}; h = h[5])$

$P[5] = \text{pressure}(\text{wf}; h = h[5]; s = s[4])$ " Calculate exit pressure of HPT based on enthalpy drop"

$s[5] = \text{entropy}(\text{wf}; T = T[5]; P = P[5])$

$v[5] = \text{volume}(\text{wf}; T = T[5]; P = P[5])$ " Specific Volume at State 5"

"Low-Pressure Turbine (LPT) (State 5 to 6)"

$W_{\text{dot_LPT}} = W_{\text{dot_LPC}} + W_{\text{dot_generator}}$ " Match work of LPC plus generator load"

$h[6] = h[5] - W_{\text{dot_LPT}} / m_{\text{dot}}$ " Set enthalpy drop to provide required LPC work and generator load"

$T[6] = \text{temperature}(\text{wf}; h = h[6])$

$P[6] = \text{pressure}(\text{wf}; h = h[6]; s = s[5])$ " Calculate exit pressure of LPT based on enthalpy drop"

$s[6] = \text{entropy}(\text{wf}; T = T[6]; P = P[6])$

$v[6] = \text{volume}(\text{wf}; T = T[6]; P = P[6])$ " Specific Volume at State 6"

"Nozzle (State 6 to 7)"

$P[7] = P[6] * 0,5$ " Assume nozzle exit pressure is half of $P[6]$ "

$h[7] = h[6] - \text{ETA_N} * (h[6] - \text{enthalpy}(\text{wf}; P = P[7]; s = s[6]))$ " Nozzle exit enthalpy"

$T[7] = \text{temperature}(\text{wf}; h = h[7])$ " Final exit temperature after nozzle"

$s[7] = \text{entropy}(\text{wf}; T = T[7]; P = P[7])$

$v[7] = \text{volume}(wf\$; T = T[7]; P = P[7])$ " Specific Volume at State 7"

"Cycle analysis"

$W_{\text{dot_C}} = W_{\text{dot_LPC}} + W_{\text{dot_HPC}}$

$W_{\text{dot_T}} = W_{\text{dot_HPT}} + W_{\text{dot_LPT}} + W_{\text{dot_generator}}$

$W_{\text{dot_NET}} = W_{\text{dot_T}} - W_{\text{dot_required_total}}$ " Net work with generator load"

$Q_{\text{dot_in}} = m_{\text{dot}} * (h[4] - h[3])$

$\text{ETA_CPIT} = W_{\text{dot_NET}} / Q_{\text{dot_in}}$

$\text{BWR} = W_{\text{dot_C}} / W_{\text{dot_T}}$ " Back Work Ratio"

"Plot T,s_diagram - using states from 1 to 7"

$T_{\text{plot}}[1] = T[1]$ " Inlet temperature"

$T_{\text{plot}}[2] = T[2]$ " Low-pressure compressor exit"

$T_{\text{plot}}[3] = T[3]$ " High-pressure compressor exit"

$T_{\text{plot}}[4] = T[4]$ " Combustion Chamber"

$T_{\text{plot}}[5] = T[5]$ " High-pressure turbine exit"

$T_{\text{plot}}[6] = T[6]$ " Low-pressure turbine exit"

$T_{\text{plot}}[7] = T[7]$ " Nozzle exit"

$s_{\text{plot}}[1] = s[1]$

$s_{\text{plot}}[2] = s[2]$

$s_{\text{plot}}[3] = s[3]$

$s_{\text{plot}}[4] = s[4]$

$s_{\text{plot}}[5] = s[5]$

$s_{\text{plot}}[6] = s[6]$

$s_{\text{plot}}[7] = s[7]$

"Plot specific volumes"

```
v_plot[1] = v[1] " Specific Volume at State 1"  
v_plot[2] = v[2] " Specific Volume at State 2"  
v_plot[3] = v[3] " Specific Volume at State 3"  
v_plot[4] = v[4] " Specific Volume at State 4"  
v_plot[5] = v[5] " Specific Volume at State 5"  
v_plot[6] = v[6] " Specific Volume at State 6"  
v_plot[7] = v[7] " Specific Volume at State 7"
```

"Plot pressures for p_plot"

```
p_plot[1] = P[1]    " Inlet pressure"  
p_plot[2] = P[2]    " Low-pressure compressor exit pressure"  
p_plot[3] = P[3]    " High-pressure compressor exit pressure"  
p_plot[4] = P[4]    " Combustion Chamber pressure"  
p_plot[5] = P[5]    " High-pressure turbine exit pressure"  
p_plot[6] = P[6]    " Low-pressure turbine exit pressure"  
p_plot[7] = P[7]    " Nozzle exit pressure"
```

EES kod za izračun turbo ventilatorskog mlaznog motora sa naknadnim izgaranje (naknadno izgaranje JE operativno)

```
wf$ = 'Air'          " Working fluid is air"  
P_ratio_LPC = 2      " Low Pressure Compressor Pressure Ratio"  
P_ratio_HPC = 6      " High Pressure Compressor Pressure Ratio"  
P_ratio_overall = P_ratio_LPC * P_ratio_HPC " Overall Pressure Ratio"  
T_inlet = 15 [C]     " Inlet Temperature (ISA standard at sea level)"  
P_inlet = 1 [bar]    " Inlet Pressure (Atmospheric pressure)"  
  
T_combustion_chamber_exit = 1600 [C] " Temperature after combustion"
```

$T_{\text{afterburner_exit}} = 2400$ [C] " Afterburner exit temperature"

$m_{\text{dot}} = 60$ [kg/s] " Mass flow rate for a high-thrust engine"

$ETA_C = 0,85$ " Compressor Efficiency"

$ETA_T = 0,89$ " Turbine Efficiency"

$ETA_N = 0,98$ " Nozzle Efficiency"

$LHV = 43200$ [kJ/kg] " Lower Heating Value of JP8 FUEL"

"Inlet conditions (State 1)"

$T[1] = T_{\text{inlet}}$

$P[1] = P_{\text{inlet}}$

$h[1] = \mathbf{enthalpy}(wf\$; T = T[1])$

$s[1] = \mathbf{entropy}(wf\$; T = T[1]; P = P[1])$

$v[1] = \mathbf{volume}(wf\$; T = T[1]; P = P[1])$ " Specific Volume at State 1"

"Low Pressure Compressor (LPC) (State 1 to 2)"

$P[2] = P[1] * P_{\text{ratio_LPC}}$

$s_{\text{s}}[2] = s[1]$

$T_{\text{s}}[2] = \mathbf{temperature}(wf\$; s = s_{\text{s}}[2]; P = P[2])$

$h_{\text{s}}[2] = \mathbf{enthalpy}(wf\$; T = T_{\text{s}}[2])$

$h[2] = h[1] + ETA_C * (h_{\text{s}}[2] - h[1])$

$T[2] = \mathbf{temperature}(wf\$; h = h[2])$

$s[2] = \mathbf{entropy}(wf\$; T = T[2]; P = P[2])$

$v[2] = \mathbf{volume}(wf\$; T = T[2]; P = P[2])$ " Specific Volume at State 2"

"Work of Low-Pressure Compressor (LPC)"

$W_{\text{dot_LPC}} = m_{\text{dot}} * (h[2] - h[1])$

"High Pressure Compressor (HPC) (State 2 to 3)"

$$P[3] = P[2] * P_ratio_HPC$$

$$s_s[3] = s[2]$$

$$T_s[3] = \text{temperature}(wf\$; s = s_s[3]; P = P[3])$$

$$h_s[3] = \text{enthalpy}(wf\$; T = T_s[3])$$

$$h[3] = h[2] + ETA_C * (h_s[3] - h[2])$$

$$T[3] = \text{temperature}(wf\$; h = h[3])$$

$$s[3] = \text{entropy}(wf\$; T = T[3]; P = P[3])$$

$$v[3] = \text{volume}(wf\$; T = T[3]; P = P[3]) \text{ " Specific Volume at State 3"}$$

"Work of High-Pressure Compressor (HPC)"

$$W_dot_HPC = m_dot * (h[3] - h[2])$$

"Total Compressor Work Needed"

$$W_dot_C_total = W_dot_LPC + W_dot_HPC$$

"Define a generator load slightly higher than compressor work (e.g., 5% excess)"

$$W_dot_generator = 0,05 * W_dot_C_total$$

$$W_dot_required_total = W_dot_C_total + W_dot_generator \text{ " Total work required by compressors + generator"}$$

"Combustion Chamber (State 3 to 4)"

$$P[4] = P[3] \text{ " Pressure remains constant through the combustion chamber"}$$

$$h[4] = \text{enthalpy}(wf\$; T = T_combustion_chamber_exit) \text{ " Heat added in the combustion chamber"}$$

$$T[4] = \text{temperature}(wf\$; h = h[4])$$

$$s[4] = \text{entropy}(wf\$; T = T[4]; P = P[4])$$

$$v[4] = \text{volume}(wf\$; T = T[4]; P = P[4]) \text{ " Specific Volume at State 4"}$$

"High-Pressure Turbine (HPT) (State 4 to 5)"

$$W_dot_HPT = W_dot_HPC \text{ " Match work of HPC"}$$

$$h[5] = h[4] - W_dot_HPT / m_dot \text{ " Set enthalpy drop to provide required HPC work"}$$

$T[5] = \text{temperature}(\text{wf}; h = h[5])$

$P[5] = \text{pressure}(\text{wf}; h = h[5]; s = s[4])$ " Calculate exit pressure of HPT based on enthalpy drop"

$s[5] = \text{entropy}(\text{wf}; T = T[5]; P = P[5])$

$v[5] = \text{volume}(\text{wf}; T = T[5]; P = P[5])$ " Specific Volume at State 5"

"Low-Pressure Turbine (LPT) (State 5 to 6)"

$W_{\text{dot_LPT}} = W_{\text{dot_LPC}} + W_{\text{dot_generator}}$ " Match work of LPC plus generator load"

$h[6] = h[5] - W_{\text{dot_LPT}} / m_{\text{dot}}$ " Set enthalpy drop to provide required LPC work and generator load"

$T[6] = \text{temperature}(\text{wf}; h = h[6])$

$P[6] = \text{pressure}(\text{wf}; h = h[6]; s = s[5])$ " Calculate exit pressure of LPT based on enthalpy drop"

$s[6] = \text{entropy}(\text{wf}; T = T[6]; P = P[6])$

$v[6] = \text{volume}(\text{wf}; T = T[6]; P = P[6])$ " Specific Volume at State 6"

"Afterburner (State 6 to 7)"

$P[7] = P[6]$ " Pressure remains constant through the afterburner"

$h[7] = h[6] + 0,5 * (h[4] - h[3])$ " Heat added in afterburner"

$T[7] = T_{\text{afterburner_exit}}$

$s[7] = \text{entropy}(\text{wf}; T = T[7]; P = P[7])$

$v[7] = \text{volume}(\text{wf}; T = T[7]; P = P[7])$ " Specific Volume at State 7"

"Nozzle (State 7 to 8)"

$P[8] = P[7] * 0,5$ " Assume nozzle exit pressure is half of P[7]"

$h[8] = h[7] - \text{ETA_N} * (h[7] - \text{enthalpy}(\text{wf}; P = P[8]; s = s[7]))$ " Nozzle exit enthalpy"

$T[8] = \text{temperature}(\text{wf}; h = h[8])$ " Final exit temperature after nozzle"

$s[8] = \text{entropy}(\text{wf}; T = T[8]; P = P[8])$

$v[8] = \text{volume}(\text{wf}; T = T[8]; P = P[8])$ " Specific Volume at State 8"

"Cycle analysis"

$$W_{\dot{C}} = W_{\dot{LPC}} + W_{\dot{HPC}}$$

$$W_{\dot{T}} = W_{\dot{HPT}} + W_{\dot{LPT}} + W_{\dot{\text{generator}}}$$

$$W_{\dot{\text{NET}}} = W_{\dot{T}} - W_{\dot{\text{required_total}}} \text{ " Net work with generator load"}$$

$$Q_{\dot{\text{in}}} = m_{\dot{}} * (h[4] - h[3])$$

$$\text{ETA}_{\text{CPIT}} = W_{\dot{\text{NET}}} / Q_{\dot{\text{in}}}$$

$$\text{BWR} = W_{\dot{C}} / W_{\dot{T}} \text{ " Back Work Ratio"}$$

"Plot T,s_diagram - using states from 1 to 8"

$$T_{\text{plot}[1]} = T[1] \text{ " Inlet temperature"}$$

$$T_{\text{plot}[2]} = T[2] \text{ " Low-pressure compressor exit"}$$

$$T_{\text{plot}[3]} = T[3] \text{ " High-pressure compressor exit"}$$

$$T_{\text{plot}[4]} = T[4] \text{ " Combustion Chamber"}$$

$$T_{\text{plot}[5]} = T[5] \text{ " High-pressure turbine exit"}$$

$$T_{\text{plot}[6]} = T[6] \text{ " Low-pressure turbine exit"}$$

$$T_{\text{plot}[7]} = T[7] \text{ " Afterburner exit"}$$

$$T_{\text{plot}[8]} = T[8] \text{ " Nozzle exit"}$$

$$s_{\text{plot}[1]} = s[1]$$

$$s_{\text{plot}[2]} = s[2]$$

$$s_{\text{plot}[3]} = s[3]$$

$$s_{\text{plot}[4]} = s[4]$$

$$s_{\text{plot}[5]} = s[5]$$

$$s_{\text{plot}[6]} = s[6]$$

$$s_{\text{plot}[7]} = s[7]$$

$$s_{\text{plot}[8]} = s[8]$$

"Plot specific volumes"

$$v_{\text{plot}[1]} = v[1] \text{ " Specific Volume at State 1"}$$

v_plot[2] = v[2] " Specific Volume at State 2"

v_plot[3] = v[3] " Specific Volume at State 3"

v_plot[4] = v[4] " Specific Volume at State 4"

v_plot[5] = v[5] " Specific Volume at State 5"

v_plot[6] = v[6] " Specific Volume at State 6"

v_plot[7] = v[7] " Specific Volume at State 7"

v_plot[8] = v[8] " Specific Volume at State 8"

"Plot pressures for p_plot"

p_plot[1] = P[1] " Inlet pressure"

p_plot[2] = P[2] " Low-pressure compressor exit pressure"

p_plot[3] = P[3] " High-pressure compressor exit pressure"

p_plot[4] = P[4] " Combustion Chamber pressure"

p_plot[5] = P[5] " High-pressure turbine exit pressure"

p_plot[6] = P[6] " Low-pressure turbine exit pressure"

p_plot[7] = P[7] " Afterburner pressure"

p_plot[8] = P[8] " Nozzle exit pressure"