Preliminarna konstrukcija malog turbomlaznog motora i vanprojektne karakteristike

Perutka, Ivana

Undergraduate thesis / Završni rad

2019

Degree Grantor / Ustanova koja je dodijelila akademski / stručni stupanj: **University of Zagreb, Faculty of Mechanical Engineering and Naval Architecture / Sveučilište u Zagrebu, Fakultet strojarstva i brodogradnje**

Permanent link / Trajna poveznica: https://urn.nsk.hr/urn:nbn:hr:235:331765

Rights / Prava: In copyright / Zaštićeno autorskim pravom.

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

Repository / Repozitorij:

Repository of Faculty of Mechanical Engineering and Naval Architecture University of Zagreb

Sveučilište u Zagrebu
Fakultet strojarstva i brodogradnje

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU

FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

ZAVRŠNI RAD

Ivana Perutka

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU

FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

ZAVRŠNI RAD

Mentor: Student:

Prof.dr.sc.Hrvoje Jasak Ivana Perutka

U Zagrebu, veljača 2019.

Izjavljujem da sam ovaj rad izradila samostalno koristeći znanja stečena tijekom studija i navedenu literaturu.

Zahvaljujem se mentoru, prof. dr. sc. Hrvoju Jasku, na njegovom stručnom vodstvu i pruženoj pomoći prilikom izrade ovog rada. Također se zahvaljujem mag. ing. Tessi Uroić na strpljenju i stručnim savjetima kada su mi bili najpotrebniji.

Ivana Perutka

U Zagrebu, veljača 2019.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE
Središnje povjerenstvo za završne i diplomske ispite
Povjerenstvo za završne i diplomske ispite studija zrakoplovstva

Sveučilište u Zagrebu Fakultet strojarstva i brodogradnje	
Datum 22-02-2019	Prilog
Klasa: 602-04/19-6/3	
Ur.broj: 15-1703-19-139	

ZAVRŠNI ZADATAK

Student: **Ivana Perutka** Mat. br.: 0035200372

Naslov rada na hrvatskom jeziku: **Preliminarna konstrukcija malog turbomlaznog motora i vanprojektne karakteristike**

Naslov rada na engleskom jeziku: **Preliminary design of a small turbojet engine and off-design performance**

Opis zadatka:

Za konstrukciju zrakoplova potrebno je analitički povezati ciklus motora i koncept trupa. Na performanse motora utječu dimenzija, oblik, težina i ravnoteža trupa, a na karakteristike trupa utječu performanse instaliranog pogonskog sustava. Zahtjevi na performanse motora s obzirom na dijelove zadane putanje letenja nazivaju se projektna misija. Obično se za proračun biraju pojedine točke putanje gdje se zahtijeva posebno ubrzanje, sposobnost manevra ili razina buke. U završnom zadatku potrebno je, za zadane uvjete, izraditi preliminarni koncept malog turbomlaznog motora bespilotnog zrakoplova te istražiti utjecaj vanprojektnih parametara na rad motora. Zadane su sljedeće veličine:

- masa zrakoplova 2000 kg, zrakoplov se uspinje na projektnu visinu leta (najviša točka leta u kojoj ne ubrzava) pod kutem 20°,
- visina najviše točke leta, 6000 m, te statička temperatura 261 K i statički tlak zraka 0.486 bar,
- omjer dužine i promjera trupa L/D=15,
- Machov broj 0.6.

Pretpostavlja se da u najvišoj točki leta motor ostvaruje najveći potisak. Plinska turbina nije hlađena te je dozvoljena temperatura na ulazu u turbinu jednaka 1200 K. Potrebno je izračunati:

- potisak,
- omjere temperatura na ulazu i izlazu iz kompresora i turbine,
- kompresijski i ekspanzijski omjer,
- vrijednosti totalne temperature i tlaka u najvažnijim točkama konstrukcije (ulaz u kompresor, izlaz iz kompresora, ulaz u turbinu, izlaz iz turbine, izlaz iz mlaznice),
- maseni protok zraka,
- površine poprečnih presjeka pojedinih dijelova konstrukcije i površinu grla mlaznice,
- izlaznu brzinu mlaza,
- termodinamičku i totalnu iskoristivost motora, te iskoristivost potiska.

Pretpostaviti da se kompresijski omjer može mijenjati između 4 i 14, te za taj raspon izračunati bezdimenzijski maseni protok i ovisnost skicirati u dijagramu. Pokazati utjecaj na performanse motora ako se za isti nominalni potisak, temperatura na ulazu u turbinu poveća na 1500 K.

U radu navesti svu korištenu literaturu i eventualno dobivenu pomoć.

Zadatak zadan:	Rok predaje rada:	Predviđeni datumi obrane:
29. studenog 2018.	**1. rok:** 22. veljače 2019. **2. rok (izvanredni):** 28. lipnja 2019. **3. rok:** 20. rujna 2019.	**1. rok:** 25.2. - 1.3. 2019. **2. rok (izvanredni):** 2.7. 2019. **3. rok:** 23.9. - 27.9. 2019.

Zadatak zadao:

Prof. dr. sc. Hrvoje Jasak

Predsjednik Povjerenstva:

Prof. dr. sc. Milan Vrdoljak

U Zagrebu, veljača 2019.

SADRŽAJ

POPIS SLIKA ii
POPIS TABLICA iii
POPIS OZNAKA iv
SAŽETAK 1
1. UVOD 2
2. PRORAČUN GEOMETRIJSKIH KARAKTERISTIKA MLAZNOG MOTORA 4
2.1. Potreban potisak zrakoplova za zadani režim leta 6
2.2. Omjeri temperature na ulazu i izlazu iz kompresora i turbine 7
2.3. Vrijednosti totalne temperature i tlaka u najvažnijim točkama konstrukcije (ulaz u kompresor, izlaz iz kompresora, ulaz u turbinu, izlaz iz turbine, izlaz iz mlaznice) 15
2.4. Proračun masenog protoka zraka 16
2.5. Površine poprečnih presjeka pojedinih dijelova konstrukcije i površine grla mlaznice . 17
2.6. Izlazna brzina mlaza 22
2.7. Termodinamička i totalna iskoristivost motora te iskoristivost potiska 23
3. MAPE RADA 26
3.1. Karakteristike mapa rada 26
3.2. Izrada mape rada zadanog mlaznog motora 29
4. VANPROJEKTNO PONAŠANJE KOMPONENATA MLAZNOG MOTORA 34
5. ZAKLJUČAK 40

POPIS SLIKA

Slika 1: Presjek mlaznog motora, [2] 4
Slika 2: Karakteristične osi zrakoplova 6
Slika 3: Ovisnost normaliziranog potiska o kompresijskim omjerima temperatura, [2] 13
Slika 4: Ovisnost bezdimenzijskog masenog protoka o Machovom broju, [5] 19
Slika 5: Mapa rada kompresora, [6] 27
Slika 6: Beta linija, [6] 28
Slika 7: Ovisnost bezdimenzijskog masenog protoka o kompresijskim omjerima tlakova 32

POPIS TABLICA

Tablica 1: Ovisnost bezdimenzijskog masenog protoka o kompresijskim omjerima tlakova 32
Tablica 2: Usporedba rezultata različitih ulaznih turbinskih temperatura 38

POPIS OZNAKA

A	m^2	površina
A_2	m^2	površina poprečnog presjeka kompresora
A_2'	m^2	vanprojektna površina poprečnog presjeka kompresora
A_4	m^2	površina poprečnog presjeka turbine
A_4'	m^2	vanprojektna površina poprečnog presjeka turbine
A_7	m^2	površina poprečnog presjeka mlaznice
A_7'	m^2	vanprojektna površina poprečnog presjeka mlaznice
A_c	m^2	površina usisa struje radnog fluida
A_e	m^2	površina ispuha struje radnog fluida
a_o	m/s	brzina zvuka slobodne struje
a	m/s	brzina zvuka
c_p	kJ/kgK	specifični toplinski kapacitet
D_2	m	promjer poprečnog presjeka kompresora
D_4	m	promjer poprečnog presjeka turbine
D_7	m	promjer poprečnog presjeka mlaznice
D_2'	m	vanprojektni promjer poprečnog presjeka kompresora
D_4'	m	vanprojektni promjer poprečnog presjeka turbine
D_7'	m	vanprojektni promjer poprečnog presjeka maznice
F	N	potisak
F'	N	vanprojektni potisak
f	-	omjer masenog protoka goriva i masenog protoka zraka

f'	-	vanprojektni omjer masenog protoka goriva i masenog protoka zraka
g	m/s^2	gravitacijsko ubrzanje
h	kJ/kg	specifična entalpija fluida
Δh_c	kJ/kg	razlika entalpija na kompresoru
Δh_t	kJ/kg	razlika entalpija na turbini
I	s	specifični impuls
I'	N	vanprojektni specifični impuls
L	N	uzgon
M_2	-	aksijalni Machov broj
$\bar{m}_2$	-	bezdimenzijska funkcija toka ovisna o Machovom broju
$\bar{m}_{2d}$	-	vrijednost bezdimenzijske funkcije toka ovisne o Machovom broju vezane za zadani mlazni motor
Ma	-	Machov broj
M_e	-	Machov broj izlazne struje radnog fluida
M_o	-	Machov broj leta
M_u	-	Machov broj na obodu kompresorskih lopatica
m	kg	masa zrakoplova
$\dot{m}_a$	kg/s	protočna masa goriva koja ulazi u dio za naknadno izgaranje
$\dot{m}_e$	kg/s	maseni protok izlazne struje radnog fluida
$\dot{m}_f$	kg/s	protočna masa goriva
$\dot{m}_f'$	kg/s	vanprojektna protočna masa goriva
$\dot{m}_o$	Kg/s	maseni protok ulazne struje radnog fluida
$\dot{m}_o'$	kg/s	vanprojektni maseni protok ulazne struje radnog fluida

P_c	kW	snaga kompresora
P_t	kW	snaga turbine
p_e	Pa	tlak izlazne struje radnog fluida
p_o	Pa	statički tlak slobodne struje
p_{t0}	Pa	totalni tlak slobodne struje
p_{t2}	Pa	totalni tlak radnog fluida na ulazu u kompresor
p_{t3}	Pa	totalni tlak radnog fluida na izlazu iz kompresora
p_{t2}'	Pa	vanprojektni totalni tlak radnog fluida na ulazu u kompresor
p_{t3}'	Pa	vanprojeknti totalni tlak radnog fluida na izlazu iz kompresora
p_{t4}	Pa	totalni tlak radnog fluida na ulazu u turbinu
p_{t4}'	Pa	vanprojektni totalni tlak radnog fluida na ulazu u turbinu
p_{t5}	Pa	totalni tlak radnog fluida na izlazu iz turbine
p_{t5}'	Pa	vanprojeknti totalni tlak radnog fluida na izlazu iz turbine
p_{t7}	Pa	totalni tlak radnog fluida u mlaznici
p_{t7}'	Pa	vanprojektni totalni tlak radnog fluida u mlaznici
p_{te}	Pa	totalni tlak struje radnog fluida na izlazu iz mlaznog motora
R	J/kgK	specifična plinska konstanta
T	K	temperatura
T_e	K	totalna temperatura izlazne struje radnog fluida
T_o	K	statička temperatura slobodne struje
T_{t0}	K	totalna temperatura slobodne struje
T_{t2}	K	totalna temperatura na ulazu u kompresor

T_{t2}'	K	vanprojektna totalna temperatura na ulazu u kompresor
T_{t3}	K	totalna temperatura na izlazu iz kompresora
T_{t3}'	K	vanprojektna totalna temperatura na izlazu iz kompresora
T_{t4}	K	totalna temperatura na ulazu u turbinu
T_{t4}'	K	vanprojektna totalna temperatura na ulazu u turbinu
T_{t5}	K	totalna temperatura na izlazu iz turbine
T_{t5}'	K	vanprojektna totalna temperatura na izlazu iz turbine
T_{t7}	K	totalna temperatura u mlaznici
T_{t7}'	K	vanprojektna totalna temperatura u mlaznici
T_{te}	K	totalna temperatura izlazne struje radnog fluida
u_e	m/s	brzina izlaznog mlaza radnog fluida
u_e'	m/s	vanprojektna brzina izlaznog mlaza radnog fluida
u_o	m/s	brzina ulazne struje radnog fluida
W	N	težina zrakoplova
z	m	visina najviše točke leta
γ	°	kut uspinjanja na projektnu visinu
Γ	-	značajka ovisna o izentropskom eksponentu
η_p	-	iskoristivost potiska
η_p'	-	vanprojektna iskoristivost potiska
η_t	-	termodinamička iskoristivost
η_t'	-	vanprojektna termodinamička iskoristivost
η_{uk}	-	ukupna iskoristivost

η_{uk}'	-	vanprojektna ukupna iskoristivost
θ_0	-	omjer totalne temperature komponente mlaznog motora i statičke temperature okoliša
θ_t	-	omjer totalne temperature na ulazu u turbinu i statičke temperature okoliša
θ_t'	-	vanprojektni omjer totalne temperature na ulazu u turbinu i statičke temperature okoliša
ϑ	-	omjer totalne temperature na ulazu u turbinu i totalne temperature okoliša
κ	-	izentropski eksponent
π_b	-	omjer totalnih tlakova prije i nakon izgaranja
π_c	-	omjer totalnih tlakova prije i nakon kompresije
π_c'	-	vanprojektni omjer totalnih tlakova prije i nakon kompresije
π_{Cd}	-	vrijednost omjera totalnih tlakova prije i nakon kompresije za zadani mlazni motor
π_d	-	omjer stagnacijskog tlaka i tlaka na ulazu u mlazni motor
π_t	-	omjer totalnih tlakova prije i nakon ekspanzije
π_t'	-	vanprojektni omjer totalnih tlakova prije i nakon ekspanzije
ρ	kg/m^3	gustoća
τ_c	-	omjer totalnih temperatura prije i nakon kompresije
τ_c'	-	vanprojektni omjer totalnih temperatura prije i nakon kompresije
$(\tau_c)_{max}$	-	maksimalni omjer totalnih temperatura prije i nakon kompresije
τ_t	-	omjer totalnih temperatura prije i nakon ekspanzije
τ_t'	-	vanprojektni omjer totalnih temperatura prije i nakon ekspanzije

SAŽETAK

U sklopu ovog završnog rada provedena je preliminarna konstrukcija malog turbomlaznog motora. Preliminarna konstrukcija obuhvaća radne karakteristike mlaznog motora kao što su ulazne i izlazne vrijednosti temperatura i tlakova radnog fluida pri prolasku kroz kompresor, turbinu ili mlaznicu te geometrijske karakteristike koje obuhvaćaju površine poprečnih presjeka prethodno spomenutih komponenata kako bi se dobio osjećaj o veličini mlaznog motora. Objašnjen je pojam mapa rada, gdje i kada se koriste te je prikazan pojednostavljen prikaz mape rada kompresora zadanog mlaznog motora. Prikazan je rad mlaznog motora u uvjetima za koje nije projektiran te je zaključno provedena rasprava značenja promjene uvjeta rada komponente mlaznog motora u pogledu njegovih radnih i geometrijskih karakteristika.

1. UVOD

Korištenje principa rada mlaznih motora datira još od doba starih Grka kada je Heron Aleksandrijski izumio svoju kuglu čije su mlaznice bile okomite na os rotacije, a ispuštale su mlaz vruće pare i tako okretale tu kuglu. Princip pokretanja nekakvog tijela je ostao isti: temelj je potisak koji se stvara kao reakcija na usmjereno strujanje fluida. Strujanje fluida kod mlaznih motora podrazumijeva strujanje ispušnih plinova nakon procesa izgaranja, koji imaju takav potencijal u smislu temperature i brzine, da su u mogućnosti stvoriti reakcijsku silu, silu potiska, koja pogoni tijelo veličine zrakoplova, od onih civilnih pa do borbenih.

Mlazni motori se po svojoj konstrukciji i strujanjima fluida mogu podijeliti prema različitim svojstvima, no bitno je istaknuti najupečatljivije mlazne motore: klasični, turboventilatorski i turbopropelerski. Unatoč konstrukcijskim razlikama, osnova tih motora je jednaka te se sastoji od: „hladnog dijela“: usisnik i kompresor, „toplog dijela“: komora za izgaranje, turbina i ispušna cijev. Konstrukcijske razlike između spomenutih mlaznih motora očituju se u usisu gdje se kod turboventilatorskog motora usis zraka provodi preko ventilatora koji se nalazi unutar kućišta motora, a kod turbopropelerskog preko propelera koji se nalazi izvan kućišta te stvara većinu potiska tjeranjem hladne struje zraka oko kućišta. [1]

Cilj svakog od navedenih tipova mlaznih motora je stvaranje potiska, odnosno pogonjenje zrakoplova uz što manje gubitke. Drugim riječima, poželjno je što više iskoristiti potencijal struje fluida, uz minimalno moguće uložene energije. Ovdje se uložena energija odnosi na mehanički rad koji je potreban kako bi se pogonio kompresor, te također na gorivo koje bi se trebalo koristiti u što manjim količinama. Kako bi se osigurale optimalne performanse mlaznih motora tijekom leta zrakoplova, potrebno je dimenzionirati i proračunati mlazni motor za uvjete rada u kojima će se on nalaziti, ovisno o tome o kakvom se zrakoplovu radi.

Konstrukcijske komponente mlaznog motora su tako proračunate da se fluid pri prolasku kroz jednu od komponenata pripremi za sljedeću komponentu. Na takav način se dolazi do optimalne točke rada mlaznog motora, odnosno njegovih komponenata. Optimalna točka rada mlaznog motora je upravo ona točka u kojoj se ostvaruje najveća iskoristivost mlaznog motora odnosno njegovih komponenata, uz minimalne gubitke za određeni režim leta. No, zbog čestih promjena

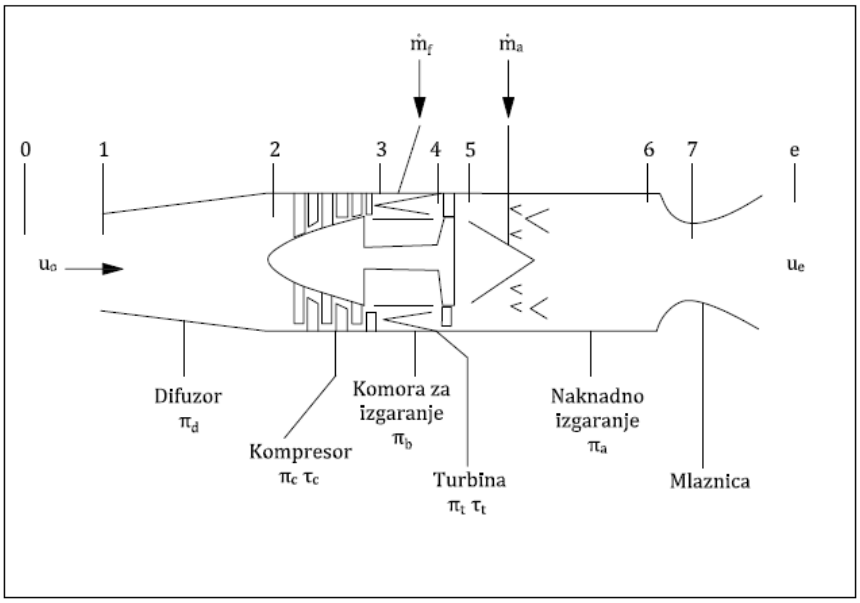
režima leta, što je pogotovo vidljivo kod borbenih aviona, fluid mijenja svoje karakteristike pa se i rad komponenata mlaznog motora mora prilagođavati.

Komponente mlaznog motora koje se najviše proučavaju su kompresor i turbina, za koje su određene i mape rada koje prikazuju realne granice unutar kojih bi radna točka, a time i ona optimalna, trebale biti. Izvan zadanih granica nema smisla proučavati rad komponenata mlaznog motora, jer konstruirani mlazni motor izvan tih granica ne može raditi. Tako će radna točka mijenjati svoj položaj unutar zadanih granica rada komponente mlaznog motora: od optimalne, za koju je ta komponenta proračunata, do neke druge koja je uvjetovana drugačijim režimom leta. U ovome završnom radu dimenzionirati će se mali turbomlazni motor prema lit. [2] te istražiti performanse istog pri radnim točkama koje odstupaju od one optimalne.

2. PRORAČUN GEOMETRIJSKIH KARAKTERISTIKA MLAZNOG MOTORA

Potrebno je pronaći karakteristike mlaznog motora zrakoplova u manevru uspinjanja. Za zrakoplove postoje dva bitna načina uspinjanja: koriste najveći kut penjanja, što im omogućava prelazak najkraćeg puta penjanja ili najveću brzinu penjanja, što im omogućava najmanje vrijeme penjanja. Inače, spuštanje, a pogotovo penjanje zrakoplova, označavaju one kritične trenutke u kojima dolaze do izražaja mogućnosti i kvalitete performansa mlaznoga motora pa tako i konstrukcije zrakoplova. Kada se značajke rada mlaznog motora proračunaju u takvim uvjetima, savladavanje horizontalnog leta ne predstavlja problem.

Prije rješavanja zadatka potrebno je prikazati presjek mlaznog motora radi uspostavljanja nazivlja tijekom proračuna. Na slici 1 prikazan je presjek jednog klasičnog mlaznog motora.



Slika 1: Presjek mlaznog motora, [2]

Svaki broj na slici 1 označava karakterističan presjek po dužini mlaznog motora, [2]:

0 - presjek slobodne struje fluida koja nastrujava na motor,

- u_0 - brzina ulazne struje,
- $\dot{m}_o$ - maseni protok ulazne struje radnog fluida,
- p_o – tlak okolne struje fluida,

1 - presjek usisa motora kod kojeg karakteristična površina odgovara usisu struje fluida (A_c),

- Difuzor - smanjuje brzinu fluida koji nastrujava na mlazni motor s Machovog broja leta (M_o) na aksijalni Machov broj (M_2) koji je potreban kompresoru,
- π_d - omjer stagnacijskog tlaka i tlaka na ulazu u mlazni motor p_1,

2 - ulazni presjek kompresora,

- Kompresor – približno izentropski podiže temperaturu i tlak struji fluida,
- π_c - omjer stagnacijskog tlaka i tlaka nakon kompresije,
- τ_c - omjeri temperatura prije i nakon kompresije,

3 - izlazni presjek kompresora,

- Komora za izgaranje - podiže temperaturu radne tvari pri približno konstantnom tlaku,
- $\dot{m}_f$ - protočna masa goriva,
- π_b - omjer tlakova prije i nakon izgaranja,

4 - ulazni presjek turbine,

- π_t - omjer tlakova prije i nakon ekspanzije,
- τ_t - omjer temperatura prije i nakon ekspanzije,

5 - izlazni presjek turbine,

- $\dot{m}_a$ - protočna masa koja ulazi u dio za naknadno izgaranje,
- Naknadno izgaranje - ponovno zagrijavanje zraka pri približno konstantnom tlaku,

6 - ispušna cijev,

7 - sonično grlo mlaznice,

- Mlaznica - ekspanzija vrućih plinova kako bi se proizveo mlaz velike brzine,

e - presjek ispuha motora,

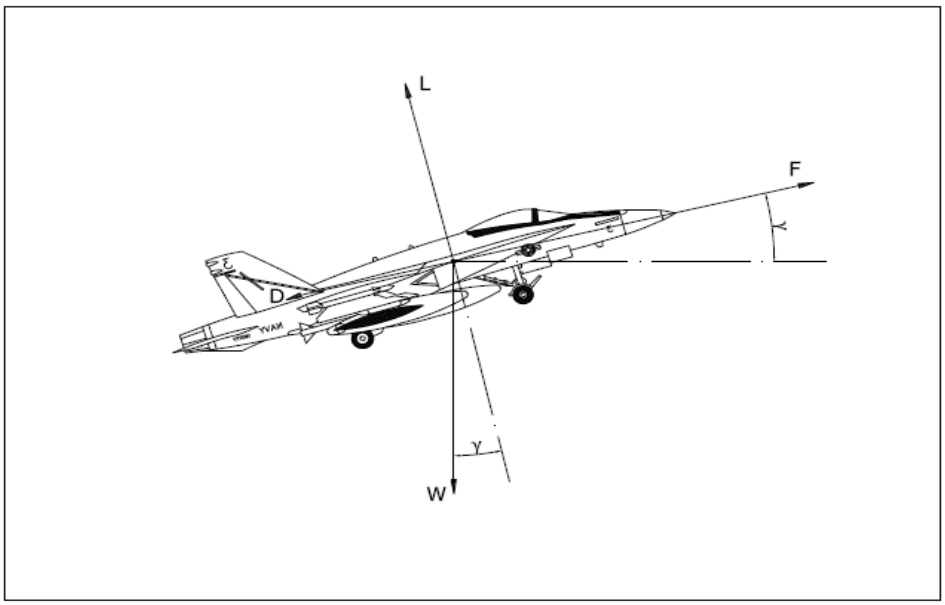
- u_e - brzina izlaznog mlaza,
- $\dot{m}_e$ - maseni protok izlazne struje radnog fluida,
- p_e – tlak izlazne struje radnog fluida.

Za rješavanje zadatka završnog rada zadani su sljedeći podaci:

- Masa zrakoplova: $m = 2000$ kg,
- Kut uspinjanja na projektnu visinu: $\gamma = 20°$,
- Visina najviše točke leta: $z = 6000$ m,
- Statička temperatura: $T_0 = 261$ K,
- Statički tlak zraka: $p_0 = 0{,}486$ bar,
- Omjer sile uzgona naspram sile otpora: $L/D = 15$,
- Machov broj: $Ma = 0{,}6$,
- Dozvoljena temperatura na ulazu u turbinu: $T_{t4} = 1200$ K.

2.1. Potreban potisak zrakoplova za zadani režim leta

Pri rješavanju ovog dijela zadatka poželjno je prikazati zrakoplov s odgovarajućim osima i silama. Na slici 2 prikazana je takva konfiguracija zrakoplova.



Slika 2: Karakteristične osi zrakoplova

Na slici su vidljive četiri značajke zrakoplova; uzgon (L), težina (W), otpor (D) i potisak (F). Kako je prethodno spomenuto, kut penjanja označuje se s gamma (γ) i u ovome zadatku je konstantan.

Potrebno je postaviti jednadžbe jednakosti sila kako slijedi:

$$L = W \cdot \cos(\gamma), \tag{1}$$

$$F = D + W \cdot \sin(\gamma). \tag{2}$$

Moguće je raspisati otpor zrakoplova preko uzgona zrakoplova kako slijedi:

$$D = \frac{L}{\left(\frac{L}{D}\right)}. \tag{3}$$

Nakon uvrštavanja jednadžbe (3) u (2) izraz za potisak je sljedeći:

$$F = \frac{L}{\frac{L}{D}} + W \cdot \sin(\gamma) = W \cdot \left(\frac{\cos(\gamma)}{\frac{L}{D}} + \sin(\gamma)\right).$$

Uz zadane parametre težine, kuta penjanja i omjera sile uzgona naspram sile otpora:

$$\mathrm{W} = 2000 \cdot 9{,}8 = 19600 \text{ N},$$

$$\gamma = 20°,$$

$$\mathrm{L/D} = 15,$$

moguće je odrediti iznos sile potiska potrebne za pogonjenje zadanog zrakoplova:

$$F = 19600 \cdot \left(\frac{\cos(20)}{15} + \sin(20)\right) = 7931 \text{ N}.$$

2.2. Omjeri temperature na ulazu i izlazu iz kompresora i turbine

Pri rješavanju ovog dijela zadatka potrebno je koristiti sljedeće zadane vrijednosti:

- Visina leta: $\mathrm{z} = 6000$ m,
- Statička temperatura: $\mathrm{T_0} = 261$ K,
- Statički tlak: $\mathrm{p_0} = 0{,}486$ bar,
- Dozvoljena temperatura na ulazu u turbinu: $\mathrm{T_{t4}} = 1200$ K,
- Machov broj: $\mathrm{Ma} = 0{,}6$.

Sve termodinamičke zakonitosti, poput jednadžbe izentropske promjene stanja i vrijednosti izentropskog eksponenta κ, koje se koriste u proračunu koji slijedi, preuzete su iz lit. [3].

Potrebno je definirati značajku totalnog tlaka i temperature koji se koriste u ovome dijelu proračuna. Totalni tlak je onaj statički tlak kojeg fluid postiže nakon što ga se izentropski zaustavi s nekog Machovog broja. Omjer totalnog i statičkog tlaka pri nekom Machovom broju definiran je prema jednadžbi (4):

$$\frac{p_t}{p} = \left(1 + \left(\frac{\kappa - 1}{2}\right) \cdot M^2\right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}, \tag{4}$$

gdje je κ izentropski eksponent koji poprima vrijednost od 1,4 za zrak.

Identična definicija, a i izračun, koriste se i za totalnu temperaturu prema jednadžbi (5):

$$\frac{T_t}{T} = \left(1 + \left(\frac{\kappa - 1}{2}\right) \cdot M^2\right) = \theta_0. \tag{5}$$

Ovdje je značajka θ_0 definirana kao omjer totalne temperature komponente mlaznog motora naspram okolne statičke temperature.

Vrijednost značajke θ_0 je za ovaj slučaj:

$$\theta_0 = \left(1 + \left(\frac{1{,}4 - 1}{2}\right) \cdot (0{,}6)^2\right) = 1{,}072.$$

Jednaka se značajka može odrediti i za rad turbine s obzirom da je zadana temperatura fluida u točki 4, odnosno na ulaznom presjeku turbine. Stoga je Θ_t značajka koja se odnosi na turbinu mlaznog motora prema jednadžbi (6):

$$\theta_0 = \frac{T_{t4}}{T_0} = \frac{1200}{261} = 4{,}598. \tag{6}$$

Iz prethodnih izraza potrebno je odrediti i totalnu temperaturu slobodne struje fluida kako slijedi:

$$\theta_0 = \frac{T_{t0}}{T_0},$$

$$\mathrm{T_{t0}} = \theta_0 \cdot \mathrm{T_0} = 279{,}8\mathrm{K}.$$

Na identičan način određuje se i totalni tlak slobodne struje fluida kako slijedi:

$$\frac{p_{t0}}{p_0} = \theta_0{}^{\frac{\kappa}{\kappa-1}},$$

$$p_{t0} = p_0 \cdot \theta_0{}^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} = 4{,}86 \cdot 10^4 \cdot 1{,}072^{\frac{1{,}4}{1{,}4-1}} = 6{,}199 \cdot 10^4\ Pa.$$

Dakle, naknadno izračunate vrijednosti u ovom dijelu zadatka su:

- Omjer totalne i statičke temperature slobodne struje fluida: $\theta_0 = 1{,}072$,
- Omjer totalne temperature fluida na ulaznom presjeku turbine i statičke temperature slobodne struje fluida: $\theta_t = 4{,}598$,
- Totalna temperatura slobodne struje fluida: $\mathrm{T_{t0}} = 279{,}8$ K,
- Totalni tlak slobodne struje fluida: $\mathrm{p_{t0}} = 6{,}199 \cdot 104$ Pa.

Rješavanje se započinje osnovnom jednadžbom potiska mlaznih motora koja je jednaka razlici impulsnih sila koje djeluju na kontrolni volumen. Ukupni potisak mlaznog motora mora uključiti i unutarnje i vanjske sile kućišta tog motora pa jednadžba potiska glasi:

$$F = \dot{m}_e u_e - \dot{m}_o u_o + A_e(p_e - p_o). \tag{7}$$

Drugim riječima, potisak će se stvarati zbog razlike potencijala ulazne i izlazne struje, a pod potencijalom misli se na brzinu i maseni protok ulazne i izlazne struje radnog fluida, te također zbog razlike tlakova na izlaznom presjeku mlaznog motora između tlaka ispušnih plinova i okolnog tlaka struje fluida, što je rezultat nepotpune ekspanzije.

Ovu jednadžbu možemo prikazati u bezdimenzijskom obliku kako slijedi :

$$\frac{F}{\dot{m}_o \cdot u_o} = (1+f) \cdot \frac{u_e}{u_o} - 1 + \frac{A_e \cdot p_o}{\dot{m}_o \cdot u_o} \cdot \left(\frac{p_e}{p_o} - 1\right),$$

ako ustanovimo sljedeću jednakost:

$$\dot{m}_e = (1+f) \cdot \dot{m}_0,$$

gdje je značajka f omjer masenog protoka goriva koje se ubrizgava u komoru za izgaranje $\dot{m}_f$ i masenog protoka ulazne struje radnog fluida $\dot{m}_0$:

$$f = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_0}.$$

Isti izraz potiska zrakoplova se može dalje pojednostaviti:

$$\frac{F}{\dot{m}_o \cdot a_o} = M_0 \cdot \left(\frac{u_e}{u_o} - 1\right),$$

ako se uzmu u obzir sljedeće pretpostavke:

- $\mathrm{p_e} = \mathrm{p_o}$ – potpuna ekspanzija ispušnih plinova do okolišnjeg tlaka,
- f << 1 – maseni protok goriva $\dot{m}_f$ zanemariv je u usporedbi s masenim protokom ulazne struje radnog fluida $\dot{m}_0$,
- Machov broj leta je jednak: $M_o = \frac{u_o}{a_0}$.

Tako se zadatak određivanja potiska zrakoplova svodi na određivanje omjera ulazne i izlazne brzine fluida i masenog protoka ulazne struje radnog fluida.

Omjer ulazne i izlazne brzine može se prikazati pomoću jednadžbe (8):

$$\frac{u_e}{u_o} = \frac{M_e}{M_o} \cdot \sqrt{\frac{T_e}{T_o}}, \qquad (8)$$

koja dolazi iz definicije Machovog broja kako slijedi:

$$M = \frac{u}{a},$$

gdje se brzina zvuka raspisuje preko sljedeće jednakosti:

$$a = \sqrt{\kappa \cdot R \cdot T}.$$

Nakon što se odredi taj omjer brzina jednostavno je odrediti i potisak mlaznog motora.

Fluid svojim prolaskom kroz mlazni motor prolazi kroz različite komponente. Prolaskom kroz njih mijenja se temperatura, kao i tlak pa se tako mogu raspisati te promjene prema jednadžbama (9) i (10):

$$T_{te} = T_e \cdot \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} \cdot M_e^2\right) = T_o \cdot \theta_0 \cdot \tau_c \cdot \tau_t \cdot \tau_b = T_o \cdot \theta_t \cdot \tau_t, \tag{9}$$

$$p_{te} = p_e \cdot \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} \cdot M_e^2\right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} = \delta_0 \cdot p_0 \cdot \pi_c \cdot \pi_b \cdot \pi_t. \tag{10}$$

U jednadžbama (9) i (10) vidljivi su prethodno definirali izrazi, ali ih je poželjno raspisati prema jednadžbama (11), (12), (13), (14), (15) i (16):

- Za kompresor:

$$\frac{p_{t3}}{p_{t2}} = \pi_C, \tag{11}$$

$$\frac{T_{t3}}{T_{t2}} = \tau_C, \tag{12}$$

$$\pi_C = \tau_C^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}, \tag{13}$$

- Za turbinu:

$$\frac{p_{t5}}{p_{t4}} = \pi_t, \tag{14}$$

$$\frac{T_{t5}}{T_{t4}} = \tau_t, \tag{15}$$

$$\pi_t = \tau_t^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}. \tag{16}$$

Ako se uzme u obzir pretpostavka da je π_b, omjer tlakova komore za izgaranje, približno jednak jedinici, jer komora za izgaranje podiže temperaturu radnoj tvari pokušavajući zadržati približno

isti tlak, te da su tlakovi izlazne struje i okolnog fluida jednaki, odnosno da se odvila potpuna ekspanzija unutar turbine, onda se jednadžba (10) može zapisati na sljedeći način:

$$\left(1+\frac{\kappa-1}{2}\cdot M_e^2\right)=(\delta_0\cdot\pi_c\cdot\pi_b\cdot\pi_t)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}=\theta_0\cdot\tau_c\cdot\tau_t.$$

Jednostavno je odrediti Machov broj izlazne struje fluida kako slijedi:

$$M_e^2=\frac{2}{\kappa-1}\cdot(\theta_0\cdot\tau_c\cdot\tau_t-1).$$

Iz jednadžbe (9) moguće je izvući sljedeći omjer:

$$\frac{T_e}{T_0}=\frac{\theta_t\cdot\tau_t}{1+\frac{\kappa-1}{2}\cdot M_e^2}=\frac{\theta_t}{\theta_0\cdot\tau_c}=\frac{\theta}{\tau_c},$$

te nakon što se ovi izrazi uvrste u jednadžbu (8) :

$$\frac{u_e}{u_0}=\frac{\sqrt{\frac{2}{\kappa-1}\cdot(\theta_0\cdot\tau_c\cdot\tau_t-1)\cdot\frac{\theta_t}{\theta_0\cdot\tau_c}}}{M_0},$$

može se raspisati potisak normiran masenim protokom:

$$\frac{F}{\dot{m}_o\cdot a_o}=\sqrt{\frac{2}{\kappa-1}\cdot(\theta_0\cdot\tau_c\cdot\tau_t-1)\cdot\frac{\theta_t}{\theta_0\cdot\tau_c}}-M_0. \qquad (17)$$

Specifičnost mlaznih motora je upravo činjenica da su mehanički radovi turbine i kompresora međusobno povezani. Mehanički rad dobiven prolaskom ispušnih plinova preko lopatica turbine koristi se za pokretanje kompresora koji troši taj rad na komprimiranje ulazne struje fluida. Povezanost tih radova prikazana je jednadžbom (18) :

$$T_{t0}\cdot(\tau_c-1)=T_{t4}\cdot(1-\tau_t), \qquad (18)$$

ako se izraze omjeri temperatura turbine jednadžbom (19):

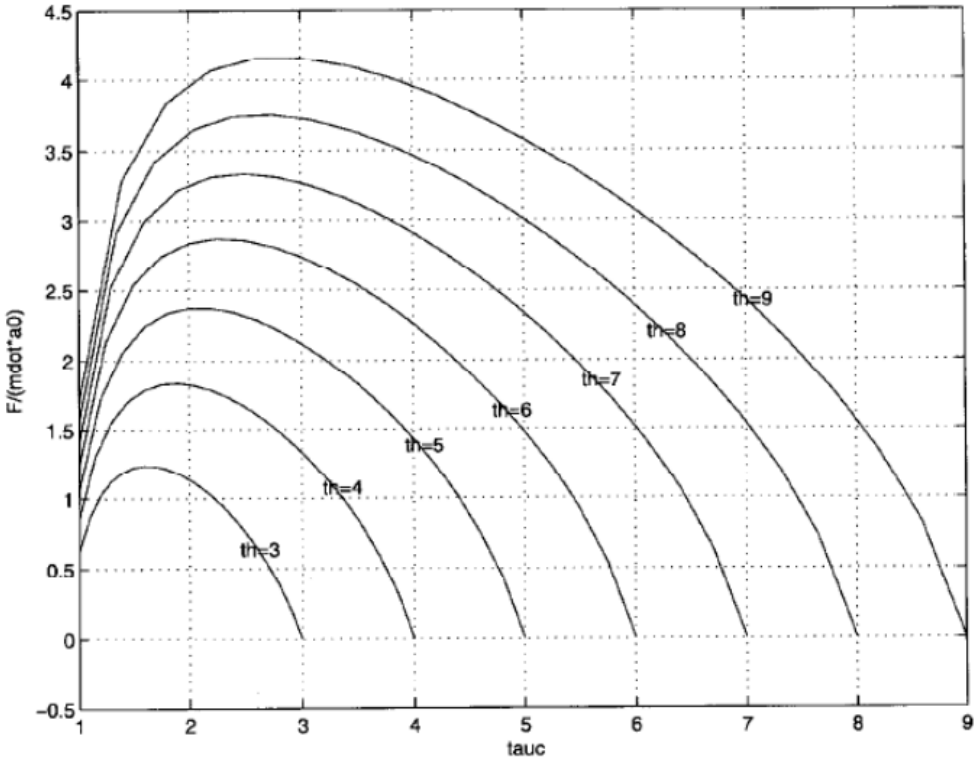
$$\tau_t=1-\frac{\theta_0}{\theta_t}\cdot(\tau_c-1), \qquad (19)$$

dobiva se konačni izraz za potisak normiran masenim protokom prema jednadžbi (20):

$$\frac{F}{\dot{m}_o \cdot a_o} = \sqrt{\frac{2}{\kappa - 1} \cdot \left(\theta_t \cdot \left(1 - \frac{1}{\theta_0 \cdot \tau_c} \right) - \theta_0 \cdot (\tau_c - 1) \right)} - M_0. \qquad (20)$$

Iz jednadžbe (20) vidljivo je da potisak ovisi o Machovom broju ulazne struje, odnosno brzini leta, omjeru temperatura kompresora τ_c koji se izabire pri proračunu kompresora, tj. određenom zadanom kompresijskom omjeru, značajki θ_t koja prikazuje izlaznu temperaturu komore za izgaranje i ovisna je o materijalima turbine, odnosno najvećoj temperaturi koju ti materijali mogu podnijeti te značajki θ_0 koja prikazuje stanje okoliša u pogledu njegove temperature .

Koristeći jednadžbu (20) moguće je prikazati međusobnu ovisnost normiranog potiska i omjera kompresijskih temperatura τ_c kako je prikazano na slici 3.



Slika 3: Ovisnost normaliziranog potiska o kompresijskim omjerima temperatura, [2]

Iz slike 3 je vidljivo da postoji najveća moguća vrijednost τ_c za zadani θ_t, koja se može izraziti derivirajući izraz u zagradi jednadžbe (20) kako slijedi:

$$\frac{\partial}{\partial \tau_c} \cdot \left(\theta_t \left(1 - \frac{1}{\theta_0 \cdot \tau_c}\right) - \theta_0 \cdot (\tau_c - 1)\right) = \frac{\theta_t}{\theta_0} \cdot \frac{1}{\tau_c^2} - \theta_0 = 0.$$

Iz prethodnog izraza slijedi da je najveća moguća vrijednost τ_c jednaka sljedećem izrazu:

$$(\tau_c)_{max} = \frac{\sqrt{\theta_t}}{\theta_0}. \qquad (21)$$

U sljedećem koraku potrebno je odrediti omjere tlakova i temperatura na ulazu i izlazu kompresora i turbine.

- Kompresor

Omjer temperatura, odnosno τ_c, slijedi iz izraza za τ_c maksimalno. Ovdje se koristi kompresijski omjer za maksimalni potisak, jer kako je prethodno naglašeno, radi se o režimu uspinjanja koji traži veće performanse mlaznog motora:

$$\tau_c = \frac{\sqrt{\theta_t}}{\theta_0} = \frac{\sqrt{4{,}598}}{1{,}072} = 2{,}0003.$$

Omjer tlakova, odnosno π_c, proizlazi iz izentropske jednakosti s obzirom da se pretpostavlja da kompresor komprimira radni fluid približno izentropski:

$$\pi_C = \tau_C^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} = 2{,}0003^{\frac{1.4-1}{1.4}} = 11{,}32.$$

- Turbina

Značajke omjera tlakova i temperatura turbine moguće je dobiti iz konstatacije da su mehanički radovi turbine i kompresora međusobno ovisni. Iz jednadžbe (19) može se izračunati vrijednost τ_t kako slijedi:

$$\tau_t = 1 - \frac{\theta_0}{\theta_t} \cdot (\tau_c - 1),$$

$$\tau_t = 1 - \frac{1{,}072}{4{,}598} \cdot (2{,}0003 - 1) = 0{,}7668,$$

a zatim iz izentropske jednakosti moguće je izračunati i omjere tlakova:

$$\pi_t = \tau_t^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} = 0{,}7668^{\frac{1.4-1}{1.4}} = 0{,}3948.$$

2.3. Vrijednosti totalne temperature i tlaka u najvažnijim točkama konstrukcije (ulaz u kompresor, izlaz iz kompresora, ulaz u turbinu, izlaz iz turbine, izlaz iz mlaznice)

Pri rješavanju ovog dijela zadatka koristit će se slika 1, odnosno slika presjeka mlaznog motora s odgovarajućim oznakama:

- Kompresor

  S obzirom da su poznate vrijednosti omjera temperatura i tlakova, odnosno vrijednosti τ_c i π_C, jednostavno se određuje totalna temperatura i tlak nakon kompresije kako slijedi:

$$T_{t3} = \tau_C \cdot T_{t0} = 2{,}0003 \cdot 279{,}8 = 559{,}7 \text{ K},$$

$$p_{t3} = \pi_C \cdot p_{t0} = 11{,}32 \cdot 6{,}199 \cdot 10^4 = 7{,}017 \cdot 10^5 \text{ Pa}.$$

  Ovdje su vrijednosti T_{t0} i p_{to} ulazne vrijednosti totalne temperature i tlaka fluida koji nastrujava na kompresor, a koje su prethodno izračunate.

- Turbina

  Jednaki iskaz vrijedi i za turbinu gdje se za prethodno izračunate omjere tlakova i temperatura, odnosno τ_t i π_t, mogu jednostavno izračunati i tlak i temperatura nakon ekspanzije kako slijedi:

$$T_{t5} = \tau_t \cdot T_{t4} = 0{,}7668 \cdot 1200 = 920{,}2 \text{ K},$$

$$p_{t5} = \pi_t \cdot p_{t4} = \pi_t \cdot p_{t3} = 0{,}3948 \cdot 7{,}017 \cdot 10^5 = 2{,}770 \cdot 10^5 \text{ Pa}.$$

  Ovdje su veličine T_{t4} i p_{t4} ulazne veličine tlaka i temperature, sada produkata izgaranja, koji nastrujavaju na turbinu. Ulazna temperatura je zadana, dok se za ulazni tlak turbine uzima izlazni tlak kompresora, jer kako je prethodno naglašeno, komora za izgaranje podiže temperaturu radnoj tvari držeći tlak približno konstantnim.

- Mlaznica

  S obzirom da u zadatku nije zadano ponovno izgaranje, može se pretpostaviti da će mlaz ispušnih plinova zadržati svoje karakteristike koje je poprimio prolaskom kroz turbinu i do mlaznica. Dakle, izlazni turbinski totalni tlak i temperatura su ujedno i totalni tlak i temperatura mlaznice kako slijedi:

$$T_{t7} = T_{t5},$$

$$p_{t7} = p_{t5}.$$

2.4. Proračun masenog protoka zraka

Za izračun masenog protoka zraka koristi se jednadžba (20). Pri izvođenju navedene jednadžbe uzeto je u obzir da se zanemaruje razlika između izlaznog tlaka mlaza ispušnih plinova i okolišnjeg tlaka. Dakle, vrijedi:

$$\frac{F}{\dot{m}_o \cdot a_o} = \sqrt{\frac{2}{\varkappa - 1} \cdot \left(\theta_t \left(1 - \frac{1}{\theta_0 \cdot \tau_c}\right) - \theta_0 \cdot (\tau_c - 1)\right)} - M_0,$$

uz jednakost $\mathrm{p_e} = \mathrm{p_o}$.

Nakon uvrštavanja potrebnih izračunatih vrijednosti normirani potisak jednak je:

$$\frac{F}{\dot{m}_o \cdot a_o} = \sqrt{\frac{2}{1{,}4 - 1} \cdot \left(4{,}598 \cdot \left(1 - \frac{1}{1{,}072 \cdot 2{,}0003}\right) - 1{,}072 \cdot (2{,}0003 - 1)\right)} - 0{,}6,$$

$$\frac{F}{\dot{m}_o a_o} = 2{,}0278.$$

U izrazu se pojavljuje vrijednost a_0, brzina zvuka za dane uvjete leta koja se izračunava prema jednadžbi (22):

$$a_o = \sqrt{\kappa \cdot R \cdot T_0}. \qquad (22)$$

Nakon uvrštavanja karakteristika zraka, brzina zvuka a_0 iznosi:

$$a_o = \sqrt{\kappa \cdot R \cdot T_0} = \sqrt{1{,}4 \cdot 287{,}1 \cdot 261} = 323{,}8\ \frac{\mathrm{m}}{\mathrm{s}}.$$

Maseni protok zraka jednak je:

$$\dot{m}_o = \frac{F}{2{,}0278 \cdot a_o} = 12{,}078\ \frac{\mathrm{kg}}{\mathrm{s}}.$$

2.5. Površine poprečnih presjeka pojedinih dijelova konstrukcije i površine grla mlaznice

U ovom dijelu zadatka potrebno je pronaći površine poprečnih presjeka karakterističnih dijelova mlaznog motora. Najčešće su to, kako je već prije spomenuto, kompresor i turbina, uz dodatak mlaznice.

Za rješavanje ovog dijela zadatka potrebno je izraziti površine karakterističnih presjeka motora u ovisnosti o parametrima koji su poznati. Proračun je proveden prema lit. [4], a kreće se od jednadžbe (23), odnosno jednadžbe kontinuiteta:

$$\dot{m} = \rho \cdot A \cdot u. \qquad (23)$$

U ovoj jednadžbi maseni protok je prikazan kao umnožak gustoće fluida, površine cijevi kroz koju fluid protječe te brzine strujanja fluida. Brzinu strujanja fluida može se prikazati preko općeg izraza za Machov broj, prikazanog jednadžbom (24):

$$u = M \cdot a, \qquad (24)$$

gdje je brzina zvuka a_o jednaka jednadžbi (22).

Nadalje, gustoća fluida, u ovome slučaju zraka, može se prikazati preko jednadžbe stanja idealnog plina koja prema jednadžbi (25) glasi:

$$\rho = \frac{p}{RT}. \qquad (25)$$

Nakon uvrštavanja ovih značajki u jednadžbu (23) izraz za maseni protok postaje:

$$\dot{m} = \frac{p}{RT} \cdot AM \cdot \sqrt{\kappa \cdot R \cdot T} = p \cdot \sqrt{\frac{\kappa}{R \cdot T}} \cdot AM.$$

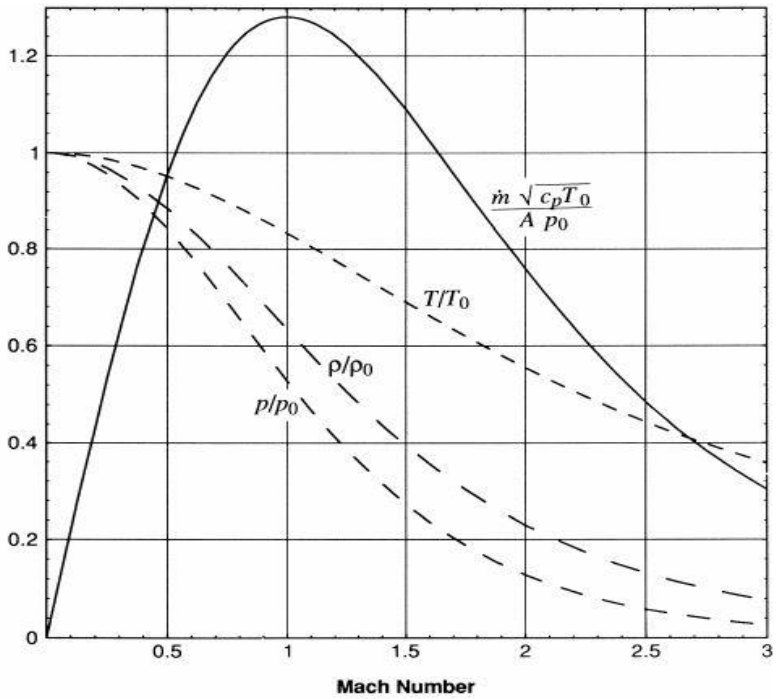
Tlak i temperaturu u ovoj jednadžbi poželjno je prikazati preko njihovih totalnih vrijednosti, koje su poznate. Stoga se u prethodnu jednadžbu uvrštavaju izrazi (4) i (5) te ona postaje:

$$\dot{m} = p_o \cdot \left(1 + \left(\frac{\kappa - 1}{2}\right) \cdot M^2\right)^{-\frac{\kappa}{\kappa-1}} \cdot \sqrt{\frac{\kappa \cdot \left(1 + \left(\frac{\kappa - 1}{2}\right) \cdot M^2\right)}{R \cdot T_0}} \cdot A \cdot M.$$

Nakon pojednostavljenja, istu jednadžbu se može napisati na sljedeći način:

$$\dot{m} = \frac{p_o \cdot A}{\sqrt{T_0}} \cdot \sqrt{\frac{\kappa}{R}} \cdot M \cdot \left(1 + \left(\frac{\kappa - 1}{2}\right) \cdot M^2\right)^{-\frac{\kappa+1}{2\cdot(\kappa-1)}}. \qquad (26)$$

Iz ovog izraza vidljivo je da porastom totalnog tlaka i površine poprečnog presjeka, raste i maseni protok fluida, dok porastom temperature taj isti maseni protok opada. Relacija s brzinom, odnosno Machovim brojem, je nešto teža za odrediti, jer nije jasno vidljiva iz jednadžbe. Stoga je poželjno ovisnost masenog protoka fluida u ovisnosti o Machovom broju, odnosno brzini, prikazati grafički, što se vidi na slici 4.



Slika 4: Ovisnost bezdimenzijskog masenog protoka o Machovom broju, [5]

Iz slike 4 je vidljivo da porastom Machovog broja, odnosno brzine, raste i maseni protok fluida. Takav trend nastavlja se sve dok Machov broj ne dostigne vrijednost jedinice kada je i maseni protok jednak svom maksimumu, nakon kojeg maseni protok porastom Machovog broja počinje opadati. Ta se točka naziva točka zagušenja protoka, a zagušenje protoka je strujanje kod kojeg pad tlaka u smjeru strujanja neće povećati maseni protok fluida koji struji.

Sada je potrebno prethodni izvod dovesti u korelaciju s površinama karakterističnih presjeka mlaznog motora:

- Turbina i grlo mlaznice

Zagušeni protok pretpostavlja se i na ulazu u turbinu, odnosno kod njenih statorskih lopatica i u grlu mlaznice mlaznog motora. Iako zagušeno strujanje fluida u realnom slučaju nije idealno, ono omogućava bitnu pretpostavku koja olakšava izračun karakterističnih površinskih presjeka.

Budući da je strujanje u turbini i grlu mlaznice zagušeno, pretpostavlja se da je brzina strujanja jednaka $\mathrm{Ma} = 1$ pa se jednadžbu (*26*) može zapisati kako slijedi:

$$\dot{m} = \frac{p_t \cdot A}{\sqrt{R \cdot T_t}} \cdot \Gamma(\kappa), \qquad (27)$$

gdje se $\Gamma(\kappa)$ iz jednadžbe (27) može raspisati prema jednadžbi (28):

$$\Gamma(\kappa) = \sqrt{\kappa} \cdot \left(\frac{2}{\kappa+1}\right)^{\frac{\kappa+1}{2\cdot(\kappa-1)}} = \sqrt{1{,}4} \cdot \left(\frac{2}{1{,}4+1}\right)^{\frac{1{,}4+1}{2\cdot(1{,}4-1)}} = 0{,}6339. \quad (28)$$

Tada je površina A_4, odnosno površina ulaznog presjeka turbine jednaka:

$$\dot{m} = \frac{p_{t4} \cdot A_4}{\sqrt{R \cdot T_{t4}}} \cdot \Gamma(\kappa), \quad (29)$$

$$A_4 = \dot{m} \cdot \frac{\sqrt{R \cdot T_{t4}}}{p_{t4} \cdot \Gamma}, \quad (30)$$

$$A_4 = 12{,}08 \cdot \frac{\sqrt{287 \cdot 1200}}{7{,}017 \cdot 10^5 \cdot 0{,}6339} = 0{,}01594 \text{ m}^2. \quad (31)$$

Moguće je prikazati i promjer ulaznog presjeka turbine D_4, pomoću jednadžbe (32):

$$D_4 = \sqrt{A_4 \cdot \frac{4}{\pi}} = 0{,}1425 \text{ m}. \quad (32)$$

Površina A_7, odnosno površina grla mlaznice, računa se prema jednadžbi (33):

$$\dot{m} = \frac{p_{t7} \cdot A_7}{\sqrt{R \cdot T_{t7}}} \cdot \Gamma(\kappa), \quad (33)$$

$$A_7 = \dot{m} \cdot \frac{\sqrt{R \cdot T_{t7}}}{p_{t7} \cdot \Gamma}, \quad (34)$$

$$A_7 = 12{,}08 \cdot \frac{\sqrt{287 \cdot 920{,}2}}{2{,}77 \cdot 10^5 \cdot 0{,}6339} = 0{,}03535 \text{ m}^2. \quad (35)$$

Promjer grla mlaznice D_7 je prema jednadžbi (36) jednak:

$$D_7 = \sqrt{A_7 \cdot \frac{4}{\pi}} = 0{,}2122 \text{ m}. \quad (36)$$

U svim se jednadžbama koristio maseni protok izračunat u prethodnoj stavci.

- Kompresor

Kod kompresora je potrebno uzeti u obzir promjenu masenog toka fluida s Machovim brojem, zbog toga što je usis mlaznog motora dimenzioniran na takav način da se struja fluida koja ulazi u motor nužno usporava, kako bi kompresor imao vremena efektivno tu struju komprimirati. Zato se pretpostavlja da se struja ne zagušava, jer je brzina fluida na ulasku u kompresor podzvučna pa se maseni protok fluida računa putem jednadžbe (37):

$$\dot{m} = \frac{p_t \cdot A}{\sqrt{R \cdot T_t}} \cdot \Gamma(\kappa) \cdot \bar{m}\,(M), \tag{37}$$

gdje je značajka $\bar{m}$ bezdimenzijska funkcija toka ovisna o Machovom broju, gdje se ta ovisnost može prikazati kao jednadžba (38):

$$\bar{m}\,(M) = M \cdot \left(\frac{\frac{\kappa+1}{2}}{1 + \frac{\kappa-1}{2} \cdot M^2} \right)^{\frac{\kappa+1}{2\cdot(\kappa-1)}}. \tag{38}$$

Slijedi da je značajka $\bar{m}$ za strujanje fluida u kompresoru jednaka:

$$\bar{m}_2\,(M_2) = M_2 \cdot \left(\frac{\frac{\kappa+1}{2}}{1 + \frac{\kappa-1}{2} \cdot {M_2}^2} \right)^{\frac{\kappa+1}{2\cdot(\kappa-1)}}, \tag{39}$$

$$\bar{m}_2\,(M_2) = 0{,}4 \cdot \left(\frac{\frac{1{,}4+1}{2}}{1 + \frac{1{,}4-1}{2} \cdot 0{,}4^2} \right)^{\frac{1{,}4+1}{2\cdot(1{,}4-1)}}, \tag{40}$$

$$\bar{m}_2\,(M_2) = 0{,}6289.$$

Stoga je površina poprečnog presjeka ulaza u kompresor jednaka:

$$\dot{m} = \frac{p_{t2} \cdot A_2}{\sqrt{R \cdot T_{t2}}} \cdot \Gamma(\kappa) \cdot \bar{m}_2\,(M), \tag{41}$$

$$A_2 = \frac{\dot{m}}{\bar{m}_2} \cdot \frac{\sqrt{R \cdot T_{t0}}}{p_{t0} \cdot \Gamma}, \tag{42}$$

$$A_2 = \frac{12{,}08}{0{,}6289} \cdot \frac{\sqrt{287 \cdot 279{,}8}}{6{,}166 \cdot 10^4 \cdot 0{,}6339} = 0{,}1385\ \mathrm{m}^2. \tag{43}$$

Promjer usisa kompresora je prema jednadžbi (44) jednak:

$$D_2 = \sqrt{A_2 \cdot \frac{4}{\pi}} = 0{,}42\ \mathrm{m}. \tag{44}$$

2.6. Izlazna brzina mlaza

Za rješavanje ovog dijela zadatka uvodi se pretpostavka da je $\mathrm{p_e} = \mathrm{p_0}$, odnosno da je provedena potpuna ekspanzija, ekspanzija do okolišnjeg tlaka. Stoga je sila potiska rezultanta razlike brzina ulazne struje zraka i izlazne struje ispušnih plinova kako slijedi:

$$F = \dot{m}_e \cdot u_e - \dot{m}_o \cdot u_o. \tag{45}$$

Ovdje se ulazni maseni protok označava kao $\dot{m}_o$, dok se ukupni izlazni maseni protok označava kao $\dot{m}_e$. Bitno je naglasiti da je maseni protok jedinstven, odnosno da, iako postoji miješanje ulazne struje zraka i masenog protok goriva, koji se ubrizgava u komori za izgaranje, vrijedi da je $\dot{m} = \dot{m}_0 + \dot{m}_f$, odnosno $\dot{m} = \dot{m}_0$. Drugim riječima, maseni protok goriva je toliko malen u odnosu na maseni protok zraka da se u izračunu karakteristika rada mlaznog motora može zanemariti. Stoga se jednadžba potiska svodi na jednadžbu (46):

$$F = \dot{m} \cdot (u_e - u_o). \tag{46}$$

Iz jednadžbe (46) jednostavno je odrediti izlaznu brzinu mlaza prema jednadžbi (47), tj. (48):

$$u_e = u_o + \frac{F}{\dot{m}}, \tag{47}$$

$$u_e = 194{,}3 + \frac{7931}{12{,}08} = 850{,}9\ \frac{\mathrm{m}}{\mathrm{s}}. \tag{48}$$

2.7. Termodinamička i totalna iskoristivost motora te iskoristivost potiska

Razlike iskoristivosti mlaznog motora opisuju kvalitetu procesa rada. Poželjno je da su stupnjevi iskoristivosti što veći, jer to znači da je mlazni motor iskoristio potencijal struje na efikasan način, uz minimalne gubitke.

- Iskoristivost potiska

Iskoristivost potiska definira se prema jednadžbi (49), lit. [1]:

$$\eta_p = \frac{iskoristiva\ snaga}{raspoloživa\ snaga} = \frac{F \cdot u_o}{\dot{m} \cdot \left(\frac{{u_e}^2}{2} - \frac{{u_0}^2}{2}\right)} = \frac{2 \cdot u_o}{u_e + u_o}. \quad (49)$$

Iskoristivost potiska ovog mlaznog motora jednaka je:

$$\eta_p = \frac{2 \cdot u_o}{u_e + u_o} = \frac{2 \cdot 194{,}3}{850{,}9 + 194{,}3} = 0{,}3718.$$

- Ukupna iskoristivost

Ukupna iskoristivost definira se kao umnožak termodinamičke iskoristivosti i iskoristivosti potiska prema jednadžbi (50),lit. [1]:

$$\eta_{uk} = \eta_t \cdot \eta_p. \quad (50)$$

Ukupnu iskoristivost moguće je zapisati preko jednadžbe (51),lit. [2]:

$$\eta_{u_k} = \frac{g \cdot u_0}{h} \cdot I. \quad (51)$$

Značajke ove jednadžbe definirane su kako sljedi:

- g - gravitacijsko ubrzanje
- u_0 - brzina slobodne struje fluida
- h - entalpija radnog fluida
- I - specifični impuls

Jedina značajka koja predstavlja nepoznanicu je specifični impuls ovog mlaznog motora. Kako bi se izračunao, potrebno je pronaći maseni protok goriva.

Energijska bilanca izgaranja prema jednadžbi (52) glasi:

$$h \cdot f = c_p \cdot \left(T_{t4} - T_{t_3}\right). \tag{52}$$

Iz bilance, jednadžba (52), je moguće izraziti omjer masenog protoka goriva i masenog protoka zraka, odnosno značajku f, kako slijedi:

$$f = \frac{c_p \cdot \left(T_{t4} - T_{t_3}\right)}{h}. \tag{53}$$

U ovoj jednadžbi pojavljuje se i značajka c_p, koja predstavlja specifični toplinski kapacitet zraka pri konstantnom tlaku.

Nakon uvrštavanja karakterističnih vrijednosti zraka u jednadžbu (53), značajka f iznosi:

$$f = \frac{1005 \cdot (1200 - 559{,}7)}{43 \cdot 10^6} = 0{,}01497.$$

Nakon dobivenog omjera masenog protoka goriva i masenog protoka zraka jednostavno je izraziti maseni protok goriva kako sljedi:

$$\dot{m}_f = f \cdot \dot{m},$$

$$\dot{m}_f = 0{,}01497 \cdot 12{,}08 = 0{,}1808\ \frac{\mathrm{kg}}{\mathrm{s}}.$$

Naposljetku, potrebno je izraziti traženu vrijednost specifičnog impulsa:

$$I = \frac{F}{\dot{m}_f \cdot g}, \tag{54}$$

$$I = \frac{7931}{0{,}1808 \cdot 9{,}81} = 4477\ \mathrm{s}. \tag{55}$$

Sada je moguće izračunati i ukupnu iskoristivost:

$$\eta_{u_k} = \frac{g \cdot u_0}{h} \cdot I,$$

$$\eta_{u_k} = \frac{9{,}81 \cdot 194{,}3}{43 \cdot 10^6} \cdot 4477 = 0{,}1983.$$

- Termodinamička iskoristivost

Termodinamička iskoristivost se definira na sljedeći način,lit. [1]:

$$\eta_t = \frac{kinetička\ snaga\ mlaza}{raspoloživa\ toplinska\ energija}$$

Budući da je poznata ukupna iskoristivost i iskoristivost potiska, moguće je, koristeći te vrijednosti, izračunati termodinamičku iskoristivost prema jednadžbi (56):

$$\eta_t = \frac{\eta_{u_k}}{\eta_p}, \tag{56}$$

$$\eta_t = \frac{0{,}1983}{0{,}3718} = 0{,}5331.$$

3. MAPE RADA

3.1. Karakteristike mapa rada

U zadatku ovog rada zadano je da se kompresijski omjer π_C može mijenjati u određenom rasponu za kojeg je potrebno izračunati bezdimenzijski maseni protok $\overline{m}_2$. Prije samog proračuna bit će objašnjene sve potrebne značajke mapa rada prema lit. [6].

Dijagrami u kojima se prikazuju promjene značajnih veličina za određenu komponentu mlaznog motora nazivaju se mapama rada. Mape rada mogu prikazivati u kojem radnom području, odnosno s kakvim karakteristikama određena komponenta radi. Moguće je identificirati je li neka od komponenata mlaznog motora, a mape rada se najčešće gledaju za kompresor i turbinu, ušla u područje zagušenja struje ili u područje prestanka vrtnje. To su dva ekstrema rada turbine i kompresora mlaznog motora. Prethodno je objašnjeno područje zagušenja struje, dok područje prestanka vrtnje označava da su se rotorske lopatice kompresora ili turbine prestale okretati zbog, na primjer, premalog dotoka struje fluida.

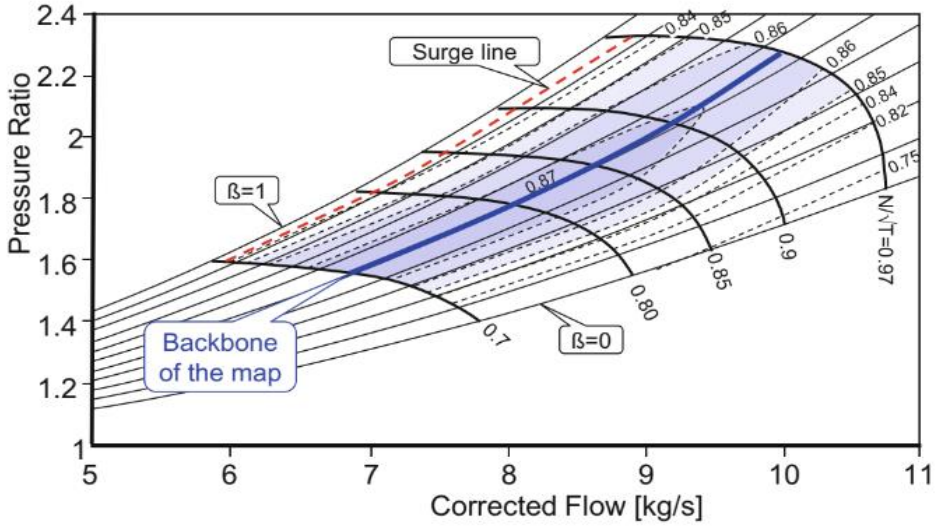
Promjene značajnih veličina za određenu komponentu mlaznog motora nazivaju se linije mapa rada. S obzirom da je u zadatku ovoga rada zadano da se prati mapa rada, odnosno linije rada kompresora, daljnje razlaganje će se temeljiti na definiranju mapa rada kompresora.

Mape rada kompresora su indikatori performansi. Mape starijih modela rada mogu poslužiti kod stvaranja mapa rada novijih modela, uzimajući u obzir sve zakone fizike koji u formiranju mapa igraju ulogu.

Najčešće se u mapama rada kompresora pokazuje omjer tlakova π_C u ovisnosti o bezdimenzijskom masenom protoku $\overline{m}_2$ koji se naziva i „ispravljeni“ maseni protok, normiran s veličinama tlaka i temperature standardne atmosfere kako slijedi prema jednadžbi (57):

$$\dot{m} \cdot \frac{\sqrt{T}}{p} = \frac{A \cdot M_2 \cdot \sqrt{\frac{\kappa}{R}}}{\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} \cdot {M_2}^2\right)^{\frac{\kappa+1}{2\cdot(\kappa-1)}}}. \tag{57}$$

Spomenuta ovisnost omjera tlakova naspram bezdimenzijskog masenog protoka prikazana je na slici 5.



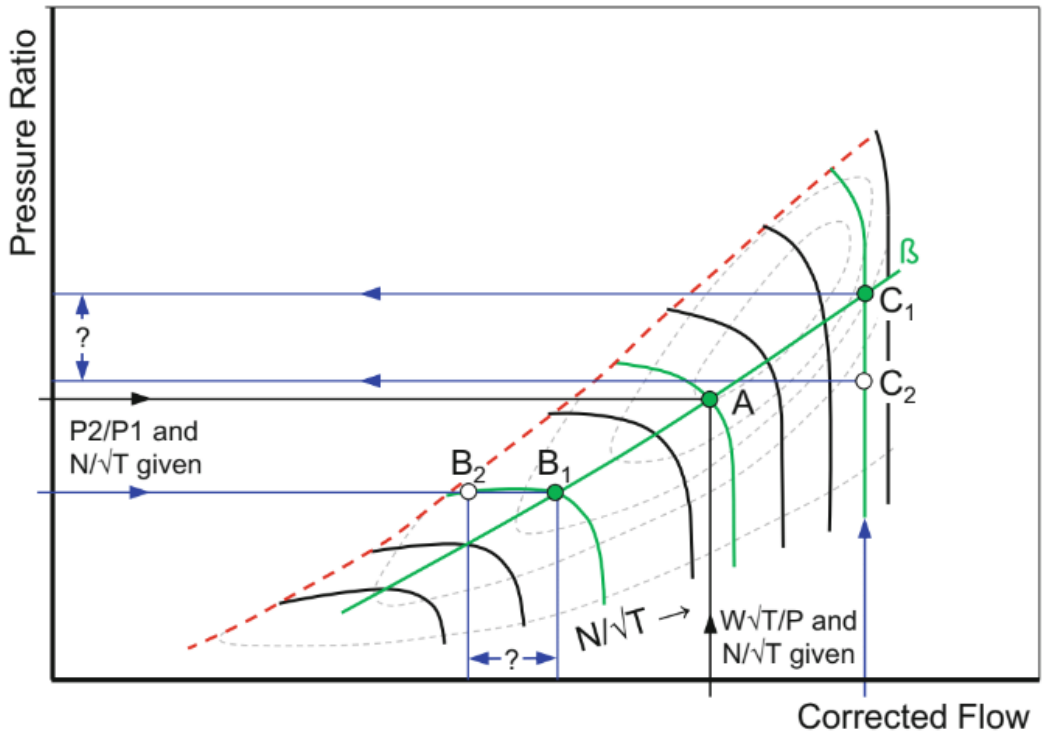
Slika 5: Mapa rada kompresora, [6]

Radi potpunog razumijevanja rada kompresora potrebno je nadopuniti mapu rada dodatnim linijama. Dodatne linije određuju više veličina rada kompresora te omogućuju lakše određivanje područja rada u kojem je poželjno da kompresor radi. To su prvenstveno linije stupnjeva djelovanja kompresora η_C koje su označene iscrtkanim linijama, a koje postižu maksimum, maksimalni stupanj djelovanja η_{Cmax}, kod takozvane „kralježnice“ mape rada kompresora (eng. „*backbone of the map*“). Plavo obojano područje prikazuje idealno radno područje kompresora. Pune crne linije koje prolaze poprijeko linija stupnjeva djelovanja kompresora nazivaju se linijama konstantne normalizirane brzine vrtnje ili „ispravljene“ brzine, jer je to brzina normirana veličinom temperature standardne atmosfere:

$$\frac{u}{\sqrt{T}} = M_U \cdot \frac{\sqrt{\kappa \cdot R}}{\sqrt{1 + \frac{\kappa - 1}{2} \cdot {M_2}^2}}. \qquad (58)$$

U jednadžbi (58) pojavljuje se značajka M_U koja predstavlja Machov broj na obodu kompresorskih lopatica.

Dijagram na slici 6 prikazuje β-linije koje služe za očitavanje tlaka ili masenog protoka iz mape rada kompresora, ovisno o zadanima podacima.



Slika 6: Beta linija, [6]

Na slici 6 vidljivo je da je vrlo teško očitati jedinstvenu vrijednost tlaka za dani bezdimenzijski maseni protok: očitava li se tlak u točki C_1 ili C_2 te koji se bezdimenzijski protok treba očitati za zadani tlak: protok u točki B_1 ili B_2? Problem nastaje, jer su linije „ispravljene“ brzine horizontalne pri manjim brzinama, dok su kod većih brzina vertikalne. Vertikalne linije brzina nazivaju se nadzvučne linije brzina.

U ovakvom slučaju potrebno je dodati pomoćne β-linije koje će omogućiti da se na jedinstven način iščitaju sve karakteristične veličine rada kompresora. Te linije nemaju nekakvo specifično fizikalno značenje, već označavaju ono područje u kojem se promatra rad kompresora. Svaka točka koja se nalazi izvan omeđenog područja tih linija ne predstavlja realno radno stanje u kojem zadani kompresor može funkcionirati.

3.2. Izrada mape rada zadanog mlaznog motora

Izjednačavajući izraz za izračun masenog protoka ispušnog mlaza pri ulasku u turbinu i pri ulasku u kompresor odnosno jednadžbe (29) s jednadžbom (41):

$$\frac{p_{t4} \cdot A_4}{\sqrt{R \cdot T_{t4}}} \cdot \Gamma(\kappa) = \frac{p_{t2} \cdot A_2}{\sqrt{R \cdot T_{t2}}} \cdot \Gamma(\kappa) \cdot \bar{m}_2 (M_2),$$

slijedi značajka bezdimenzijskog masenog toka:

$$\bar{m}_2 (M_2) = \frac{p_{t4}}{p_{t2}} \cdot \sqrt{\frac{T_{t2}}{T_{t4}}} \cdot \frac{A_4}{A_2}. \tag{59}$$

Uz iduće pretpostavke:

- Idealna komora za izgaranje, odnosno tlak tijekom izgaranja je konstantan: $p_{t4} = p_{t3}$,
- Jednaka totalna temperatura vrijedi u okolini usisa fluida kao i na presjeku 2 mlaznog motora, odnosno ulaza u kompresor: $T_{t2} = T_{t0}$,
- Izentropska kompresija u kompresoru: $\pi_C = \tau_C^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}$,

moguće je zapisati bezdimenzijski maseni protok u obliku jednadžbe (60):

$$\bar{m}_2 (M_2) = \frac{\tau_C^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}}{\sqrt{\vartheta}} \cdot \frac{A_4}{A_2}. \tag{60}$$

Jedna od značajnih karakteristika mlaznog motora leži upravo u činjenici da se snaga koja se dobiva prolaskom mlaza ispušnih plinova kroz lopatice turbine predaje kompresoru, stoga slijedi jednakost snaga vratila turbine i kompresora:

$$P_t = P_c, \tag{61}$$

$$P_t = \Delta h_t = \dot{m} \cdot c_P \cdot (T_{t5} - T_{t4}),$$

$$P_c = \Delta h_c = \dot{m} \cdot c_P \cdot (T_{t3} - T_{t0}).$$

Nakon izjednačenja snaga i daljnjeg sređivanja, slijedi:

$$T_{t0} \cdot (\tau_C - 1) = T_{t4} \cdot (1 - \tau_t).$$

Iz prethodne jednadžbe dobiva se izraz za značajku ϑ:

$$\vartheta = \frac{T_{t4}}{T_{t0}} = \frac{(\tau_C - 1)}{(1 - \tau_t)}. \tag{62}$$

Uvrštavanjem jednadžbe (62) u jednadžbu (60) dobiva se bezdimenzijska značajka masenog protoka $\bar{m}_2$ u ovisnosti o omjeru tlakova kompresora π_C:

$$\bar{m}_2 = \frac{A_4}{A_2} \cdot \tau_C^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \cdot \sqrt{\frac{1 - \tau_t}{\tau_C - 1}},$$

$$\bar{m}_2 = \frac{A_4}{A_2} \cdot \pi_C \cdot \sqrt{\frac{1 - \tau_t}{\pi_C^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1}}. \tag{63}$$

Ako je bezdimenzijski maseni tok $\bar{m}_2$ normaliziran izračunatom vrijednošću π_{Cd}, odnosno vrijednošću omjera tlakova kompresora kako je izračunato u prvom dijelu rada, tada se naziva relativnim tokom:

$$\bar{m}_{2d} = \frac{A_4}{A_2} \cdot \pi_{Cd} \cdot \sqrt{\frac{1 - \tau_t}{\pi_{Cd}^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1}}. \tag{64}$$

Međusobnim dijeljenjem jednadžbi (63) i (64) dobiva se:

$$\frac{\bar{m}_2}{\bar{m}_{2d}} = \frac{\pi_C}{\pi_{Cd}} \cdot \sqrt{\frac{\pi_{Cd}^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1}{\pi_C^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1}}. \tag{65}$$

Zadano je da se iznos omjera tlakova kompresora π_C mijenja između određenih vrijednosti, no potrebno je naglasiti što se događa s drugim karakterističnim veličinama na temelju jednadžbe (63). Naime, promjenom omjera tlakova π_C mijenja se i omjer temperatura kompresije τ_C s obzirom da su spomenute vrijednosti povezane zakonitostima izentropske promjene stanja. Jednako tako se mijenja i bezdimenzijski maseni protok $\bar{m}_2$. Međutim, omjer temperatura turbine τ_t neće se mijenjati, jer je pretpostavljen zagušeni tok fluida od turbine do grla mlaznice mlaznog motora.

Prethodna tvrdnja može se dokazati izjednačavanjem jednadžbi (29) i (33) kako slijedi:

$$\frac{p_{t4} \cdot A_4}{\sqrt{R \cdot T_{t4}}} \cdot \Gamma(\kappa) = \frac{p_{t7} \cdot A_7}{\sqrt{R \cdot T_{t7}}} \cdot \Gamma(\kappa),$$

$$\frac{p_{t7}}{p_{t4}} \cdot \sqrt{\frac{T_{t4}}{T_{t7}}} = \frac{A_4}{A_7}. \tag{66}$$

U slučaju da nema naknadnog izgaranja struje ispušnih plinova, pretpostavlja se da temperatura i tlak ispušnih plinova od turbine pa sve do grla mlaznice ostaju približno konstantni, stoga se jednadžbu (66) može prikazati na idući način:

$$\frac{\pi_t}{\sqrt{\tau_t}} = \frac{A_4}{A_7}. \tag{67}$$

Uzimajući u obzir da se ekspanzija unutar turbine provodi skoro pa idealno, odnosno izentropski, vrijedi sljedeća veza:

$$\pi_t = \tau_t^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}.$$

Omjeri temperatura i tlakova unutar turbine mogu se prikazati kako sljedi:

$$\tau_t = \left(\frac{A_4}{A_7}\right)^{\frac{2\cdot(\kappa-1)}{\kappa+1}}, \tag{68}$$

$$\pi_t = \left(\frac{A_4}{A_7}\right)^{\frac{2\cdot\kappa}{\kappa+1}}. \tag{69}$$

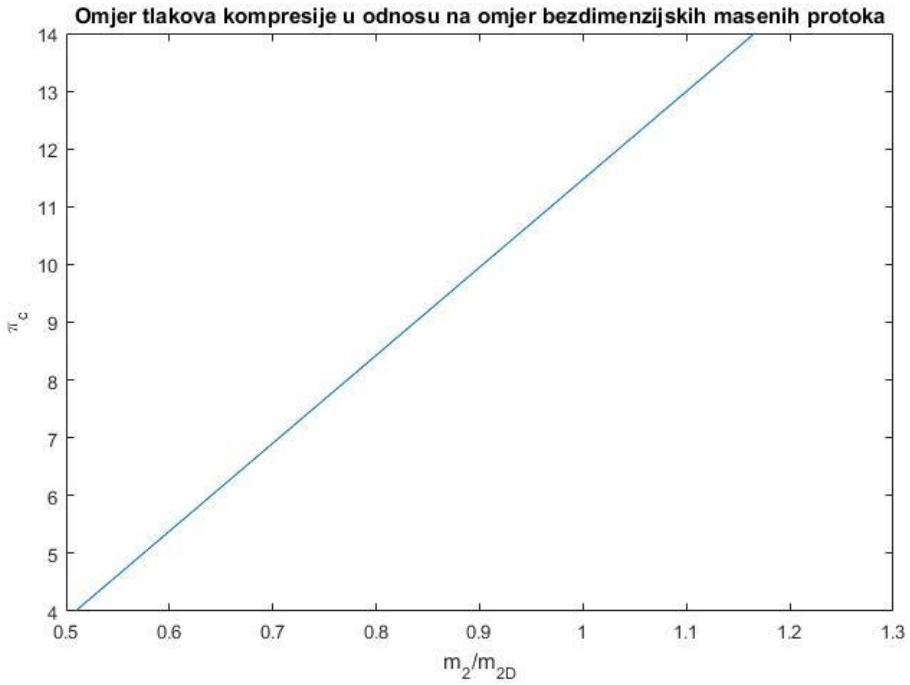
Iz jednadžbi (68) i (69) moguće je zaključiti da će omjeri turbinskih značajki τ_t i π_t ostati jednaki u slučaju zagušenog protoka od turbine do mlaznice mlaznog motora bez obzira na promjene u visini leta, Machovog broja, protoka goriva ili nečeg drugog.

Nakon svih pretpostavki, moguće je prikazati promjenu omjera bezdimenzijskog masenog toka i normiranog toka s obzirom na promjenu omjera tlakova kompresora. U tablici 1 prikazana je spomenuta ovisnost.

Tablica 1: Ovisnost bezdimenzijskog masenog protoka o kompresijskim omjerima tlakova

π_c	4	6	8	10	11,32 (π_{cd})	12	14
$\frac{\overline{m}_2}{\overline{m}_{2d}}$	0,5070	0,6484	0,7847	0,9159	1	1,0426	1,1659

Radi bolje vizualizacije moguće je rezultate prikazati i grafički, slika 7.



Slika 7: Ovisnost bezdimenzijskog masenog protoka o kompresijskim omjerima tlakova

Upravo ovakva grafička vizualizacija predstavlja mapu rada kompresora. Iako je ova mapa relativno jednostavna, a pod time se misli da nedostaju linije „ispravljene“ brzine, stupnja djelovanja i β-linija, ona daje dovoljno dobru predodžbu o radu kompresora. Vidljivo je da porastom omjera tlakova kompresora, raste omjer bezdimenzijskih protoka.

Također je zanimljivo istaknuti da promatranjem jednadžbe (63) zaključujemo da se za zadani kompresor, mijenjajući njegove karakteristične površine presjeka može imati utjecaj na radnu točku. Stoga se ta radna točka može kretati bilo gdje unutar mape rada, unutar područja za koje radna točka ima smisla, od područja ispod linije zaustavljanja rada kompresora (prestanka rotacije) pa sve do područja kralježnice mape, odnosno područja najviših stupnjeva djelovanja.

Jednako je tako potrebno naglasiti da pilot mora imati mogućnost upravljanja radom mlaznog motora, u smislu pojačanja ili smanjenja snage. Iz jednadžbe (60) moguće je zaključiti da će bezdimenzijski maseni protok ovisiti o značajki ϑ, odnosno omjeru totalne ulazne temperature turbine i totalne temperature okolnog fluida. Mijenjajući totalnu ulaznu temperaturu turbine mijenja se i značajka ϑ, a s njom i bezdimenzijski maseni protok što rezultira pomakom radne točke po liniji rada unutar mape rada, što dirigira pilot pomicanjem palice gasa.

4. VANPROJEKTNO PONAŠANJE KOMPONENATA MLAZNOG MOTORA

Nakon proračuna u prvom dijelu ovoga rada dobiva se uvid u funkcioniranje mlaznog motora. Uz zadane karakteristike leta kao što su visina na kojoj zrakoplov leti, uvjeti okolne atmosfere, težina zrakoplova i sl., određeni su tlakovi i temperature, površinski presjeci karakterističnih presjeka mlaznog motora uz određivanje i različitih stupnjeva iskoristivosti.

U posljednjem dijelu ovog rada potrebno je odrediti promjenu karakterističnih veličina mlaznog motora u slučaju da se promijeni totalna ulazna temperatura fluida u turbinu uz jednaki nominalni potisak zrakoplova. Ovdje se dolazi do problematike razumijevanja vanprojektnog ponašanja mlaznog motora, odnosno s obzirom da se prethodni proračun temeljio na jednoj totalnoj ulaznoj temperaturi fluida u turbinu, pitanje je što će se dogoditi kada se ta temperatura promijeni i kakav će to imati utjecaj na ostale komponentne mlaznog motora.

Zadano je da se totalna temperatura struje fluida na ulazu u turbinu poveća s $T_{t4} = 1200\ \mathrm{K}$ na $(T_{t4})' = 1500\ \mathrm{K}$. Implementacijom povećane temperature $(T_{t4})'$ vidljivo je sljedeće:

- potisak, kako je i zadano, se ne mijenja

$$F = F',$$

- vrijednost značajke θ_t raste, te zbog porasta ove značajke rastu i kompresijski omjeri totalnih tlakova i temperatura:

$$\theta_t{}' = \frac{T'_{t4}}{T_0} = \frac{1500}{261} = 5{,}747,$$

$$\tau'_c = \frac{\sqrt{\theta_t{}'}}{\Theta_0} = \frac{\sqrt{5{,}747}}{1{,}072} = 2{,}236,$$

$$\pi'_c = (\tau'_c)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} = 2{,}236^{\frac{1.4-1}{1.4}} = 16{,}717,$$

- omjeri turbinskih tlakova i temperatura također rastu što je vidljivo iz jednakosti snaga vratila odnosno snage turbine koja se predaje preko vratila kompresoru:

$$\tau_t' = 1 - \frac{\theta_o}{\theta_t{}'} \cdot (\tau_c' - 1),$$

$$\tau_t' = 1 - \frac{1{,}072}{5{,}747} \cdot (2{,}236 - 1) = 0{,}7694,$$

$$\pi_t' = (\tau_t')^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} = 0{,}7694^{\frac{1{,}4-1}{1{,}4}} = 0{,}9278.$$

Novi tlakovi i temperature u karakterističnim točkama prikazani su u sljedećem proračunu:

$$T_{t3}' = \tau_c' \cdot T_{t0} = 2{,}236 \cdot 279{,}8 = 625{,}63\text{K},$$

$$p_{t3}' = \pi_c' \cdot p_{t0} = 1{,}2585 \cdot 6{,}199 \cdot 10^4 = 7{,}8014 \cdot 10^5 \text{ Pa},$$

$$T_{t5}' = \tau_t' \cdot T_{t4}' = 0{,}7694 \cdot 1500 = 1154{,}1\text{K},$$

$$p_{t5}' = \pi_t' \cdot p_{t4}' = \pi_t' \cdot p_{t3}' = 0{,}9278 \cdot 7{,}8014 \cdot 10^5 = 7{,}2384 \cdot 10^5 \text{ Pa},$$

$$T_{t7}' = T_{t5}',$$

$$p_{t7}' = p_{t5}'.$$

- Uvrštavajući prethodne rezultate u jednadžbu (20) dolazi se do zaključka da maseni protok fluida mora biti manji s obzirom na konstantan potisak i Machov broj leta kako slijedi:

$$\frac{F}{\dot{m}_0' \cdot a_o} = \sqrt{\frac{2}{\kappa - 1} \cdot \left(\theta_t{}' \cdot \left(1 - \frac{1}{\theta_0 \cdot \tau_c'}\right) - \theta_0 \cdot (\tau_c' - 1)\right)} - M_0,$$

$$\frac{F}{\dot{m}_0' \cdot a_o} = \sqrt{\frac{2}{1{,}4 - 1} \cdot \left(5{,}747 \cdot \left(1 - \frac{1}{1{,}072 \cdot 2{,}236}\right) - 1{,}072 \cdot (2{,}236 - 1)\right)} - 0{,}6,$$

$$\frac{F}{\dot{m}_0' \cdot a_o} = 2{,}665,$$

$$\dot{m}_0' = \frac{F}{2{,}665 \cdot a_o} = 9{,}1908\ \frac{\mathrm{kg}}{\mathrm{s}}.$$

- Uvrštavanjem prethodnih rezultata u jednadžbe (29), (30), (33), (34), (41) i (42), dobivaju se manji karakteristični površinski presjeci kako slijedi:

$$\dot{m}_0' = \frac{p_{t4}' \cdot A_4'}{\sqrt{R \cdot T_{t4}'}} \cdot\ \Gamma(\kappa),$$

$$A_4' = \dot{m} \cdot \frac{\sqrt{R \cdot T_{t4}'}}{p_{t4}' \cdot\ \Gamma},$$

$$A_4' \ = 9.1908 \cdot \frac{\sqrt{287 \cdot 1500}}{7{,}8014 \cdot 10^5 \cdot\ 0{,}6339} = 0{,}012194\ \mathrm{m}^2,$$

$$\dot{m}_0' = \frac{p_{t7}' \cdot A_7'}{\sqrt{R \cdot T_{t7}'}} \cdot\ \Gamma(\kappa),$$

$$A_7' = \dot{m} \cdot \frac{\sqrt{R \cdot T_{t7}'}}{p_{t7}' \cdot\ \Gamma},$$

$$A_7' \ = 9{,}1908 \cdot \frac{\sqrt{287 \cdot 1154{,}1}}{7{,}2384 \cdot 10^5 \cdot\ 0{,}6339} = 0{,}011527\ \mathrm{m}^2,$$

$$\dot{m}_0' = \frac{p_{t2} \cdot A_2'}{\sqrt{R \cdot T_{t2}}} \cdot\ \Gamma(\kappa) \cdot \overline{m}_2\ (M),$$

$$A_2' = \frac{\dot{m}_0'}{\overline{m}_2} \cdot \frac{\sqrt{R \cdot T_{t0}}}{p_{t0} \cdot\ \Gamma},$$

$$A_2' = \frac{9{,}1908}{0{,}6289} \cdot \frac{\sqrt{287 \cdot 279{,}8}}{6{,}166 \cdot 10^4 \cdot\ 0{,}6339} = 0{,}10595\ \mathrm{m}^2.$$

- Izlazna brzina mlaza raste kako slijedi:

$$u_e' = u_o\ + \frac{F}{\dot{m}_0'},$$

$$u_e' = 194{,}3 + \frac{7931}{9{,}1908} = 1057{,}228\ \frac{\mathrm{m}}{\mathrm{s}}.$$

- Stupnjevi djelovanja:
  - Stupanj djelovanja propulzije pada:

$$\eta_p' = \frac{2u_o}{u_o + u_e'} = \frac{2 \cdot 194{,}3}{194{,}3 + 1057{,}228} = 0{,}3105.$$

Za izračun potpune iskoristivosti mlaznog motora potrebno je pronaći specifični impuls motora preko izračuna masenog protoka goriva. Stoga slijedi:

$$f' = \frac{c_p \cdot (T_{t4}' - T_{t3}')}{h},$$

$$f' = \frac{1005 \cdot (1500 - 625{,}63)}{43 \cdot 10^6} = 0{,}02043,$$

$$\dot{m}_f' = f' \cdot \dot{m}_0',$$

$$\dot{m}_f' = 0.02043 \cdot 9{,}1908 = 0{,}1878\ \frac{\mathrm{kg}}{\mathrm{s}},$$

$$I' = \frac{F}{\dot{m}_f' \cdot g},$$

$$I' = \frac{7931}{0{,}1878 \cdot 9{,}81} = 4305\ \mathrm{s},$$

$$\eta_{uk}' = \frac{g \cdot u_0}{h} \cdot I',$$

$$\eta_{uk}' = \frac{9{,}81 \cdot 194{,}3}{43 \cdot 10^6} \cdot 4305 = 0{,}1908.$$

  - Termodinamički stupanj djelovanja:

$$\eta_t' = \frac{\eta_{uk}'}{\eta_p'},$$

$$\eta_t' = \frac{0{,}1908}{0{,}3105} = 0{,}6145.$$

Radi bolje vizualizacije slijedi tablična usporedba rezultata dvaju karakterističnih slučajeva: totalna ulazna temperatura fluida $T_{t4} = 1200$ K i $(T_{t4})' = 1500$ K, tablica 2.

Tablica 2: Usporedba rezultata različitih ulaznih turbinskih temperatura

T_{t4}	1200 K	1500 K
F	7931 N	7931 N
Θ_t	4,598	5,747
τ_c	2,0003	2,236
π_c	11,32	16,717
τ_t	0,7668	0,7694
π_t	0,3948	0,9278
T_{t3}	559,7 K	625,63 K
p_{t3}	$7{,}017 \cdot 10^5$ Pa	$7{,}801 \cdot 10^5$ Pa
T_{t5}	920,2 K	1154,1 K
p_{t5}	$2{,}770 \cdot 10^5$ Pa	$7{,}2384 \cdot 10^5$ Pa
T_{t7}	920,2 K	1154,1 K
p_{t7}	$2{,}770 \cdot 10^5$ Pa	$7{,}2384 \cdot 10^5$ Pa
$\frac{F}{\dot{m}_o a_o}$	2,0278	2,665
$\dot{m}_o$	12,078 kg/s	9,1908 kg/s
A_4	0,01594 m^2	0,012194 m^2
A_7	0,03535 m^2	0,011527 m^2
A_2	0,1385 m^2	0,10595 m^2
u_e	850,9 m/s	1057,228 m/s
$\dot{m}_f$	0,1808 kg/s	0,1878 kg/s
η_p	0,3718	0,3105
η_{uk}	0,1983	0,1908
η_t	0,5331	0,6145

Zaključno je bitno naglasiti da se s promjenom totalne ulazne temperature fluida mijenjaju gotovo svi parametri rada mlaznog motora. Potisak je ostao jednak kako je i bilo zadano u zadatku, ali sada se govori o manjem mlaznom motoru, jer su manje i površine karakterističnih presjeka, ali i sam maseni protok fluida. Jednako je tako vidljivo da će se koristeći novi proračunati mlazni motor, dobiti i više potiska, no taj potisak će biti ostvaren uz utrošak veće količine goriva što je vidljivo iz tablice 2.

5. ZAKLJUČAK

Projektiranje mlaznog motora vrši se na temelju performansi koje zrakoplov tijekom eksploatacije mora postići. Jednaki mlazni motor ne može se koristiti za manji zrakoplov ili za putnički, zbog različitih zahtjeva prilikom letenja. Tako će se karakteristike mlaznog motora definirati ovisno o veličini i izgledu trupa zrakoplova. Strujanje fluida oko trupa ima utjecaj na usisnu struju mlaznog motora, a strujanje oko kućišta mlaznog motora i mlaz struje ispušnih plinova imaju utjecaj na trup, odnosno najčešće na krila ili stabilizatore zrakoplova. Stoga, svaki zrakoplov mora imati definiranu projektnu misiju, odnosno zadanu putanju leta i performanse koje mora ispuniti. [1]

U prvom dijelu ovog završnog zadatka cilj je bio izraditi preliminarni koncept malog mlaznog motora. Tako su dobivene najvažnije geometrijske i radne karakteristike mlaznog motora. Zanimljivo je primijetiti da su spomenute karakteristike itekako međusobno povezane, što pokazuje koliko je zapravo mlazni motor osjetljiv sustav. To znači da se ne mogu mijenjati karakteristične veličine jedne komponente mlaznog motora bez utjecaja na djelovanje neke druge komponente.

Karakteristike rada svake komponente mlaznog motora prikazane su u mapama rada, gdje se poseban naglasak stavlja na dvije glavne komponentne mlaznog motora: kompresor i turbinu. U mapama rada prikazane su linije koje predstavljaju karakteristične veličine te komponente, odnosno pomoću tih linija moguće je odrediti jedinstvenu točku rada u kojoj se komponentna mlaznog motora nalazi. U ovom je radu prikazana mapa rada koja prikazuje osnovnu ovisnost bezdimenzijskog masenog protoka o promjeni omjera tlakova kompresora, za slučaj kada se ti tlakovi mijenjaju u određenom intervalu. Ovakav prikaz promjene jedne veličine komponente mlaznog motora u odnosu na drugu je izrazito koristan, jer nam omogućuje jednostavno pronalaženje radne točke spomenute komponente, odnosno moguće je njeno pomicanje po linijama rada do optimalnih uvjeta u kojima želimo da spomenuta komponenta djeluje.

U posljednjem dijelu ovog završnog zadatka prikazana je prethodno spomenuta osjetljivost mlaznog motora na promjene. Drugim riječima, promjena totalne temperature fluida na ulazu u turbinu je imala utjecaj na gotovo sve ostale značajke mlaznog motora: tlakove i temperature kompresije i ekspanzije te površine karakterističnih presjeka mlaznog motora.

Koncept mlaznog motora je zapravo jednostavan način iskorištavanja struje fluida kako bi se ostvario potisak, odnosno omogućilo gibanje određenog tijela u nekom smjeru. Detaljnijim pregledom različitih komponenata mlaznog motora prikazuje se kako je zapravo, uz svoj jednostavan koncept, rad samog motora kompleksan, jer su sve komponente međusobno povezane te je potrebno iskustvo i znanje kako bi se njihovim radom upravljalo. Preliminarno projektiranje malog mlaznog motora u ovom završnom radu predstavlja samo podlogu na koju se moraju nadograditi različiti faktori koji bi mogli imati utjecaj na njegov rad u eksploataciji.

LITERATURA

[1] H. Jasak, Mlazni motori I: Prema predavanjima prof. Branimira Matijaševića, Zagreb: Fakultet strojarstva i brodogradnje, 2014.

[2] M. Martinez-Sanchez, Introduction to Propulsion Systems, Boston: MITOPENCOURSEWARE, 2012.

[3] A. Galović, Termodinamika I, Zagreb: Fakultet strojarstva i brodogradnje, 2013.

[4] B. Massey, Mechanics of Fluids, Abingdon: Taylor & Francis, 2006.

[5] N. Cumpsty, Jet Propulsion: A Simple Guide to the Aerodynamic and Thermodynamic Design and Performance of Jet Engines, Cambridge: Cambridge University Press, 2003.

[6] J. Kurke i I. Halliwell, Propulsion and Power: An Exploration of Gas Turbine Performance Modeling, Heath: Springer, 2018.