

# Termodinamički principi rada mlaznih motora

---

Coha, Rafaela

Undergraduate thesis / Završni rad

2021

Degree Grantor / Ustanova koja je dodijelila akademski / stručni stupanj: **University of Zagreb, Faculty of Chemical Engineering and Technology / Sveučilište u Zagrebu, Fakultet kemijskog inženjerstva i tehnologije**

Permanent link / Trajna poveznica: <https://um.nsk.hr/um:nbn:hr:149:128037>

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

Download date / Datum preuzimanja: **2024-09-27**



Repository / Repozitorij:

[Repository of Faculty of Chemical Engineering and Technology University of Zagreb](#)



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU  
FAKULTET KEMIJSKOG INŽENJERSTVA I TEHNOLOGIJE  
SVEUČILIŠNI PREDDIPLOMSKI STUDIJ

Rafaela Coha

ZAVRŠNI RAD

Zagreb, rujan 2021.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU  
FAKULTET KEMIJSKOG INŽENJERSTVA I TEHNOLOGIJE  
SVEUČILIŠNI PREDDIPLOMSKI STUDIJ

Rafaela Coha

**Termodinamički principi rada mlaznih motora**

ZAVRŠNI RAD

Voditelj rada: prof. dr. sc. Veljko Filipan

Članovi ispitnog povjerenstva: prof. dr. sc. Veljko Filipan

prof. dr. sc. Igor Sutlović

izv. prof. dr. sc. Vladimir Dananić

prof. dr. sc. Emi Govorčin Bajsić

Zagreb, rujan 2021.

*Zahvaljujem se svom mentoru prof. dr. sc. Veljku Filipanu na prijedlogu zanimljive teme i iskazanoj susretljivosti tijekom pisanja završnog rada.*

*Posebno hvala mojoj obitelji, dečku i prijateljima koji su mi bili velika podrška i moj najveći oslonac tijekom cijelog preddiplomskog studija.*

## Sažetak

Cilj ovog rada je prikazati termodinamički princip rada mlaznog motora. Na početku rada napravljen je kratak osvrt na razvoja mlaznih motora kroz povijest. Prikazana je i osnovna podjela mlaznih motora te prednosti i nedostaci svake vrste. Nadalje, opisani su osnovni dijelovi mlaznog motora i njihova funkcija. U radu je opisano i prikazano jednadžbama kako nastaje potisak te je prikazan izvod do jednostavnog izraza za računanje potiska. Zatim je opisana termodinamika mlaznih motora. Prikazani su idealni i stvarni Braytonov ciklus te su navedeni gubici stvarnog ciklusa. Osim općenitog prikaza Braytonovog ciklusa, na kraju rada je prikazana termodinamička analiza turbomlaznog motora.

Ključne riječi: mlazni motor, potisak, Braytonov ciklus, turbomlazni motor

## **Abstract**

The purpose of this paper is to present the thermodynamic principle of a jet engine. A short history review of the jet engines is written at the beginning of the paper. The main classification of jet engines and the advantages and disadvantages of each type are also presented. Furthermore, the main parts of a jet engine and their function are described. Through equations the paper describes and presents how the thrust occurs and it shows the process to reaching a simple mathematical form for calculating thrust. Afterwards the thermodynamics of jet engines are described. The ideal and the real Brayton cycle are shown and the real cycle losses are given. In addition to the general review of the Brayton cycle, the thermodynamic analysis of the turbojet engine is presented at the end of the paper.

Key words: jet engine, thrust, Brayton cycle, turbojet engine

# SADRŽAJ

<b>1. UVOD</b> .....	1
<b>2. POVIJEST RAZVOJA MLAZNIH MOTORA</b> .....	2
<b>3. VRSTE MLAZNIH MOTORA</b> .....	4
3.1. Osnovna podjela mlaznih motora.....	4
3.1.1. Turbomlazni motori.....	4
3.1.2. Turboventilatorski motori.....	5
3.1.3. Turbopropelerski motori.....	6
3.1.4. Turboosovinski motori.....	6
3.2. Ostale podjele mlaznih motora.....	7
<b>4. OSNOVNI DIJELOVI MLAZNIH MOTORA</b> .....	9
4.1. Usisnik zraka.....	9
4.2. Kompresor.....	9
4.3. Komora izgaranja.....	11
4.4. Turbina.....	11
4.5. Mlaznica.....	11
<b>5. FIZIKALNI ZAKONI POGONA MLAZNIH MOTORA</b> .....	13
5.1. Potisak.....	13
5.2. Iskoristivost, snaga i potisak.....	16
<b>6. TERMODINAMIKA MLAZNIH MOTORA</b> .....	19
6.1. Braytonov proces.....	19
6.1.1. Idealni Braytonov ciklus.....	20
6.1.2. Stvarni Braytonov ciklus.....	23
<b>7. TERMODINAMIČKA ANALIZA TURBOMLAZNOG MOTORA</b> .....	26

<b>8. ZAKLJUČAK.....</b>	<b>30</b>
<b>9. POPIS SIMBOLA.....</b>	<b>31</b>
<b>10. LITERATURA.....</b>	<b>33</b>
<b>ŽIVOTOPIS.....</b>	<b>34</b>



## 1. UVOD

Zračni promet dio je zrakoplovstva, te je to grana prometa koja se zadnjih godina bez prestanka razvija i širi. Zrakoplovi se mogu smatrati vrhuncem razvoja znanosti i tehnologije, a za razvoj i izgradnju sigurnog i ekološki prihvatljivog zrakoplova potrebna su znanja iz svih područja znanosti i tehnoloških proizvodnih procesa. U današnje vrijeme sve je veći broj zrakoplovnih kompanija jer takva vrsta prometa omogućuje brzi prijevoz ljudi i materijalnih dobara s jednog mjesta na drugo. Zračni promet ima veliki utjecaj na okoliš, odnosno dolazi do povećanja potrošnje fosilnih goriva i emisije štetnih plinova [1].

Mlazni motor je najčešći pogonski sustav u zrakoplovstvu. Za pogon zrakoplova potrebna je sila potiska. U mlaznom motoru energija goriva se procesom izgaranja pretvara u porast potencijalne energije usisanog zraka, a zatim se pretvara u porast kinetičke energije mlaza. Jedan manji dio potencijalne energije koristi se u obliku mehaničke energije za pogon kompresora. Potisak se stvara kao reakcija na mlaz ispušnih plinova koji izlazi iz motora velikom brzinom [1].

Svi motori za pogon letjelica koriste otvoreni ciklus jer se radni medij neprestano izmjenjuje. Ciklus mlaznog motora je kontinuiran, što znači da su protok radnog medija i proces izgaranja kontinuirani. Termodinamički proces koji se odvija u mlaznim motorima je Braytonov proces u otvorenom sustavu. Teorijski Braytonov proces se odvija između dviju izentropa i dviju izobara [2].

Cilj ovog rada je prikazati vrste mlaznih motora i njihove specifičnosti, opisati i jednadžbama prikazati kako nastaje potisak te prikazati termodinamički princip rada mlaznog motora.

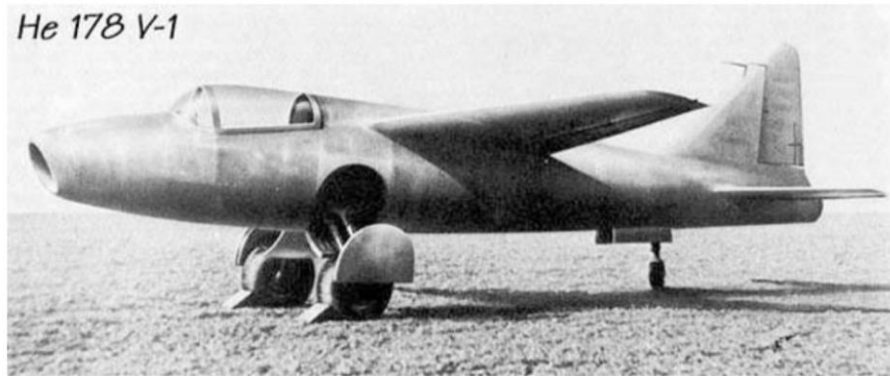
## 2. POVIJEST RAZVOJA MLAZNIH MOTORA

Razvoj mlaznog zrakoplovstva i mlaznih motora počeo je gotovo u isto vrijeme u Njemačkoj i Velikoj Britaniji 30ih godina prošloga stoljeća. Sve je započelo kada su njemački inovator Hans von Ohain i britanski inovator Frank Whittle, neovisno jedan o drugome počeli razvijati novu vrstu pogona. Zbog potreba Drugog svjetskog rata te potrebe za većim brzinama i snagom motora taj je razvoj bio ubrzan. Pogonski sustavi zrakoplova prije mlaznih motora bili su klipni motori. 1937. godine je proradio prvi Whittleov mlazni motor, ali je radio vrlo kratko. Motor se raspao zbog velikog broja okretaja i otkidanja lopatica kompresora. Prvi let s takvim motorom bio je 1941. godine u zrakoplovu Gloster E.28/39, slika 1. Gloster E.28/39 je bio niskokrilac napravljen od aluminijske legure koji je imao motor smješten iza pilota, a usisnik zraka u nosu zrakoplova. Zrakoplov je poslužio za ispitivanje aerodinamike i testiranje novog mlaznog motora [3].



Slika 1. Gloster E.28/39 [3]

Iste godine proradio je i prvi von Ohainov motor pokretan dizelskim gorivom – HeW 3. Prvi let s tim motorom zbio se 1939. godine u zrakoplovu He 178, slika 2. He 178 je bio visokokrilac kojem je trup bio napravljen od duraluminija, a krila od drveta. Motor je bio smješten u stražnjem dijelu trupa, a usisnik zraka u nosu zrakoplova. Zrakoplov je konstruiran kako bi se ispitala nova vrsta motora [3].



Slika 2. He 178 [3]

Nakon Drugog svjetskog rata nije se još razmatralo korištenje mlaznih motora u putničkim zrakoplovima jer je to bio nov izum čija sigurnost još nije bila dovoljno ispitana.

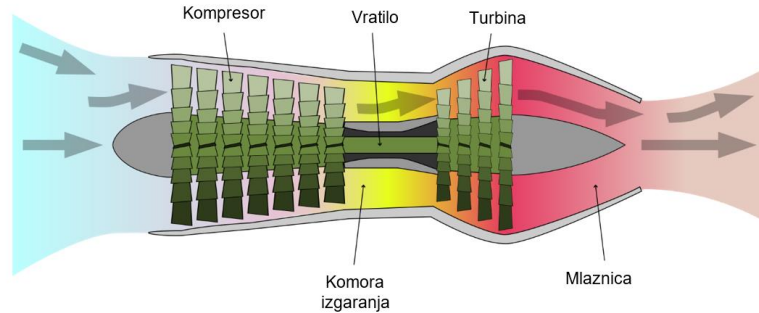
### **3. VRSTE MLAZNIH MOTORA**

#### **3.1. Osnovna podjela mlaznih motora**

Mlazni motori se dijele u četiri osnovne skupine: turbomlazni, turboventilatorski, turbopropelerski i turboosovinski motori. Vrste mlaznih motora se razlikuju samo po načinu na koji stvaraju silu potiska i pretvaraju snagu. Sila potiska je sila kojom motor potiskuje zrakoplov te ovisi o količini zraka koji ulazi u motor i brzini kojom izlazi iz motora. Učinkovitost motora ovisi o stupnju kompresije usisanog zraka, a stupanj kompresije je odnos tlaka zraka na izlazu i na ulazu u kompresor [1]. Zbog potrebe za učinkovitijim načinom usisavanja zraka razvile su se različite vrste mlaznih motora.

##### **3.1.1. Turbomlazni motori**

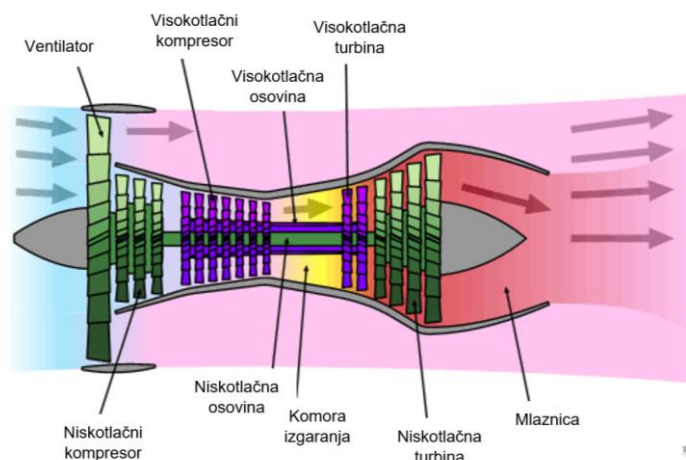
U svakodnevnom zračnom prometu se nailazi uglavnom na mlazne motore iz skupine turbomlaznih. Turbomlazni motori, slika 3, su najstarija i najjednostavnija vrsta mlaznih motora. Osnovni dijelovi su usisnik, kompresor, komora izgaranja, turbina i mlaznica. Procesi koji se odvijaju u ovim motorima su usisavanje, sabijanje (kompresija), izgaranje, širenje (ekspanzija) i ispuhivanje. Mlazni motor ima kanal kroz koji zrak iz vanjske atmosfere ulazi u motor. To je usisnik, koji usmjerava zrak prema kraju kanala, gdje se nalazi kompresor. Kompresor povećava tlak, odnosno brzinu zraka i upućuje ga u komoru izgaranja. Komora izgaranja je glavni dio motora u kojemu dolazi do izgaranja smjese goriva i stlačenog zraka. Da bi kompresor mogao sabiti i potiskivati zrak, mora se okretati. Turbina pokreće kompresor turbomlaznog motora i zajedno s kompresorom čini rotor motora. Mlaznica je dio koji ubrzava struju plinova koji izlaze u atmosferu [1]. Nedostaci ovih mlaznih motora su visoka razina buke pri radu motora i relativno velika specifična potrošnja goriva pri malim brzinama i malim visinama leta. Prednosti su veliki potisak kod malih brzina, potrebna im je kraća staza za polijetanje i moguće su veće brzine leta. Turbomlazni motori su najpogodniji za velike visine leta i velike brzine [2].



Slika 3. Turboblazni motor [1]

### 3.1.2. Turboventilatorski motori

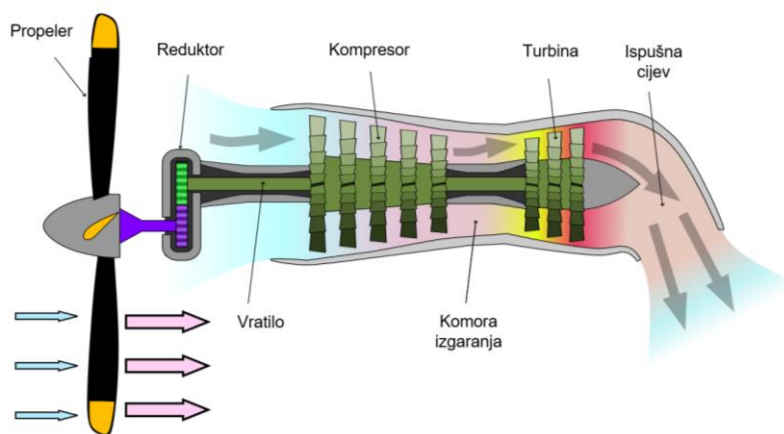
Turboventilatorski motori su konstrukcijski slični turboblaznim motorima, a posebnost im je ventilator koji se nalazi prije kompresora. Turboventilatorski motori, slika 4, su dvoprotočni motori kod kojih se zračna struja dijeli na dva dijela na ulazu u motor, nakon usisnika i ventilatora. Primarna zračna struja odlazi u komoru izgaranja i preko turbine i mlaznice odlazi u atmosferu. Sekundarna zračna struja koja je potisnuta prednjim dijelom kompresora povećanom brzinom izlazi u atmosferu. Omjer količine zraka koji prolazi izvan jezgre motora u odnosu na količinu zraka kroz jezgru motora naziva se stupanj optjecanja ili bypass omjer. Silu potiska stvaraju dvije zračne struje, odnosno jezgra motora i bypass struja, ventilator [1]. Po specifičnoj potrošnji goriva se nalaze između turboblaznog i turbopropelerskog motora. Složeniji su i teži od turboblaznih motora te zahtijevaju dulju stazu za polijetanje. Pri malim brzinama ostvaruju mali potisak. Najpogodniji su za duge letove relativno velikim brzinama [2].



Slika 4. Turboventilatorski motor [1]

### 3.1.3. Turbopropelerski motori

Turbopropelerski motori, slika 5, su turbomlazni motori s vanjskim propelerom koji zajedno s kompresorom pokreće turbinu. Veći dio potiska ostvaruju pomoću propelera, a manji dio djelovanjem mlaza. Glavni dijelovi su usisnik zraka, kompresor, komora izgaranja i turbina. Pomoću usisnika, zrak ulazi u kompresor koji povećava tlak i brzinu zraka. Stlačenom zraku se dodaje gorivo te smjesa goriva i zraka izgara u komori izgaranja. Vrući plinovi izgaranja prolaze kroz turbinu. Dio nastale energije pokreće turbinu za pogon kompresora, a dio pokreće turbinu za pogon propelera. Propeler je povezan s reduktorom koji je obično smješten na prednjem dijelu motora te smanjuje broj okretaja propelera. Karakterizira ih visok stupanj iskoristivosti propulzije pri malim brzinama koji brzo opada povećanjem brzine. Ova vrsta motora ima najnižu specifičnu potrošnju goriva. Ograničeni su brzinom leta od 800 km/h jer dolazi do pada iskoristivosti propelera zbog pojave udarnih valova uslijed nadzvučne brzine na vrhu propelerskih rotora. Koristi se za letove na manjim visinama i s manjim brzinama zrakoplova [2].

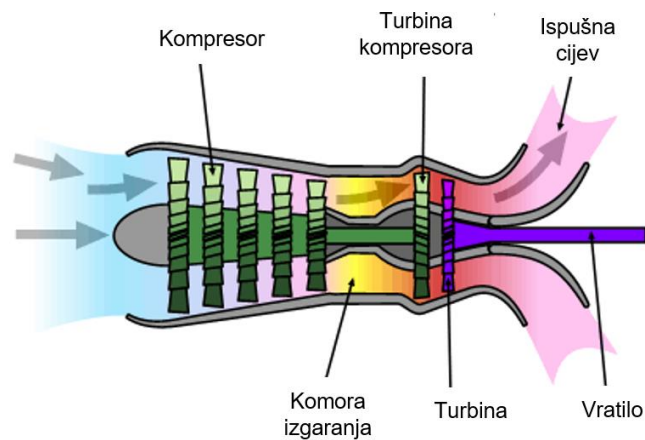


Slika 5. Turbopropelerski motor [1]

### 3.1.4. Turboosovinski motori

Turboosovinski motori, slika 6, koriste dio energije mlaza ispušnih plinova za pokretanje osovine. Glavna razlika prema turbopropelerskim mlaznim motorima u tome je da preostali ispušni plinovi stvaraju određeni potisak. Druga razlika je u prijenosniku sila koji je sastavni dio zrakoplova, a ne motora [1]. Motor se najčešće ugrađuje u helikoptere u kojima pogonska osovina motora preko prijenosnih zupčanika

pokreće rotor. Ovi motori su prilagođeni za pogon vozila na kopnu i moru kao što su kamioni, lokomotive i brodovi, te za industrijsku uporabu [2].



Slika 6. Turboosovinski motor [1]

### 3.2. Ostale podjele mlaznih motora

Mlazni motori se dijele prema raznim osnovama:

1. Podjela prema broju osovina:
  - jednoosovinski,
  - dvoosovinski,
  - troosovinski.
2. Podjela prema vrsti kompresora:
  - s centrifugalnim kompresorom,
  - s aksijalnim kompresorom.
3. Podjela prema broju tokova radne tvari:
  - jednostrujni,
  - dvostrujni.

Dvostrujni mlazni motori se dijele:

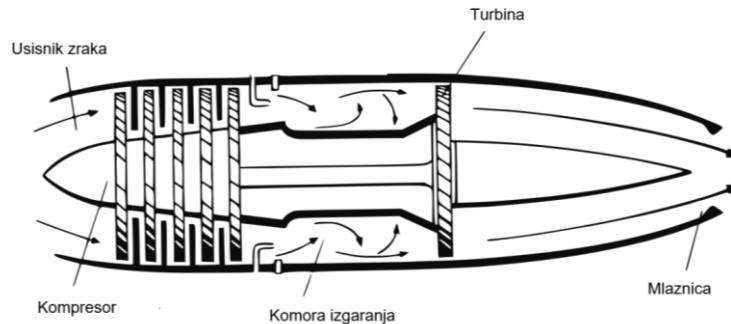
1. prema stupnju optjecanja (bypass omjer):
  - niski stupanj optjecanja,
  - visoki stupanj optjecanja;
2. prema smještaju ventilatora:
  - prednji smještaj,

- stražnji smještaj;
3. prema shemi ispušnog sustava:
- s podijeljenim tokom,
  - s miješanjem tople i hladne struje;
4. prema mjestu izgaranja:
- bez naknadnog izgaranja,
  - s naknadnim izgaranjem [2].



## 4. OSNOVNI DIJELOVI MLAZNIH MOTORA

Osnovni dijelovi mlaznih motora, slika 7, su usisnik zraka, kompresor, komora izgaranja, turbina i mlaznica. Kompresor, komora izgaranja i turbina zajedno čine jezgru mlaznog motora.



Slika 7. Osnovni dijelovi mlaznih motora [4]

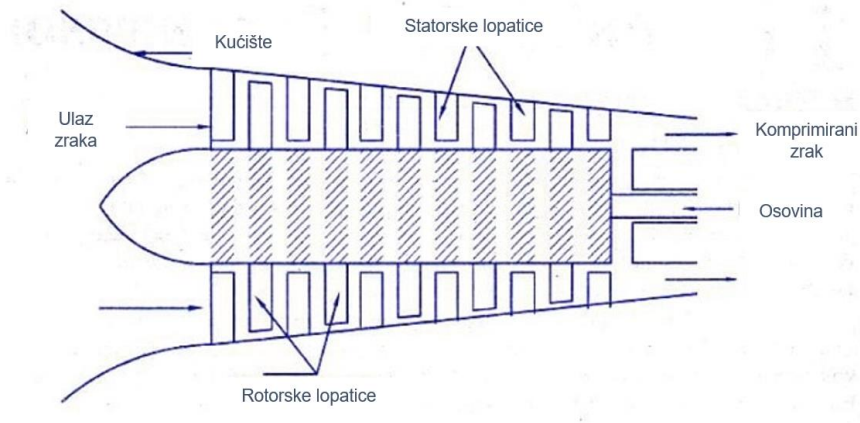
### 4.1. Usisnik zraka

Usisnik zraka je kanal kroz koji zrak iz vanjske atmosfere ulazi u motor. Usmjerava zračnu struju prema kraju kanala gdje se nalazi kompresor [1]. Usisnici se dijele na podzvučne i nadzvučne. Svi tipovi usisnika mlaznih motora trebaju osigurati maksimalnu pretvorbu kinetičke energije u tlak, stabilni tok zraka neosjetljiv na promjenu smjera kretanja i promjenu brzine, jednolik maseni tok po ulaznom presjeku kompresora, minimalni otpor i minimalnu buku. Sve to se treba osigurati za cjelokupno područje brzina, visina letenja i položaje zrakoplova, te pri ubrzavanju i usporavanju motora [5].

### 4.2. Kompresor

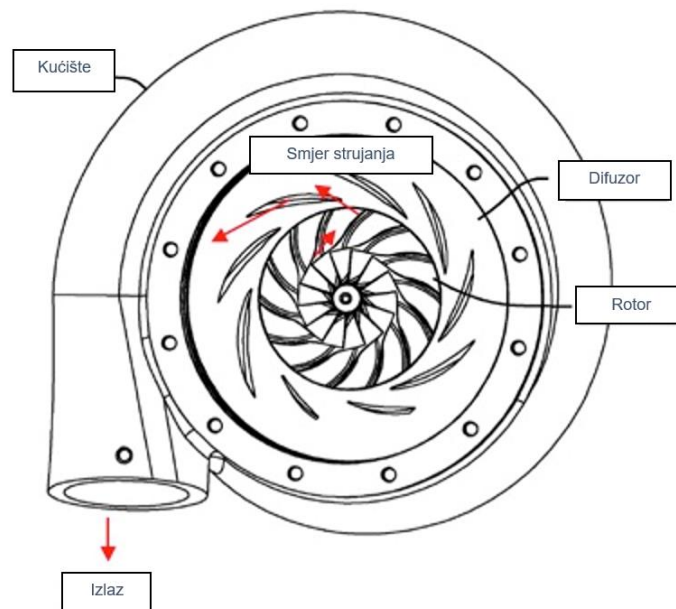
Kompresor je dio motora koji komprimira zrak. Koriste se centrifugalni i aksijalni kompresori. I jednu i drugu vrstu kompresora pokreće turbina motora i uglavnom su spojeni izravno na vratilo turbine. Aksijalni kompresori imaju višestruki broj stupnjeva zbog malog kompresijskog omjera po stupnju. Svaki stupanj se sastoji od reda rotorskih i naknadnog reda statorskih lopatica te je svaki sljedeći stupanj manji po dimenzijama zbog kompresije zraka. Svaki stupanj kompresije obavlja zadatak povećanja entalpije i tlaka, i to kako rotor tako i stator. Aksijalni kompresor potiskuje

zrak uzduž osi motora (u aksijalnom smjeru). Primjenjuju se kod motora velike snage. Na slici 8 prikazan je aksijalni kompresor i njegovi osnovni dijelovi [5].



Slika 8. Aksijalni kompresor [6]

Centrifugalni (ili radijalni) kompresor sabija zrak zahvaljujući centrifugalnoj sili te se zrak kreće u radijalnom smjeru. Povećava tlak zraka i brzinu pretvarajući mehanički rad rotora u tlačnu energiju. Mana ove vrste kompresora je veliki čelni presjek, a prednost mu je to što je kratak pa se na motorima novije generacije kombiniraju i aksijalni i centrifugalni kompresor [1]. Na slici 9 prikazan je centrifugalni kompresor.



Slika 9. Centrifugalni kompresor [7]

### **4.3. Komora izgaranja**

Komora izgaranja je dio motora u kojemu dolazi do izgaranja smjese goriva i komprimiranog zraka. Izgaranjem se oslobađa toplina i dolazi do zagrijavanja komprimiranog zraka pri konstantnom tlaku. Prostor za izgaranje, najčešće kombinacija prstenastog i cjevastog tipa komore, konstruiran je tako da se s gorivom smije pomiješati najviše jedna trećina zapremine zraka koji uđe u komoru. Višak zraka zaobilazi gorionik, hladi zidove komore i zatim se miješa s plinovima izgaranja, kako bi im snizio temperaturu prije ulaska u turbinu. Goriva za turbomlazne motore sadrže kerozin, s većim ili manjim postotkom benzinskih frakcija, i ona moraju zadovoljiti određene zahtjeve u pogledu ishlapljivosti, gustoće, toplinske moći, kemijske stabilnosti, čistoće i temperature ledišta. Izgaranjem goriva oslobađa se velika količina energije i predaje zraku koji je kompresor već poslao. Na izlasku iz komore izgaranja plinovi dolaze do turbine u kojoj kinetičku energiju pretvaraju u mehaničku [1].

### **4.4. Turbina**

Turbina je vratilom povezana s kompresorom te se snagom turbine kompresor pokreće. U turbini se odvija proces ekspanzije radnog fluida te turbina radi pri visokoj temperaturi. Turbine mogu biti izvedene u više stupnjeva radi bolje iskoristivosti te mogu biti aksijalni, radijalni ili kombinirani strojevi. Aksijalno strujanje je češće, a svaki stupanj se sastoji od reda statorskih lopatica iza kojih se nalaze rotorske lopatice. Broj stupnjeva u turbini je niži nego kod kompresora jer turbina radi s povoljnijim ekspanzijskim strujanjem i u redu lopatica se može postići veći zakret toka. Iz istih razloga iskoristivost turbine je viša. Višeosovinski motori zahtijevaju korištenje dodatnih stupnjeva jer je potrebno osigurati izlaznu snagu na vratilu za pogon ventilatora, propelera ili nekog drugog pomoćnog stroja. Turbina ima manje dijelova i zauzima manje prostora nego kompresor [5].

### **4.5. Mlaznica**

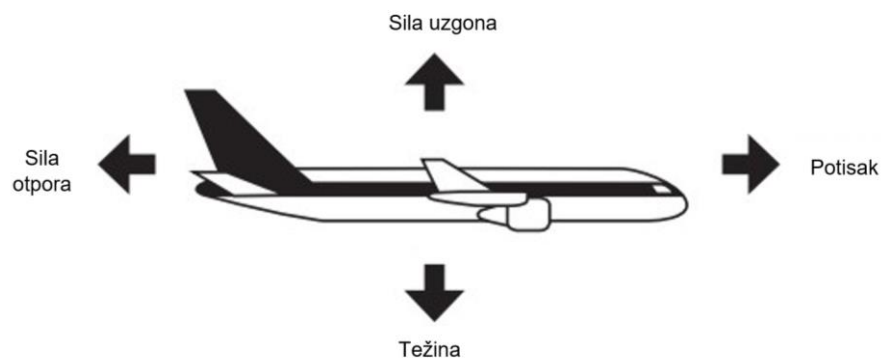
Zrakoplovni mlazni motori imaju ispušnu mlaznicu kojoj je osnovni zadatak ubrzavanje struje vrućih plinova izgaranja koji izlaze iz turbine do izlaznog stanja na osnovu sužavanja strujnog presjeka. Tok vrućih plinova u mlaznici se može uglavnom promatrati kao kompresibilni, neviskozni idealni plin u kanalu promjenjivog poprečnog

presjeka. Unutarnji gubici u mlaznici nastaju zbog viskoznog trenja, a gubici energije su mali i mogu se zanemariti [5].

## 5. FIZIKALNI ZAKONI POGONA MLAZNIH MOTORA

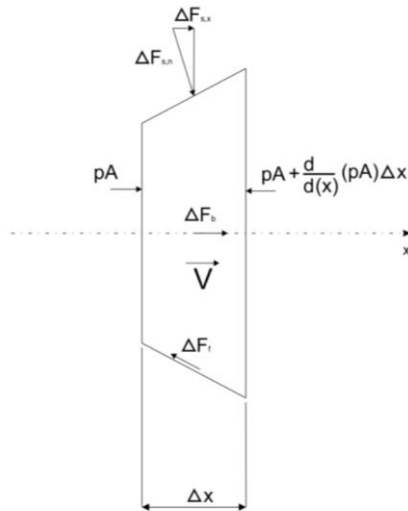
### 5.1. Potisak

Osnovni princip rada svih mlaznih motora je da se zrak dovodi pod tlakom u komoru izgaranja, gdje se miješa s gorivom. Vrući plinovi izgaranja velikom brzinom prolaze kroz mlaznicu i time se stvara potisak. Potisak je mehanička sila koja pokreće zrakoplov. Potisak je vektorska veličina, te ima iznos i smjer [8]. Sila uzgona, težina zrakoplova, sila otpora i potisak su četiri osnovne sile koje djeluju na zrakoplov, slika 10.



Slika 10. Sile koje djeluju na zrakoplov [9]

Kada zrakoplov leti konstantnom brzinom i na konstantnoj nadmorskoj visini (režim krstarenja), potisak i sila otpora su u ravnoteži. Motori zrakoplova stvaraju potisak. Povećanje potiska dovodi do povećanja brzine zrakoplova. U režimu krstarenja su i sila uzgona i težina zrakoplova u ravnoteži. Ako sila uzgona i težina zrakoplova nisu jednake zrakoplov će biti u fazi polijetanja ili slijetanja [8]. Za određivanje potiska se promatra diferencijalni element fluida i sile koje djeluju na diferencijalni element fluida, slika 11. Sila tlaka djeluje na ulaznom i izlaznom presjeku i na bočnim stijenkama. Masena sila djeluje na cijeli volumen fluida, a sila trenja djeluje samo na bočnim stijenkama. Djelovanje navedenih sila uzrokuje diferencijalnu promjenu količine gibanja [2].



Slika 11. Sile koje djeluju na diferencijalni element fluida [2]

Jednadžba gibanja diferencijalnog elementa fluida u smjeru osi x:

$$-d(pA) + p dA - dF_{f,x} + dF_{b,x} = d(\dot{m}V)_x \quad (1)$$

Gornja jednadžba se može pisati na sljedeći način:

$$(p dA - dF_f + dF_b)_x = d(\dot{m}V + pA)_x = dF_x \quad (2)$$

gdje je  $F_x$  funkcija potiska i opisana je sljedećim izrazom:

$$F = \dot{m}V + pA. \quad (3)$$

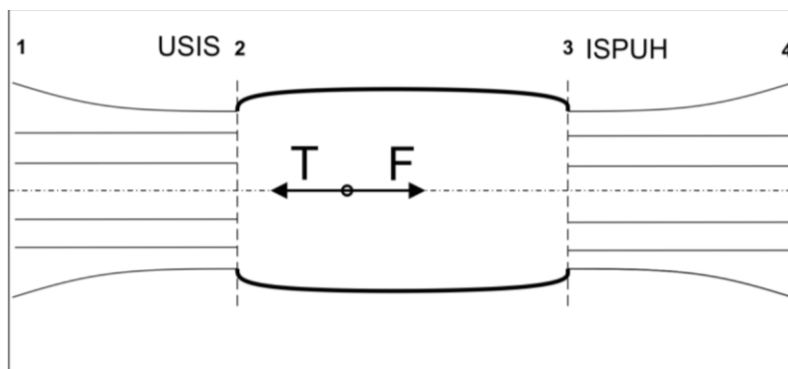
Kada je radni medij zrak ili neki drugi plin, sile trenja i masene sile se obično zanemaruju. U tom slučaju vrijedi jednadžba u kojoj je značajan član promjena površine:

$$(p dA)_x = dF_x. \quad (4)$$

Integracijom jednadžbe (4) između dva položaja 1 i 2 se dobije komponenta sile u smjeru osi x (ukupna sila kao razlika funkcija potiska):

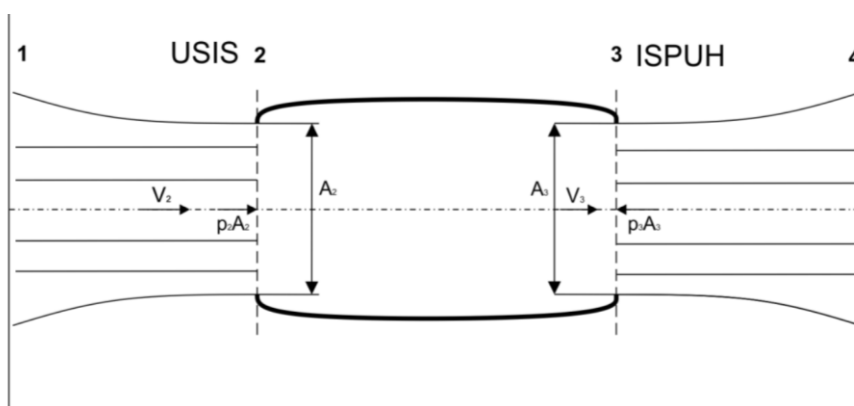
$$F = F_2 - F_1. \quad (5)$$

Reakcija sile  $F$  je potisak fluida na unutrašnju površinu motora,  $T_{int}$  i te dvije sile moraju biti jednake [2]. Na slici 12. je prikazan odnos sile  $F$  i sile potiska  $T$  koje su jednake po iznosu, ali djeluju u suprotnome smjeru.



Slika 12. Odnos sile F i sile potiska T

Na slici 13. je prikazano strujanje u smjeru osi x u motoru.



Slika 13. Strujanje u smjeru osi x u motoru [2]

Potisak fluida na unutrašnju površinu motora se može izraziti kao:

$$T_{int} = F_3 - F_2 = (\dot{m}V + pA)_3 - (\dot{m}V + pA)_2. \quad (6)$$

Potisak fluida na vanjsku površinu motora se može izraziti kao:

$$T_{ext} = p_a(A_{max} - A_3) - p_a(A_{max} - A_2) = p_a(A_2 - A_3). \quad (7)$$

Ukupni potisak je zbroj potiska fluida na unutrašnju i na vanjsku površinu motora:

$$T = T_{int} + T_{ext} = F_3 - F_2 + p_a(A_2 - A_3). \quad (8)$$

Kada je  $p_2 = p_a$ , vrijedi  $V_2 = V_1$ , pa izraz za potisak glasi:

$$T = (\dot{m}V_3 + (p_3 - p_a)A_3) - \dot{m}_a V_1, \quad (9)$$

gdje je  $\dot{m}_2 = \dot{m}_a$  maseni protok zraka koji ulazi u motor i  $\dot{m}_3 = \dot{m}$  maseni protok plina koji izlazi iz motora. Plin koji izlazi iz motora se sastoji od smjese zraka i goriva, te vrijedi izraz:

$$\dot{m} = \dot{m}_a + \dot{m}_f, \quad (10)$$

gdje je  $\dot{m}_f$  maseni protok goriva. U većini slučajeva i za većinu motora vrijedi  $\dot{m}_f \ll \dot{m}_a$ , što znači da je  $\dot{m} \approx \dot{m}_a$ . Izraz za potisak se sada može zapisati kao:

$$T = \dot{m}(V_3 - V_1) + (p_3 - p_a)A_3. \quad (11)$$

Iz jednadžbe (11) je vidljivo da je veći potisak moguće postići povećanjem masenog protoka radnog medija ili većom razlikom brzina u motoru. Ako primjenimo zakon o očuvanju količine gibanja između točaka 3 i 4 na slici 13., dolazimo do izraza

$$(p_3 - p_a)A_3 = \dot{m}V_4 - \dot{m}V_3. \quad (12)$$

Uvrštavanjem jednadžbe (12) u jednadžbu (9) dobije se jednostavan izraz za potisak:

$$T = \dot{m}V_4 - \dot{m}_a V_1. \quad (13)$$

Različiti mlazni motori stvaraju potisak na više različitih načina. Turbomlazni motor ostvaruje potisak reakcijskim djelovanjem mlaza plinova izgaranja. Turboventilatorski motor ostvaruje potisak zajedničkim reakcijskim djelovanjem mlaza tople struje plinova izgaranja i hladne struje zraka. Turbopropelerski motor ostvaruje potisak manjim dijelom reakcijskim djelovanjem mlaza plinova izgaranja, a većim dijelom reakcijskim djelovanjem struje zraka koja prolazi kroz propeler [2].

## 5.2. Iskoristivost, snaga i potisak

Iskoristivost potiska motora definirana je izrazom:

$$\eta_p = \frac{\text{iskoristiva snaga}}{\text{raspoloživa snaga}} = \frac{TV_1}{\frac{1}{2}\dot{m}V_4^2 - \frac{1}{2}\dot{m}_a V_1^2} \quad (14)$$

$$\eta_p = \frac{2V_1}{V_4 + V_1} = \frac{2\frac{V_1}{V_4}}{1 + \frac{V_1}{V_4}} = \frac{2v}{1+v}, \quad (15)$$

gdje se  $v$  naziva parametar brzine. Snaga i potisak motora se isto mogu izraziti pomoću parametra brzine. Izraz za potisak je

$$T = \dot{m}V_4 - \dot{m}_a V_1 \approx \dot{m}(V_4 - V_1) = \dot{m}V_4(1 - v), \quad (16)$$

a snaga je definirana izrazom:

$$P = TV_1 \approx \dot{m}(V_4 - V_1)V_1 = \dot{m}V_4^2(1 - v)v. \quad (17)$$

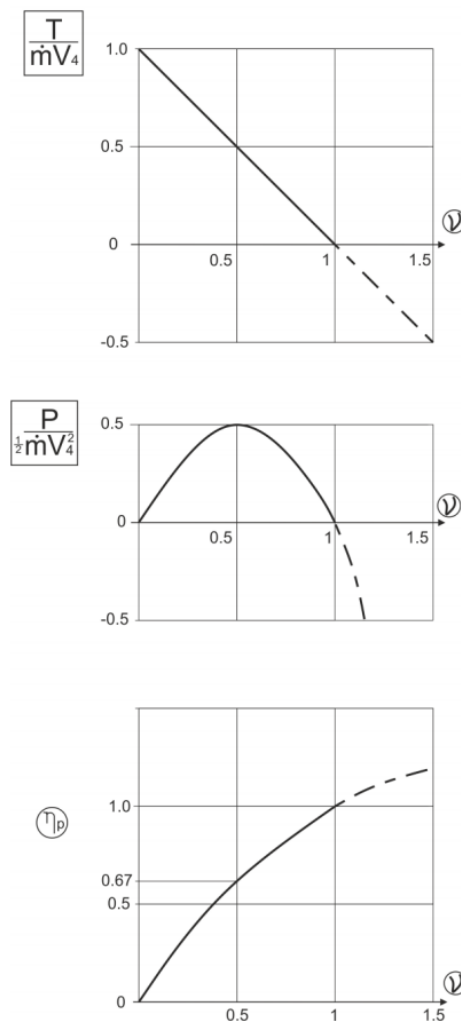


Normaliziranjem izraza (16) za potisak i izraza (17) za snagu, dobiju se bezdimenzijski potisak i snaga:

$$\frac{T}{\dot{m}V_4} = (1 - v), \quad (18)$$

$$\frac{P}{\frac{1}{2}\dot{m}V_4^2} = 2(1 - v)v. \quad (19)$$

Na slici 14. prikazana je ovisnost bezdimenzijskog potiska, bezdimenzijske snage i iskoristivosti potiska o parametru brzine [2].



Slika 14. Ovisnost bezdimenzijskog potiska, snage i iskoristivosti potiska o parametru brzine [2]

Iz slike 14. proizlaze sljedeći specijalni slučajevi:

1. Kad je parametar brzine jednak jedinici, odnosno kad su brzine  $V_1$  i  $V_4$  jednake, iskoristivost potiska je jednaka jedinici, a potisak i snaga su jednaki nuli.

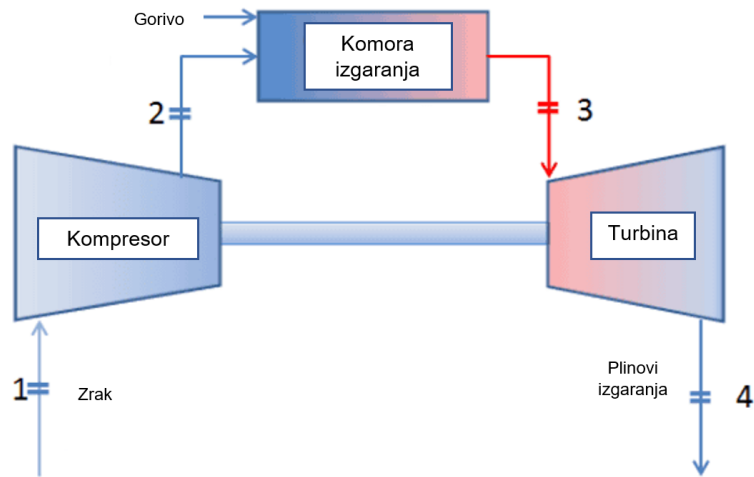
2. Kad je parametar brzine jednak nuli, odnosno kad je brzina letenja  $V_1$  jednaka nuli, potisak postiže maksimalnu vrijednost, a snaga i iskoristivost potiska su jednake nuli.
3. Najveća iskoristivost potiska se postiže kad je prirast brzine mlaza minimalan, odnosno  $v \approx 1$ . Za dani potisak se postiže bolja iskoristivost ako je maseni protok veći, a prirast brzine mlaza što manji.
4. Kad je parametar brzine veći od jedinice, odnosno kad dolazi do usporavanja brzine mlaza (motor tada koči), potisak i snaga poprimaju vrijednost manju od nule, a iskoristivost potiska je veća od jedinice.
5. Kad je  $v = 1/2$ , odnosno kad je brzina izlaznog mlaza dva puta veća od brzine kojom zrak ulazi u motor, snaga motora postiže maksimalnu vrijednost. Potisak je jednak polovini maksimalne vrijednosti, a iskoristivost potiska je  $\eta_p = 2/3$  [2].

## 6. TERMODINAMIKA MLAZNIH MOTORA

Pogonski sustavi zrakoplova, pod čime se podrazumijevaju mlazni motori, općenito rade s nekim radnim medijem kao posrednikom. Pomoću radnog medija se dobije mehanička energija iz toplinske energije. Stanje radnog medija se opisuje veličinama stanja [2]. Veličina stanja je posredno ili neposredno mjerljiva karakteristika sustava, a osnovne veličine stanja su apsolutni tlak, apsolutna temperatura i specifični volumen. Termodinamički sustav je područje omeđeno zamišljenom granicom, a sustav može biti zatvoren, otvoren i izoliran. Zatvoreni sustav je takav sustav kod kojeg nema tijeka mase kroz njegovu granicu, ali je granica propusna za toplinu i mehanički rad. Otvoreni sustav je sustav koji dopušta tijek mase kroz granicu sustava, a granica je otvorena i za energiju. Toplinsko stanje sustava određuje određeni broj veličina stanja, a promjenu stanja sustava iz jednog u drugo toplinsko stanje nazivamo procesom [10]. Termodinamički proces koji se odvija u mlaznim motorima naziva se Braytonov proces.

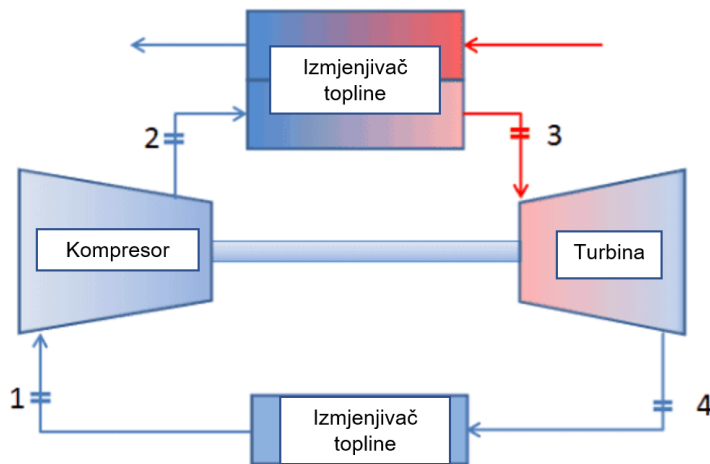
### 6.1. Braytonov proces

1870. godine američki inženjer George Brayton razvio je plinsko-turbinski proces po uzoru na Jouelov proces. Braytonov desnokretni kružni proces ili ciklus se odvija između dvije izentropie i dvije izobare. Umjesto kompresijskog i ekspanzijskog cilindra uveden je turbo-zračni kompresor i plinska turbina. Izobarno dovođenje topline odvija se izgaranjem goriva u komori izgaranja. Izobarno odvođenje topline odvija se u izmjenjivaču topline kod zatvorenih sustava ili ispuštanjem radnog medija izravno u atmosferu kod otvorenih sustava. Turbo-zračni kompresor i plinska turbina su spojeni na isto vratilo, tako da se dio rada dobiven u turbini troši za komprimiranje radnog medija u kompresoru [10]. Braytonov proces u otvorenom sustavu je osnova rada mlaznih motora, slika 15.



Slika 15. Braytonov proces u otvorenom sustavu [11]

Braytonov proces se može provoditi i u zatvorenom sustavu što smanjuje ispuštanje štetnih plinova u atmosferu, slika 16.

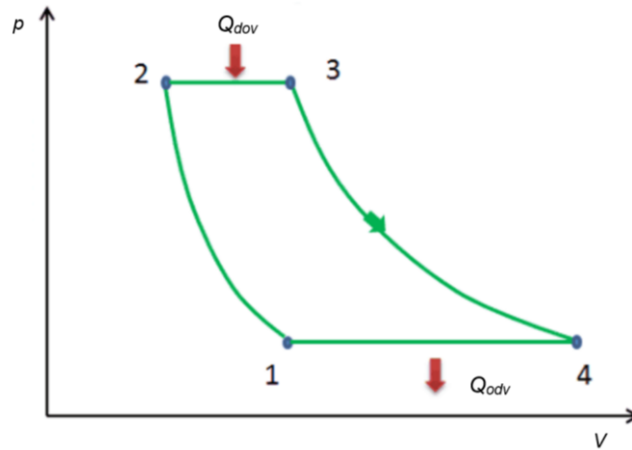


Slika 16. Braytonov proces u zatvorenom sustavu [11]

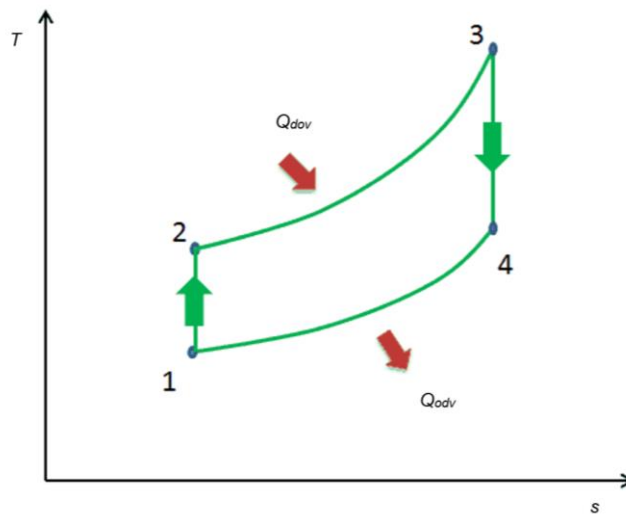
### 6.1.1. Idealni Braytonov ciklus

U idealnom ciklusu ne postoje mehanički i toplinski gubici, a radni medij je idealni plin. Zrak je radni medij u idealnim termodinamičkim ciklusima. Pretpostavlja se da je zrak temperaturno i toplinski idealan što znači da vrijedi jednadžba stanja i da su specifični toplinski kapaciteti  $c_p$  i  $c_v$  konstante koje ne ovise o temperaturi i tlaku. Iz toga slijedi da je izentropski koeficijent  $\kappa$  konstantan i iznosi 1,4. Idealni Braytonov

proces odvija se u zatvorenom sustavu gdje zrak prolazi kroz četiri uzastopne promjene stanja, uključujući izmjenu topline i rada s okolinom, te se vraća u početno stanje [2]. Idealni Braytonov ciklus se može prikazati u p,V dijagramu, slika 17, i T,s dijagramu, slika 18.



Slika 17. p,V dijagram idealnog Braytonovog ciklusa [11]



Slika 18. T,s dijagram idealnog Braytonovog ciklusa [12]

Kompresor usisava zrak tlaka  $p_1$  i temperature  $T_1$ , stanje 1, i izentropski ga komprimira na tlak  $p_2$ , pri čemu postiže temperaturu  $T_2$ , stanje 2. Komprimirani zrak ulazi u izmjenjivač topline, u kojemu se zagrijava pri konstantnom tlaku, primajući od vrućih dimnih plinova toplinu  $Q_{dov}$ . U izmjenjivaču topline zrak se zagrije na temperaturu  $T_3$ . Zatim zrak stanja 3 ulazi u turbinu, u kojoj izentropski expandira do tlaka  $p_4$ , pri čemu postiže temperaturu  $T_4$ . Zrak stanja 4 ulazi u izmjenjivač topline, u kojemu se hladi na

početnu temperaturu  $T_1$ , predajući pri konstantnom tlaku toplinu  $Q_{odv}$  rashladnom sredstvu [10].

Budući da se toplina dovodi pri konstantnom tlaku, tada je dovedena toplina jednaka

$$Q_{dov} = mc_P(T_3 - T_2) \quad (20)$$

i prema istoj jednadžbi, zbog izobarnog odvođenja topline, odvedena toplina je

$$Q_{odv} = mc_P(T_1 - T_4). \quad (21)$$

Dobiveni mehanički rad jednak je

$$W = Q_{dov} - Q_{odv}. \quad (22)$$

Za jednu i drugu izentropu (1-2 i 3-4) vrijede odnosi:

$$\left(\frac{p_2}{p_1}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} = \frac{T_2}{T_1} \quad (23)$$

$$\left(\frac{p_3}{p_4}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} = \frac{T_3}{T_4}. \quad (24)$$

Kako je  $p_3 = p_2$  i  $p_4 = p_1$ , tada su lijeve strane jednadžbi (4) i (5) jednake, a to znači da su im međusobno jednake i njihove desne strane:

$$\frac{T_2}{T_1} = \frac{T_3}{T_4}. \quad (25)$$

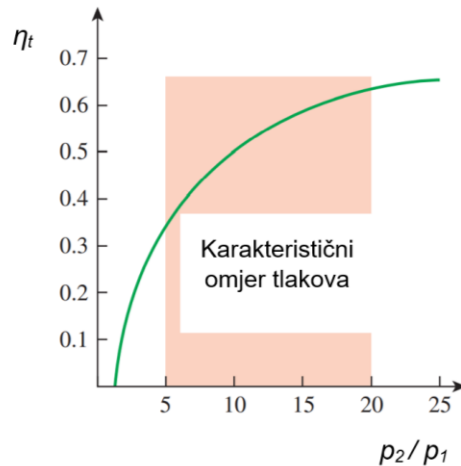
Termodinamički stupanj djelovanja idealnog Braytonovog ciklusa jednak je

$$\eta_t = 1 - \frac{Q_{odv}}{Q_{dov}}. \quad (26)$$

Budući da točke 1 i 2 leže na istoj izentropi, tada se gornji izraz može napisati u funkciji omjera tlakova  $p_1 / p_2$

$$\eta_t = 1 - \left(\frac{p_1}{p_2}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}. \quad (27)$$

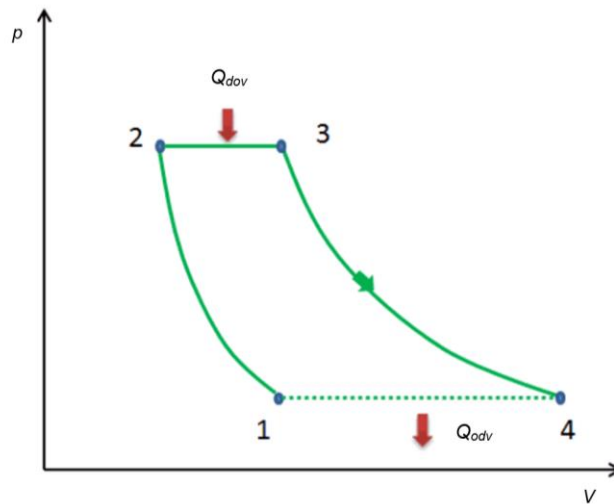
Iz jednadžbe (27) proizlazi da termodinamički stupanj djelovanja ovisi o omjeru tlakova i izentropskom koeficijentu  $\kappa$  [10]. Na slici 19. prikazana je ovisnost termodinamičkog stupnja djelovanja  $\eta_t$  o omjeru tlakova  $p_2 / p_1$  za koeficijent  $\kappa = 1,4$ .



Slika 19. Ovisnost termodinamičkog stupnja djelovanja o omjeru tlakova [13]

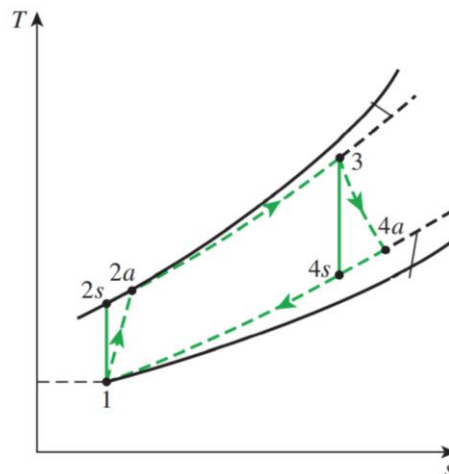
### 6.1.2. Stvarni Braytonov ciklus

Idealni ciklus uzima u obzir određena pojednostavljenja, a procesi koji se odvijaju u mlaznim motorima su stvarni što znači da odstupaju od idealnih procesa. Promjena entropije stvarnih procesa je veća od promjene entropije idealnih procesa. U stvarnim procesima dolazi do promjene specifičnih toplinskih kapaciteta zbog produkata izgaranja (mijenja se kemijski sastav radnog medija), te zbog promjene temperature. Prisutni su toplinski i mehanički gubici. Toplinski gubici se pojavljuju zbog nepotpunog izgaranja, konvekcije, zračenja i provođenja, a mehanički gubici se pojavljuju zbog trenja u ležajevima i strujanja radnog medija. Dolazi i do promjene masenog toka jer izgaranje goriva povećava maseni tok, a propuštanja i prostrujavanja radnog medija smanjuju. Stvarni Braytonov proces odvija se u otvorenom sustavu u kojemu se toplina odvodi ispuštanjem radnog medija u atmosferu [2]. Ta promjena stanja odnosno odvođenje topline je prikazano crtkanom linijom u p,V dijagramu, slika 20.



Slika 20. p,V dijagram stvarnog Braytonovog ciklusa [11]

Na T,s dijagramu, slika 21, crtkanim linijama su prikazani stvarni procesi kompresije i ekspanzije odnosno neravnotežne promjene stanja radnog medija u kompresoru i turbini. Stvarni procesi kompresije i ekspanzije (1-2a i 3-4a) se odvijaju blizu ravnotežnih, izentropskih promjena stanja koje su označene vertikalnim linijama u T,s dijagramu. Iz dijagrama proizlazi da krajnja stanja stvarnih procesa (2a i 4a) imaju veće iznose entropije od pripadajućih ravnotežnih procesa [2]. U stvarnosti linija 4a-1 ne postoji, ali je prikazana zbog bolje ilustracije.



Slika 21. T,s dijagram stvarnog Braytonovog ciklusa [13]

Kod stvarnih procesa kompresije i ekspanzije, odnosno kod procesa kompresije i ekspanzije u stvarnim strujnim strojevima (turbokompresorima i turbinama) radni medij struji velikom brzinom uz lopatice, kratko se zadržava u prostoru i ne stigne izmijeniti toplinu. Dolazi do velikog trenja i gubitka rada zbog trenja. Rad trenja se pretvara u



toplinu pa je temperatura radnog medija na izlazu viša nego u ravnotežnom izentropskom procesu. Stvarni utrošeni rad turbokompresora je veći od idealnog izentropskog rada turbokompresora, a stvarni dobiveni rad turbine je manji od idealnog izentropskog rada turbine [14]. Kod procesa u stvarnim strujnim strojevima se utjecaj trenja uključuje preko izentropskog stupnja djelovanja turbine i turbokompresora definiranih na sljedeći način:

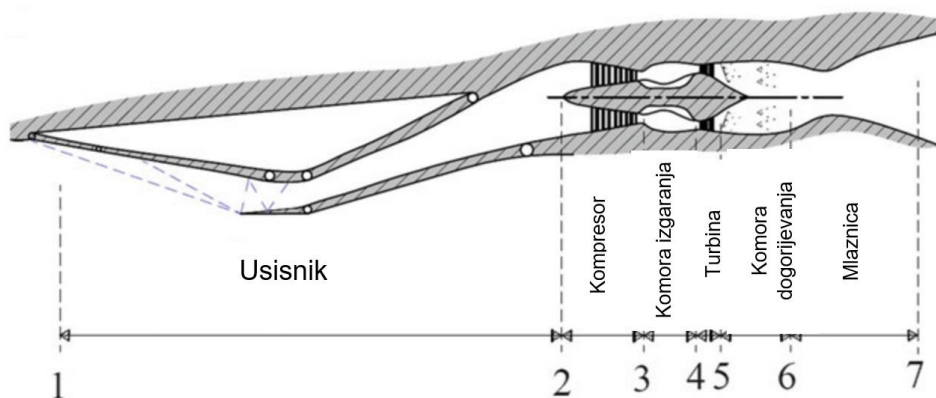
$$\eta_{T,i} = \frac{w_{T,stv}}{w_{T,id}} = \frac{h_3 - h_{4a}}{h_3 - h_{4s}} = \frac{T_3 - T_{4a}}{T_3 - T_{4s}}, \quad (28)$$

$$\eta_{K,i} = \frac{w_{K,id}}{w_{K,stv}} = \frac{h_{2s} - h_1}{h_{2a} - h_1} = \frac{T_{2s} - T_1}{T_{2a} - T_1}. \quad (29)$$

Radovi kompresije i ekspanzije, te dovedena i odvedena toplina se računaju na isti način kao kod idealnog Braytonovog ciklusa, samo što se ovdje mora uzeti u obzir utjecaj trenja preko izentropskog stupnja djelovanja turbine i turbokompresora.

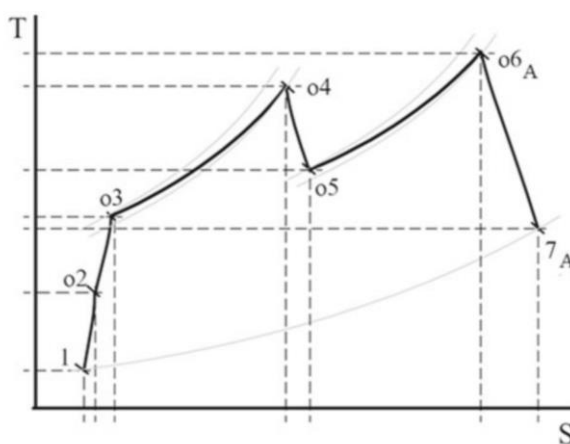
## 7. TERMODINAMIČKA ANALIZA TURBOMLAZNOG MOTORA

Turbomlazni motor ima pet glavnih dijelova: usisnik zraka, kompresor, komora izgaranja, turbina i mlaznica, slika 22. Neki turbomlazni motori imaju još jedan dio, a to je komora dogorijevanja. To je dodatna komponenta izgaranja kojoj je svrha povećati potisak. Usisnik zraka, komora izgaranja, komora dogorijevanja i mlaznica čine stacionarni dio sustava, a kompresor i turbina su rotacijski elementi [8].



Slika 22. Dijelovi turbomlaznog motora [8]

Od stanja 1 do stanja 2 zrak struji kroz usisnik zraka i sustav kanala do ulaza u kompresor. Proces od stanja 2 do stanja 3 je neravnotežna (stvarna) kompresija zraka u kompresoru. Nakon toga slijedi zagrijavanje zraka miješanjem i izgaranjem goriva u komori izgaranja (3-4). Produkti izgaranja dolaze do turbine gdje se odvija neravnotežna (stvarna) ekspanzija smjese zraka i plinova izgaranja (4-5). Zatim slijedi dogorijevanje ukoliko je prisutna komora dogorijevanja (5-6). Od stanja 6 do stanja 7 plinovi ubrzavaju i ispuštaju se kroz ispušnu mlaznicu [8]. Na slici 23. prikazan je T,s dijagram za cijeli prethodno opisani ciklus.



Slika 23. T,s dijagram opisanog ciklusa kod turbomlaznog motora [8]

Zbog trenja u usisniku zraka dolazi do smanjenja ukupnog tlaka i povećanja entropije. Na izlazu iz usisnika zraka ukupna temperatura je veća nego kod izentropskog procesa, a ukupni tlak je manji, a to ovisi o učinkovitosti usisnika zraka. Kompresija zraka u kompresoru povećava temperaturu, tlak i entropiju zbog nepovrativosti procesa. Povećanje temperature ovisi o učinkovitosti kompresora. Dio komprimiranog zraka koristi se za hlađenje turbinskih diskova, lopatica i nosivih ležajeva. Iz tog razloga je maseni protok zraka na izlazu nešto manji od masenog protoka zraka koji ulazi u kompresor. Od stanja 2 do stanja 3 odvija se proces stvarne kompresije u kojem treba uzeti u obzir izentropski stupanj djelovanja kompresora. Izrazi za tlak i temperaturu na izlazu iz kompresora su:

$$p_3 = p_2 * \pi_K, \quad (30)$$

$$T_3 = T_2 \left( 1 + \frac{\pi_K^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1}{\eta_{K,i}} \right), \quad (31)$$

gdje je  $\pi_K$  omjer tlakova, a  $\kappa$  izentropski koeficijent. U komori izgaranja dolazi do promjene kemijskog sastava radnog medija tijekom procesa izgaranja. Što je veći omjer goriva i zraka ( $f$ ), veća je i promjena u kemijskom sastavu produkata izgaranja u odnosu na sastav zraka. U procesu izgaranja dolazi do određenih gubitaka. Bilanca energije komore izgaranja je

$$(\dot{m}_a + \dot{m}_f) c_{P,h} T_4 = \dot{m}_a c_{P,C} T_3 + \eta_{KI} \dot{m}_f Q_R. \quad (32)$$

Omjer goriva i zraka je:

$$f = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_a}, \quad (33)$$

a može se izraziti i iz jednadžbe (32). Tlak na izlazu iz komore izgaranja, stanje 4, je manji od tlaka na ulazu, stanje 3, te se izražava kao

$$p_4 = p_3 - \Delta p. \quad (34)$$

Proces stvarne ekspanzije u turbini je vrlo blizu izentropskog procesa, ali ipak zbog trenja dolazi do malog povećanja entropije. Izlazna temperatura je viša od izlazne temperature kod izentropskog procesa. Dobivena snaga turbine je manja od dobivene

snage kod izentropskog procesa, te kod proračuna stvarne ekspanzije treba uzeti u obzir izentropski stupanj djelovanja turbine. Tlak na izlazu iz turbine je

$$\frac{p_5}{p_4} = \left(1 - \frac{1}{\eta_{T,i}} \left(1 - \frac{T_5}{T_4}\right)\right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}. \quad (35)$$

Temperatura na izlazu iz turbine se računa iz izraza:

$$\left(\frac{T_5}{T_4}\right) = 1 - \frac{\left(\frac{c_{p,c}}{c_{p,h}}\right)T_2}{\lambda\eta_m(1+f)T_4} \left[\left(\frac{T_3}{T_2}\right) - 1\right], \quad (36)$$

gdje je  $\eta_m$  mehanički stupanj djelovanja, a  $\lambda$  omjer snage potrebne za pokretanje kompresora i snage raspoložive u turbini. Komora dogorijevanja je vrlo slična komori izgaranja, te se u nju ubrizgava dodatno gorivo i svrha joj je povećati vrijednost potiska. I u tom procesu dolazi do određenih gubitaka. Izgaranjem dodatne količine goriva dolazi do znatnog povišenja temperature i postiže se maksimalna temperatura u procesu ( $T_6 = T_{max}$ ). Tlak na izlazu iz komore dogorijevanja, stanje 6, je manji od tlaka na ulazu, stanje 5, te se izražava kao

$$p_6 = p_5 - \Delta p. \quad (37)$$

Bilanca energije komore dogorijevanja je

$$(1 + f)c_{p,5}T_5 + \eta_{KD}f_{KD}Q_R = (1 + f + f_{KD})c_{p,6}T_6. \quad (38)$$

Proces ekspanzije u mlaznici, od stanja 6 do stanja 7, sličan je procesu u turbini, te treba uzeti u obzir učinkovitost mlaznice. Kritični tlak može se izračunati iz izraza:

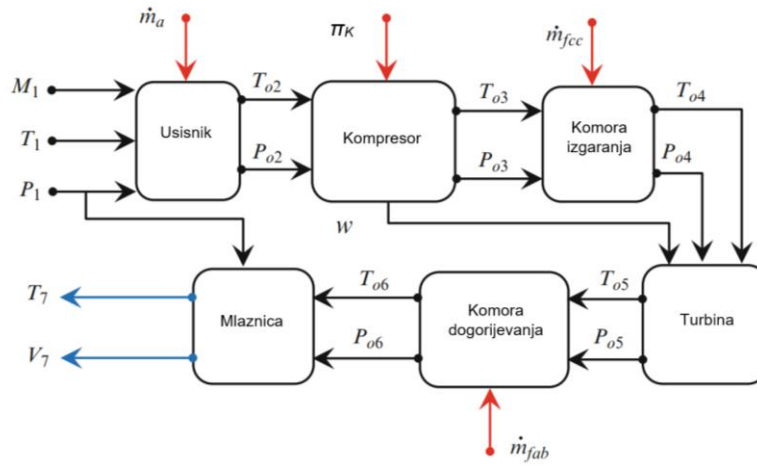
$$\frac{p_6}{p_c} = \frac{1}{\left[1 - \frac{1}{\eta_M} \left(\frac{\kappa-1}{\kappa+1}\right)\right]^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}}. \quad (39)$$

Kritični tlak se uspoređuje s tlakom okoline. Ako je kritični tlak veći ili jednak tlaku okoline, javlja se prigušeni tok u mlaznici te je tlak na izlazu iz mlaznice jednak kritičnom tlaku. Ako je tlak okoline veći od kritičnog tlaka, ne dolazi do prigušenog toka u mlaznici te je tlak na izlazu iz mlaznice jednak tlaku okoline [8]. Temperatura na izlazu iz mlaznice se računa iz izraza

$$\left(\frac{T_6}{T_7}\right) = \left(\frac{\kappa+1}{2}\right). \quad (40)$$

Općeniti izraz za brzinu ispušnih plinova je

$$V_7 = \sqrt{2c_p \eta_M T_6 \left[ 1 - \left( \frac{p_7}{p_6} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right]}. \quad (41)$$



Slika 24. Shema procesa kod turbomlaznog motora [8]

Na slici 24. prikazan je shematski prikaz procesa kod turbomlaznog motora, odnosno dijagram na kojem su prikazane sve ulazne i izlazne struje. Dva važna parametra koja definiraju performanse motora su specifični potisak i specifična potrošnja goriva [8]. Specifični potisak se računa iz sljedeće jednadžbe

$$\frac{T}{\dot{m}_a} = [(1 + f + f_{KD})V_7 - V] + \frac{A_7}{\dot{m}_a} (p_7 - p_a). \quad (42)$$

Specifična potrošnja goriva se može definirati kao potrošnja goriva izražena preko masenog protoka za postizanje jediničnog potiska:

$$TSFC = \frac{\dot{m}_f + \dot{m}_{f,KD}}{T}. \quad (43)$$

## 8. ZAKLJUČAK

Mlazni motor jedan je od najzahtjevnijih sustava na samom zrakoplovu. Razvoj znanosti i tehnologije uvelike je pridonio razvoju pogonskih sustava zrakoplova. Mlazni motori su u svojim osamdeset godina postojanja promijenili način putovanja ljudi i dobara u zračnom prometu. Današnji mlazni motori kontinuirano prate razvoj znanosti i tehnologije kako bi poboljšali performanse i postali ekološki prihvaćeniji. Mlazni motori su vrlo kompleksni te moraju zadovoljiti mnogobrojne zahtjeve: visoka razina pouzdanosti i sigurnosti, visoka učinkovitost, male dimenzije, mala masa i što veći omjer snage i mase, jednostavnost održavanja, niska emisija štetnih plinova.

Osnovni princip rada mlaznih motora, odnosno princip dobivanja potiska temelji se na trećem Newtonovom zakonu (zakon akcije i reakcije). Vrući plinovi izgaranja velikom brzinom prolaze kroz mlaznicu. Stvara se snažna struja zraka na stražnjoj strani motora, te se ta struja zraka kreće brže od struje okolišnog zraka i na taj se način stvara potisak koji pokreće zrakoplov prema naprijed. Mlazni motori se dijele na turbomlazne, turboventilatorske, turbopropelerske i turboosovinske.

Termodinamički proces u mlaznim motorima naziva se Braytonov proces u otvorenom sustavu. Odvija se između dvije izentrope i dvije izobare. Proces koji se odvijaju u mlaznim motorima su usisavanje, kompresija, izgaranje, ekspanzija i ispuhivanje. Efikasnost mlaznog motora ovisi o omjeru tlakova na ulazu i izlazu iz kompresora, te temperaturi plinova izgaranja.

Uz povijest razvoja mlaznih motora, vrste mlaznih motora i njihove osnovne dijelove, u radu je detaljno opisano kako nastaje potisak i prikazan je izvod do jednostavnog izraza za računanje potiska. Također, detaljno je opisana termodinamika mlaznih motora općenito i na primjeru turbomlaznog motora.

## 9. POPIS SIMBOLA

Oznaka	Jedinica	Opis/značenje
$A$	[m <sup>2</sup> ]	površina
$c_p$	[J/kgK]	specifični toplinski kapacitet pri stalnom tlaku
$c_v$	[J/kgK]	specifični toplinski kapacitet pri stalnom volumenu
$f$		omjer goriva i zraka
$F_x$	[N]	silna, funkcija potiska
$m$	[kg]	masa
$\dot{m}$	[kg/s]	maseni protok
$p$	[Pa]	apsolutni tlak
$\Delta p$	[Pa]	pad tlaka
$p_a$	[Pa]	atmosferski tlak
$p_c$	[Pa]	kritični tlak
$P$	[W]	snaga
$Q$	[J]	toplina
$Q_R$	[J/kg]	donja ogrjevna vrijednost goriva
$s$	[J/kgK]	specifična entropija
$T$	[N]	potisak, silna potiska
$T$	[K]	apsolutna temperatura
$TSFC$	[kg/J]	specifična potrošnja goriva
$V$	[m/s]	brzina
$V$	[m <sup>3</sup> ]	volumen

$W$

[J]

mehanički rad

**Grčke oznake**

**Opis/značenje**

$\eta$

stupanj djelovanja,  
koeficijent iskoristivosti,  
učinkovitost

$\kappa$

izentropski koeficijent

$\lambda$

omjer snage potrebne za  
pokretanje kompresora i  
snage raspoložive u  
turbini

$\nu$

parametar brzine

$\pi$

omjer tlakova

**Indeksi**

**Opis/značenje**

a

zrak

C

hladni zrak

dov

dovedena

ext

vanjska

f

gorivo

h

vrući plinovi izgaranja

i

izentropski

int

unutrašnja

K

kompresor

KD

komora dogorijevanja

KI

komora izgaranja

m

mehanički

M

mlaznica

max

maksimalan

odv

odvedena

p

potisak

t

termodinamički

T

turbina



## 10. LITERATURA

- [1] Steiner, S., Vidović, A., Bajor, I., Pita, O., Štimac, I., Zrakoplovna prijevozna sredstva 1, Fakultet prometnih znanosti Sveučilišta u Zagrebu, Zagreb, 2008.
- [2] Jasak, H., Mlazni Motori 1, Fakultet strojarstva i brodogradnje Sveučilišta u Zagrebu, Zagreb, 2013.
- [3] <https://hrvatski-vojniki.hr/razvoj-mlaznih-aviona-1937-1950/> (pristup 28. svibanj 2021.)
- [4] [https://hr.wikipedia.org/wiki/Komora\\_izgaranja](https://hr.wikipedia.org/wiki/Komora_izgaranja) (pristup 10. lipanj 2021.)
- [5] Jasak, H., Mlazni Motori 2, Fakultet strojarstva i brodogradnje Sveučilišta u Zagrebu, Zagreb, 2014.
- [6] <https://learnmech.com/axial-flow-compressor-parts-working-diagram-advantages-application/> (pristup 12. lipanj 2021.)
- [7] <https://www.airbestpractices.com/technology/air-compressors/centrifugal-air-compressor-controls-and-sizing-basics> (pristup 12. lipanj 2021.)
- [8] El-Sayed, F. A., Fundamentals of Aircraft and Rocket Propulsion, Springer, London, 2016.
- [9] <https://www.scienceworld.ca/resource/four-forces-flight/> (pristup 25. srpanj 2021.)
- [10] Galović, A., Termodinamika 1, vol. 2, Fakultet strojarstva i brodogradnje Sveučilišta u Zagrebu, Zagreb, 2002.
- [11] <https://www.nuclear-power.com/nuclear-engineering/thermodynamics/thermodynamic-cycles/brayton-cycle-gas-turbine-engine/types-of-brayton-cycle-open-closed-reverse-cycle/> (pristup 25. lipanj 2021.)
- [12] <https://www.nuclear-power.com/wp-content/uploads/2017/04/Brayton-Cycle-Ts-diagram.png> (pristup 25. lipanj 2021.)
- [13] Cengel, Y. A., Boles, M. A., Kanoglu, M., Thermodynamics: An Engineering Approach, vol. 9, McGraw Hill Education, New York, 2019.
- [14] Filipan, V., Tehnička termodinamika 5, Interna skripta, Fakultet kemijskog inženjerstva i tehnologije, Zagreb, 2016.

