

# Analiza termodinamičkih ciklusa turbomlaznog motora suvremenih borbenih zrakoplova

---

Galešić, Zlatko

Undergraduate thesis / Završni rad

2008

*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:235:112404>

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

*Download date / Datum preuzimanja:* **2025-03-13**

*Repository / Repozitorij:*

[Repository of Faculty of Mechanical Engineering and Naval Architecture University of Zagreb](#)



Sveučilište u Zagrebu  
**Fakultet strojarstva i brodogradnje**

# **ZAVRŠNI RAD**

Voditelj rada:  
Prof.dr.sc. Branimir Matijašević

Zlatko Galešić

Zagreb, 2008

## IZJAVA

Izjavljujem da sam završni rad izradio samostalno i odgovorno, uz stručnu pomoć mentora prof.dr.sc. Branimira Matijaševića. Pri izradi završnog rada sam se koristio znanjem stečenim tijekom preddiplomskog studija kao i navedenom literaturom.

---

Zlatko Galešić

## Popis slika:

- Slika 3-1. Tipična misija borbenog zrakoplova visokih performansi
- Slika 3-2. Misija borbenog zrakoplova presretača
- Slika 3-3. Prikaz operativnog područja borbenih zrakoplova
- Slika 4-1. Prikaz glavnih aerodinamičkih sila na zrakoplov u zaokretu
- Slika 4-2. Prikaz vrijednosti  $C_{D0}$  i  $k$  u ovisnosti o  $Ma$  broju
- Slika 4-3. Prikaz krivulje za specifični višak snage,  $Ps=0$  te prikaz granica upravljivosti borbenog zrakoplova
- Slika 4-4. Prikaz krivulja  $Ps$  u ovisnosti o visini i  $Ma$  broju za pojedina normalna opterećenja
- Slika 4-5. Prikaz krivulja  $Ps=0$ , za dva različita lovca za dva različita opterećenja
- Slika 5-1. Prikaz područja upotrebe različitih mlaznih motora
- Slika 5-2. Prikaz presjeka turboventilatorskog motora
- Slika 5-3. Promjena  $\gamma$  tijekom procesa mlaznog motora
- Slika 5-4. Prikaz tri tipa mlaznica kao funkcija ukupnog potiska i ekspanzijskog omjera tlakova
- Slika 5-5. Prikaz usisnika na zrakoplovu F-15
- Slika 5-6. Omjer ulaznih tlakova u ovisnosti o Machovom broju
- Slika 5-7. Termodinamički ciklus turbomlaznih motora (uko-ukupni kompresijski omjer, vko- ventilatorski kompresijski omjer, OST- omjer sekundarnog toka)
- Slika 5-8. Prikaz ovisnosti parametra  $N/\sqrt{c_p T_0}$  o temperaturama  $T_{04}$  i  $T_{02}$  pri kompresijskom omjeru 30
- Slika 6-1. Prikaz promjene specifičnog potiska i potrošnje goriva u ovisnosti o ukupnom kompresijskom omjeru s odabranim omjerom sekundarnog toka za  $Ma=0.9$
- Slika 6-2. Prikaz specifičnog potiska i potrošnje goriva u ovisnosti ukupnog kompresijskog omjera za  $OST=0.5$
- Slika 6-3. Prikaz specifičnog potiska u ovisnosti ukupnog kompresijskog omjera te kompresijskog omjera fan-a i OST-a
- Slika 6-4. Prikaz specifičnog potiska i potrošnje goriva ovisno o kompresijskom omjeru niskotlačnog kompresora pri  $Ma=0.9$
- Slika 6-5. Prikaz specifičnog potiska i potrošnje goriva u ovisnosti kompresijskog omjera fan-a pri projektnim vrijednostima  $s$  i bez forsaža (uko-ukupni kompresijski omjer)
- Slika 6-6. Prikaz sustava za hlađenje turbinskog sklopa
- Slika 6-7. Prikaz gubitaka usisnika
- Slika 7-1. Prikaz temperatura na izlazu kompresora i ulazu turbine kao funkcija temperature na ulazu u kompresor  $T_{02}$
- Slika 7-2. Performanse motora za slučaj 1., kao funkcija  $T_{04}/T_{02}$  pri projektnim vrijednostima
- Slika 7-3. Ovisnost kompresijskih omjera o temperaturnom omjeru  $T_{04}/T_{02}$
- Slika 7-4. Prikaz radnih linija dvaju kompresora za 1. Slučaj motora
- Slika 7-5. Performanse motora za slučaj 2., kao funkcija  $T_{04}/T_{02}$  pri projektnim vrijednostima
- Slika 7-6. Prikaz temperaturnih i kompresijskih omjera za slučaj 1. kao funkcija  $T_{04}/T_{02}$

- Slika 7-7. Prikaz performansi motora za maksimalne vrijednosti za slučajeve 1 i 2, kao funkcija Ma broja i za visinu leta od 11km
- Slika 7-8. Prikaz performansi motora za maksimalne vrijednosti za slučajeve 1 i 2, kao funkcija Ma broja i za visinu leta od 11km
- Slika 8-1. Prikaz promjene kutne brzine u ovisnosti o Machovom broju za visinu od 5000m

## Popis tablica

- Tablica 1. Prikaz glavnih parametara dva postojeća borbena zrakoplova i novog borbenog zrakoplova
- Tablica 2. Prikaz promjene omjera tlakova i temperature s povećanjem Ma broja
- Tablica 3. Prikaz trenutne usvojene tehnologije
- Tablica 4. Prikaz određenih promjena na specifični potisak, potrošnju goriva i na omjer sekundarnog toka
- Tablica 5. Prikaz dobivenih vrijednosti mlaznog motora za slučaj 1.
- Tablica 6. Prikaz dobivenih vrijednosti mlaznog motora za slučaj 2.
- Tablica 7. Usporedba određenih karakteristika MiG-a 21 i novog borbenog zrakoplova

Popis važnijih oznaka:

$C_D$	koeficijent otpora
$C_{D0}$	koeficijent nultog otpora
$C_L$	koeficijent uzgona
$c_p$	specifični toplinski koeficijent
$c_{pe}$	specifični toplinski koeficijent zraka nakon kompresije
$c_{pm}$	specifični toplinski koeficijent mješavine osnovne struje zraka i sekundarnog toka
$D$	ukupni otpor
$F$	ukupna pogonska sila
$F_N$	neto potisak
$g$	standardno ubrzanje slobodnog pada
$h_e$	specifična energija
$K$	koeficijent induciranog otpora zrakoplova
$L$	uzgon
$m_a$	masa zraka
$m_f$	masa goriva
$\dot{m}$	bezdimenzijski protok mase
$Ma$	Machov broj
$N$	broj okretaja vratila
$n$	normalno opterećenje
$OST$	omjer sekundarnog toka
$Ps$	višak specifične snage
$p$	apsolutni tlak
$p_0$	zaustavni tlak
$p_a$	atmosferski tlak
$q$	dinamički tlak
$R$	radijus zaokreta
$S$	efektivna površina krila
$sfc$	specifična potrošnja goriva
$T$	apsolutna temperatura
$T_a$	temperatura atmosfere
$T_0$	zaustavna temperatura
$T_{oab}$	temperatura mlaza kod naknadnog izgaranja
$V$	brzina leta zrakoplova
$V_j$	brzina mlaza
$V_{jab}$	brzina mlaza kod naknadnog izgaranja
$W$	težina zrakoplova

## Grčke oznake:

$\gamma$	politropski eksponent
$\eta$	koeficijent iskoristivosti
$\eta_{pc}$	politropski koeficijent iskoristivosti kompresora
$\eta_{pt}$	politropski koeficijent iskoristivosti turbine
$\dot{\chi}$	kutna brzina
$\rho$	gustoća zraka

Sadržaj:

Zadatak završnog rada.....	1
Izjava .....	2
Popis slika.....	3
Popis tablica.....	5
Popis važnijih oznaka .....	6
1 Sažetak.....	9
2. Uvod .....	10
3. Vrste borbenih zrakoplova i njihove potrebe .....	11
3.1. Zahtjevi za novi borbeni zrakoplov .....	13
3.2. Predložene karakteristike novog borbenog zrakoplova.....	14
4. Uzgon, otpor i efekti manevriranja.....	16
4.1. Uzgon i ubrzanje.....	16
4.2. Otpor i uzgon.....	16
4.3. Energija i višak specifične snage.....	18
4.4. Upotreba pri niskom potisku i otporu.....	21
4.5. Vektorski potisak.....	22
5. Tubromlazni motor za novi borbeni zrakoplov .....	23
5.1. Specifični potisak .....	24
5.2. Opis turbomlaznih motora s visokim specifičnim potiskom.....	25
5.2.1. Miješanje osnovne struje zraka i sekundarne struje zraka.....	26
5.3. Termodinamički ciklus zrakoplovnih motora za borbene zrakoplove .....	29
5.4. Neka od ograničenja kod vojnih turbomlaznih motora .....	31
5.5. Režimi rada motora .....	33
6. Projektne vrijednosti turbomlaznog motora za borbeni zrakoplov .....	34
6.1. Stanja tehnologije .....	34
6.2. Općenite specifikacije motora .....	35
6.2.1. Ukupni proračun.....	35
6.3. Odabir ukupnog kompresijskog omjera .....	37
6.4. Odabir kompresijskog omjera ventilatora .....	40
6.5. Značaj naknadnog izgaranja .....	41
6.6. Utjecaj promjena pretpostavljenih parametara .....	43
7. Van projektne vrijednosti mlaznog motora za borbeni zrakoplov .....	46
7.1. Važnost van projektne vrijednosti tijekom uporabe motora .....	46
7.2. Alternativne izvedbe.....	47
7.3. Model dvo vratilnog motora.....	48
7.3.1. Zagušene turbine .....	49
7.3.2. Jednadžba ravnoteže snage na vratilu niskog tlaka .....	49



7.3.3. Maseni protok zraka .....	50
7.3.4. Metode rješavanja.....	50
7.4. Varijacije s ulaznom temperaturom turbine .....	51
7.5. Određivanje dimenzijskih vrijednosti.....	53
7.6. Rad motora pri maksimalnim vrijednostima bez uključivanja naknadnog izgaranja za oba projektna slučaja.....	54
8. Usporedba dobivenih vrijednosti s zrakoplovom MiG 21.....	57
9. Zaključak.....	60
10. Literatura.....	61

## **1. Sažetak**

Proces projektiranja zrakoplova vrlo je zahtjevan. U ovom radu obradit će se analiza termodinamičkog ciklusa turboblaznog motora za borbeni zrakoplov nove generacije kao što su zrakoplovi Eurofighter, F-15 i F-22. Da bismo uopće mogli raspravljati o karakteristikama motora, potrebno je unaprijed odrediti aerodinamiku i performanse zrakoplova. To je ujedno i prvi dio rada, a potom na osnovu ovih podataka, prije svega brzine leta, potrebne snage u zaokretu i još nekih osnovnih parametara kreće se u proces usklađivanja parametara unutar motora, u ovisnosti o zadanoj brzini leta i visini. Ovaj proces je vrlo kompliciran i nemoguće je dobiti jedno rješenje kao konačno, već se iz niza dijagrama za pojedini parametar odlučuje o ukupnoj karakteristici motora. Nakon što se dobije određena karakteristika motora da bi odredili ukupnu karakteristiku potrebno je proračun provesti pri van projektnim vrijednostima te vidjeti koliko je odstupanje i koliko ono utječe na same performanse kako motora, tako i cijelog zrakoplova. Na kraju rada usporedit ćemo dobivene rezultate s rezultatima zrakoplova čije karakteristike su nam poznate te na osnovu toga izvest ćemo zaključak.

## 2. Uvod

Tijekom godina razvijanja turboblaznih motora nikada se nije vodilo više pažnje nego danas. Prije svega odnosi se to na plasiranje borbenih zrakoplova pete generacije koji moraju svojim karakteristikama bit znatno napredniji od svojih konkurenata kao i prošle generacije zrakoplova. Kako bi se postigle izvanredne performanse zrakoplova moraju se uskladiti dvije ključne grane pri projektiranju zrakoplova, aerodinamika i pogon. U ovom radu obradit će se analiza termodinamičkog procesa turboblaznog motora za novi borbeni zrakoplov. Kao primjer novog zrakoplova uzima se Eurofighter koji je plod zajedničkog djelovanja nekoliko zemalja Europske unije.

Kako bi se naglasila važnost projektiranja turboblaznog motora, analizirat će se područje djelovanja zrakoplova, borbeni zadaci koje je potrebno izvršiti na određenoj nadmorskoj visini kao i brzini leta. Da bi uspijeli uskladiti željene parametre djelovanja borbenog zrakoplova morat će se definirati njegovo operativno područje djelovanja kao i zadani ciljevi koji moraju biti zadovoljeni. Važno je napomenuti da područje djelovanja kod borbenih zrakoplova je vrlo veliko i opsežno, stoga se pomno analiziraju svaki aspekti termodinamičkih procesa unutar motora, kako bi se postigla što veća efikasnost, a kako ne bi prešli maksimalne granice koje nam priječe uporabu u određenim atmosferskim uvjetima. Unatoč ovako zahtjevnom istraživanju, termodinamičkog procesa unutar motora, potrebno je voditi računa o drugom važnom aspektu, aerodinamici. Ključni parametri koje moramo zadovoljiti kod ovog važnog zahtjeva jest što manja masa letjelice, što veći omjer uzgona i otpora kao i što veća pogonska sila. Kako bismo shvatili važnost prvog uvjeta, što manje mase, u praktičnom djelu projektiranja važno je imati na umu sljedeće. Ukoliko povećamo masu zrakoplovnog motora za samo 1kg (a imamo dva motora), onda nam se ukupna masa letjelice povećava za 12-20kg. Upravo je to jedan od razloga zašto se upotrebljavaju najkvalitetniji kao i najotporniji materijali u motoru (Titan). Kod povećanja omjera uzgon/otpor od velike je važnosti odabir prave aerodinamičke konfiguracije, što nije tema našeg razmatranja. Tema koju ćemo razmotriti jest iznalaženje određene konfiguracije turboblaznog motora sukladno našim zahtjevima, ali i sukladno usklađenosti pojedinih djelova unutar motora.

U narednom tekstu završnog rada pokušat će se obrazložiti koliko je važno unaprijed odrediti ciljne parametre i operativni radijus djelovanja kao i odabir konfiguracije turboblaznog motora koji će zadovoljiti zadane ciljeve. Kako bismo uspješno odabrali konfiguraciju zrakoplovnog motora važno je odrediti smjernice i operativnu upotrebu našeg novog borbenog zrakoplova.

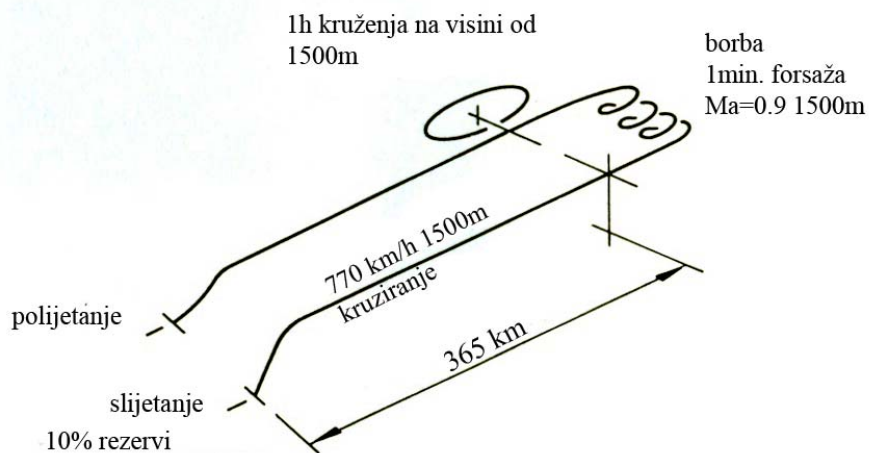
### 3. Vrste borbenih zrakoplova i njihove potrebe [1]

Civilni zrakoplovi imaju najblaže rečeno vrlo jednostavne zadaće. Prevesti što više tereta s točke A na točku B, pri tome treba uzeti u obzir da cijena prijevoza bude što niža. Osim toga civilni zrakoplovi (putnički) nemaju posebne zahtjeve za manevre već im se putanja svodi na pravolinijsku. S borbenim zrakoplovima posve je drugačija priča te se performanse ovih letjelica svode na tri glavna pravca projektiranja: zahtjevi na zemlji (polijetanje, slijetanje), zahtjevi borbene misije (potrošnja goriva) i konkretni zahtjevi (omogućavanje ubrzanja i zaokret). Ukoliko je zrakoplov vidljivo slabiji u nekom od ovih područja, protivnik će to uočiti te nedostatke drugog iskoristiti kao svoju prednost.

Različiti zahtjevi se stavljaju pred zrakoplove, stoga se projektiraju i različiti zrakoplovi kako bi što nadmoćnije mogli odraditi određenu zadaću. Ponekad se donosi odluka da se projektira zrakoplov koji će udovoljiti nekolicini zadanih uvjeta. Ugrubo zrakoplove po namjeni možemo podijeliti na dva dijela. Prvi su zrakoplovi presretači i nadmoćniji zrakoplovi visokih performansi. Ovi zrakoplove namijenjeni su borbi s drugim zrakoplovima. Druga skupina su zrakoplovi namijenjeni uništavanju ciljeva na zemlji, a služe za ubacivanje na neprijateljsko područje kao i potpora iz zraka.

#### Air superiority – borbeni zrakoplovi visokih zrakoplovnih performansi

Ovo je tipični tradicijski borbeni zrakoplov. Ključna stvar kod ovog tipa zrakoplova su njegove performanse, odnosno mogućnosti izvođenja raznih manevara na malom prostoru. Brzina i nije toliko važna ( $Ma=0.7-0.9$ ), jer pri većim brzinama borba gotovo nije moguća zbog velike potrošnje goriva kao i nemogućnosti brzih i okretnih manevara. Slika 3-1. prikazuje nam tipičnu misiju ovakvog zrakoplova.



Slika 3-1. Tipična misija borbenog zrakoplova visokih performansi

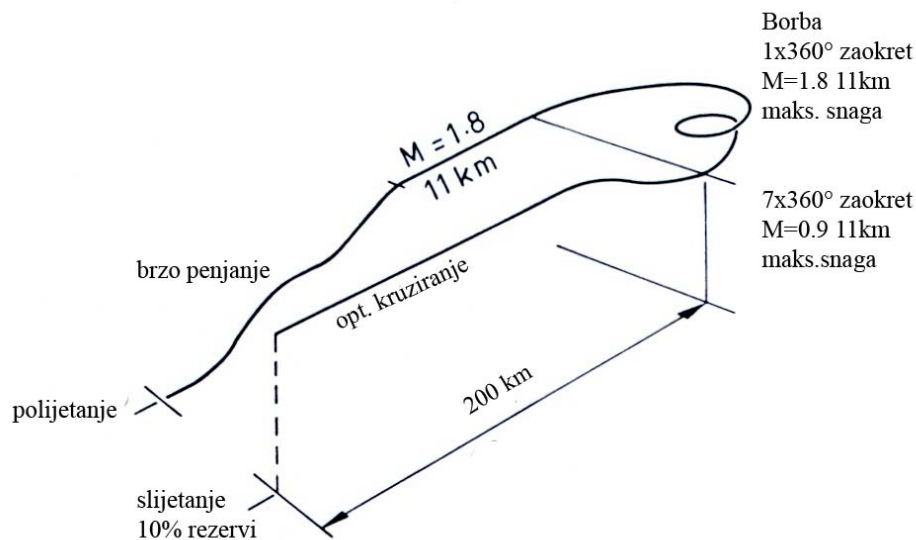
Govoreći o sposobnosti izvođenja manevara, uvijek se uzimaju dvije ključne sposobnosti zrakoplova, a to su ubrzanje i mogućnost što bržeg zaokreta pri manjem radijusu. Zaokret je pogotovo važan, a ovisi o efikasnoj površini krila kao i o koeficijentu normalnog opterećenja „n“. Koeficijent normalnog opterećenja predstavlja nam odnos uzgona i težine zrakoplova, s time da je u horizontalnom zaokretu sve veći što je operativni radijus manji. Također koeficijent normalnog opterećenja ne može ići iznad neke određene vrijednosti, stoga nam je on jedan od limitirajućih faktora, a samim time i jedan od ključnih faktor pri projektiranju zrakoplova. Nadalje ovaj koeficijent u laičkom žargonu predstavlja simulirano

„g“ opterećenje stoga, vidljivo je i iz toga, da ljudski organizam ne može podnijeti vrijednosti koje bi bile iznad recimo 9g.

Kao što prikazuje slika 3-1. , možemo izvesti zaključak da borbeni zrakoplov ovog tipa većinu svog vremena tijekom borbenog zadatka provodi u kruženju, a samo jednu do najviše nekoliko minuta u samoj borbi. Iz navedenoga možemo zaključiti da zrakoplov treba zadovoljiti uvjete minimalne potrošnje goriva tijekom te misije, a potrošnja goriva tijekom same borbe ne uzima se toliko u razmatranje. Kada je potrebno nešto više snage, zrakoplov koristi forsaž, odnosno naknadno izgaranje goriva u mlaznoj cijevi, što mu daje 50% više snage.

### Presretači

Kod ovih zrakoplova potrošnja goriva nije limitirajući faktor jer je cilj što veća brzina, a pri nadzvučnim brzinama zna se da je potrošnja goriva jako velika. Uz veliku brzinu leta, i ovi zrakoplovi moraju imati odgovarajuću sposobnost velike brzine penjanja na određenu visinu. Presretači djeluju nakon što radar uoči neprijateljske zrakoplove. Slika 3-2. prikazuje idealiziranu, jednostavnu misiju lovca presretača. Ona se sastoji od brzog penjanja pri određenoj brzini te nastavka misije pri brzini od  $Ma=1.8$ . Prednost ima onaj presretač koji za ovako velike brzine ne mora koristiti naknadno izgaranje, što zovemo super kruziranje. Prednost je u tome što presretač ne mora vidjeti protivnika jer ispaljuje rakete velikog dometa koje uništavaju letjelicu protivnika. Osim toga kada se ne koristi naknadno izgaranje, toplinski trag je znatno manji, a samim time manja je mogućnost da ga protivnička raketa locira. Nakon izvedbe borbe, zrakoplov radi nekoliko manevara te nastavlja povratak u bazu s brzinom prilagođenom za optimalno krstarenje.



Slika 3-2. Misija borbenog zrakoplova presretača

### Zrakoplovi za djelovanje iza borbene linije

Ovi zrakoplovi namijenjeni su za upadanje na neprijateljsko područje 50km iza borbene linije, a imaju za zadatak uništenje cesta, mostova, željeznicu, radare itd. Zahtjevi za

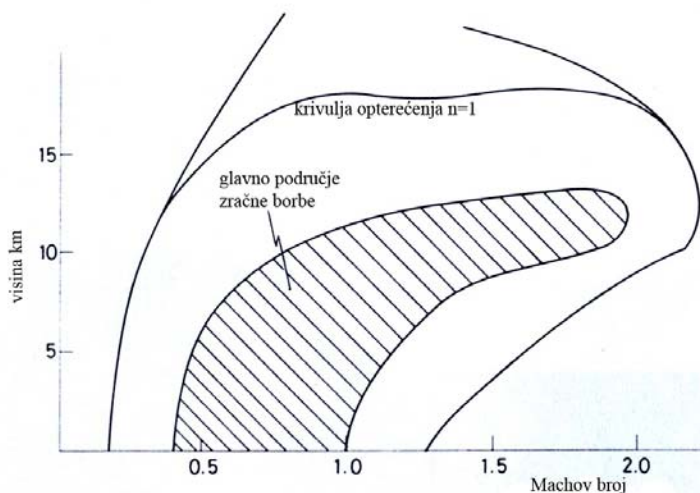
ovakav tip zrakoplova su transonična brzina pri niskim nadmorskim visinama, srednji do veći domet te dobre manevarske performanse. Potrošnja goriva je od velike važnosti.

### Zrakoplovi namjenjeni za zračnu potporu

Ovi zrakoplovi namijenjeni su također za upad na neprijateljsko područje. Brzina nije toliko važna koliko je važna maksimalna nosivost. Također moraju djelovati na niskim visinama i trebaju imati mogućnost za kruženje s minimalnom potrošnjom goriva. Performanse moraju biti dosta velike, međutim domet zrakoplova može biti kratak.

### 3.1. Zahtjevi za novi borbeni zrakoplov

Kako bismo što čvršće odredili projektne ciljeve hipotetički moramo definirati karakteristike novog borbenog zrakoplova. Sukladno tome zrakoplov bi morao posjedovati visoke performanse. Kako se za takav zrakoplov određuju mnogi zahtjevi, morat ćemo se malo prilagoditi. Na slici 3-3. prikazano je radno područje većine borbenih zrakoplova.



Slika 3-3. Prikaz operativnog područja borbenih zrakoplova

Međutim, najvjerojatnije je očekivati da će se većina borbi odvijati do brzine od  $Ma=1.5$  na visini od 11km, što nam zapravo govori o rasponu upotrebe našeg zrakoplova, kao i o tome da u navedenom području zrakoplov mora posjedovati vrhunske performanse. Sukladno međunarodnoj standardnoj atmosferi (MSA), područje atmosfere na visini od 11km nazivamo troposfera. Osim troposfere u radu ćemo koristiti i pojam tropopauza, što je područje između troposfere i stratosfere, na visini nešto većoj od 11km. Važno je poznavati atmosferske uvjete na visinama prije svega temperature, zbog toga što veliki čimbenik u termodinamičkom procesu turboblaznog motora je zaustavna temperatura  $T_{02}$ . Ona ne ovisi samo o trenutnoj visini zrakoplova već i o Machovom broju.

Kako bi imali što bolju predodžbu o zahtjevima koji se stavljaju pred borbene zrakoplove navodimo nekoliko operacijskih projektinih točaka:

1. Borba na malim visinama, velike manevarske sposobnosti pri  $Ma=0.5\sim 0.9$ , visina do 4km. (ova kombinacija brzine i visine zahtjeva velike mogućnosti zaokreta)
2. Mogućnost ubrzanja na razini mora od  $Ma=0.3-1.2$

3. Borba na visini od 6km, pri  $Ma=0.7\sim 1.2$ , s mogućnošću ubrzanja od  $Ma=0.5-0.9$
4. Borba na visini od 9-11km, pri  $Ma=0.9\sim 1.6$ , s mogućnošću ubrzanja od  $Ma=0.9-1.6$
5. superkrstarenje pri brzinama ne manjim od  $Ma=1.5$ , na visini od 11km
6. supersonično krstarenje pri  $Ma=2.0$  i više

Nemoguće je zadovoljiti sve navedene zahtjeve, stoga se naglasak stavlja na kompromis kao i na primarne ciljeve koje će zadovoljiti operatera. Svaka pa i najmanja promjena u jednom segmentu projektiranja može znatnije poremetiti pojedine karakteristike, stoga će biti potrebno u nekoliko iteracija, pa i nekoliko desetaka iteracija usklađivati karakteristike motora s aerodinamičkim karakteristikama kako bi postigli željene mogućnosti našeg borbenog zrakoplova.

### 3.2. Predložene karakteristike novog borbenog zrakoplova

Kako bismo uopće mogli razmatrati o karakteristikama novog borbenog zrakoplova, važno je vrlo veliko iskustvo. Na temelju tog iskustva, prije svega iskustva s prijašnjom generacijom borbenih zrakoplova te naših željenih karakteristika, možemo predložiti karakteristike novog zrakoplova. Nadalje važno je odabrati vrstu motora na temelju nekoliko elementarnih karakteristika motora za predviđeni borbeni zrakoplov, kao što su omjer potisak-težina, masa motora u odnosu na masu zrakoplova itd. Navedene detalje prikazuje nam tablica 1.

	F-15	F-16	Novi borbeni zrakoplov
Broj motora	2	1	2
Godina prvog leta	1972	1976	
Težina konstrukcije (prazan) tone	12.2	7.1	
Maks. ukupna težina pri polijetanju tone	20.2	10.8	18.0
Maks. težina naoružanja tone	10.7	5.8	
Maks. težina goriva tone	8.0	3.2	
Težina motora/ukupna težina pri polijetanju	0.135	0.127	0.10
Maks. potisak na „suho“/ukupna težina pri polijetanju	0.66	0.62	0.66
Maks. potisak s forsažom/ ukupna težina pri polijetanju	1.07	1.00	1.00
Opterećenje krila (pri polijetanju) $N/m^2$	3600	3400	3500
Maks. Ma broj na razini mora	1.2	1.2	1.2
Maks. Ma broj na 11km visine	2.5	2.05	2.0
Plafon leta m	15 000	18 000	15 000
Operativni borbeni radijus (bez vanjskih spremnika za gorivo) km		600	380
Maks. dolet (s vanjskim spremnicima za gorivo) km	5250	4410	3650+
Najveće normalno opterećenje na krilima		+9g	+9g -3g

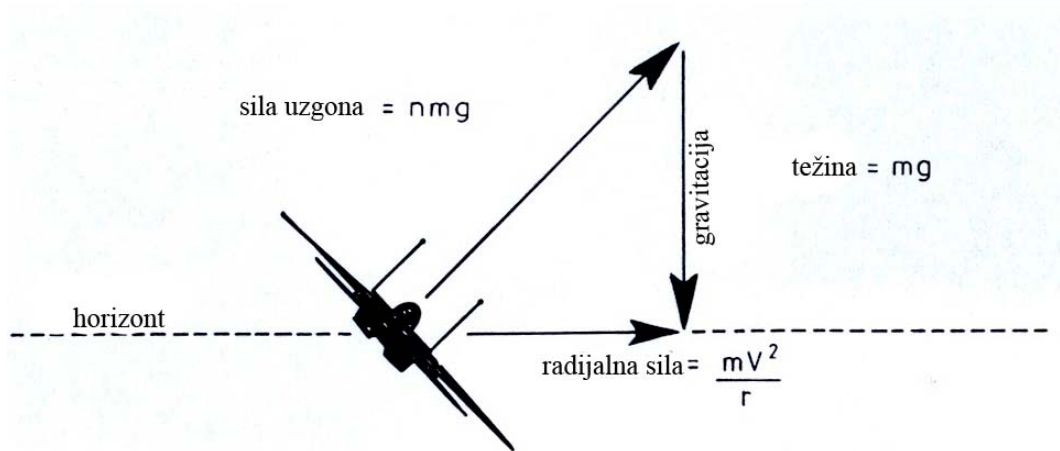
Tablica 1. Prikaz glavnih parametara dva postojeća borbeno zrakoplova i novog borbenog zrakoplova

Iz priložene tablice vidljivo je kako novi borbeni zrakoplov odnosno njegove karakteristike prate suvremene trendove ostalih borbenih zrakoplova 5. generacije, poput F-22 Raptora i Eurofightera. Ono što nas interesira u pogledu navedenih karakteristika jest broj motora. Za novi borbeni zrakoplov odabrano je da on ima dva motora. U svakom slučaju zrakoplovi s dva motora u prednosti su nad zrakoplovima s jednim motorom. Jedna od važnijih prednosti jest i sigurnost, jer prilikom otkaza jednog motora još uvijek postoji mogućnost sigurnog slijetanja te se na taj način sprječava gubitak letjelice, ali i ljudskog života. U ovom radu nećemo posvetiti pažnje radarskom odrazu i vektorskom potisku, ali se dakako i ove opcije razmatraju za novi borbeni zrakoplov, što svakako povisuje cijenu izrade samog zrakoplova.



## 4. Uzgon, otpor i efekti manevriranja

Novi borbeni zrakoplov treba biti vrlo agilna te treba imati izraženu mogućnost naglog ubrzanja kao i sposobnost izvođenja oštih i brzih zaokreta. Za sve navedeno zahtijeva se velika pogonska sila, čija je maksimalna vrijednost od presudnog značaja za izvršenje navedenih manevra. Zaokret se ostvaruje kompenzacijom ukupne sile uzgona. Da bi imali što veću silu uzgona jasno je da nam treba i veća površina krila, koju opet ne možemo povećavati iznad neke granične zbog mnogo drugih konstrukcijskih faktora. U zaokretu znatno nam raste otpor koji kompenziramo povećanjem pogonske sile, a iz ovog je vidljivo da je maksimalan iznos pogonske sile od velike važnosti. Prilikom izračunavanja vrijednosti u zaokretu (maks. kutna brzina, radijus zaokreta) veliku ulogu ima koeficijent normalnog opterećenja „n“ (load factor), kojeg smo ranije spomenuli.



Slika 4-1. Prikaz glavnih aerodinamičkih sila na zrakoplov u zaokretu

### 4.1. Uzgon i ubrzanje

Dakako najvažniji faktor koji utječe na veličinu sile uzgona je površina krila koja je pak limitirana konstrukcijskim zahtjevima kao i opterećenju krila koje iznosi za naš borbeni zrakoplov  $3500\text{N/m}^2$ . Kako bi se postigao što veći uzgon kada je to potrebno (polijetanje), koriste se dodatne aerodinamičke površine (zakrilca, sustav za dodatno optjecanje krila).

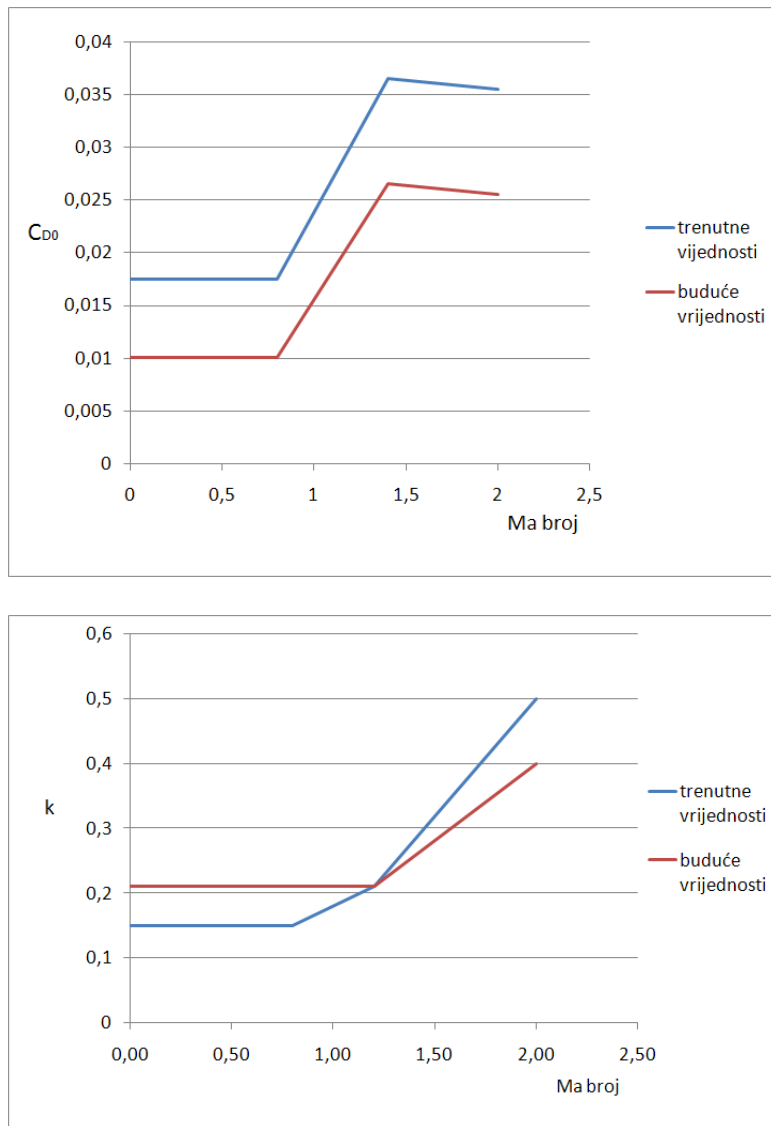
### 4.2. Otpor i uzgon [2]

Vrijednosti uzgona i otpora u ovisnosti o Ma broju od krucijalne su nam važnosti, jer upravo o tim vrijednostim ovisi ponašanje našeg zrakoplova u datim okolnostima. Kako bismo procijenili vrijednost otpora koristimo jednadžbu 4.2

$$C_D = C_{D0}(Ma) + k(Ma)C_L^2 \quad (4.2)$$

Gdje je  $C_L$  koeficijent uzgona a  $C_{D0}$  je koeficijent otpora pri nultom uzgonu. I  $C_{D0}$  i parametar  $k$  ovise o Mahovom broju kao i samoj geometriji zrakoplova. Vrijednost  $C_{D0}$  se znatno povećava ukoliko su na zrakoplovu ovještene rakete te vanjski spremnici za gorivo.

Precizni podaci ovih vrijednosti drže se u potpunoj tajnosti, no slika 4-2. prikazuje približne vrijednosti ovih parametara.



Slika 4-2. Prikaz vrijednosti  $C_{D0}$  i  $k$  u ovisnosti o Ma broju

Važno je napomenuti da se aerodinamika stalno mijenja ovisno o stanju leta zrakoplova. Ovo nije dio našeg razmatranja, međutim potrebno je imati na umu i tu činjenicu. Velike razlike očitje su kod podzvučnog, nadzvučnog te supersoničnog leta. Dakako posebna se pažnja opet posvećuje zaokretu. Zaokret je pokazatelj osnovnih manevarskih mogućnosti zrakoplova, prije svega odnosi se to na najveću moguću kutnu brzinu zaokreta s najmanjim radijusom pri kojem je i normalno opterećenje najveće. Također u razmatranje ne uzimamo let pri velikim napadnim kutem zrakoplova kada se smjer mlaza ne poklapa sa smjerom otpora, kao i neke specifične režime leta.

### 4.3. Energija i višak specifične snage

Energetsko stanje očituje se zbrojem potencijalne i kinetičke energije, što možemo vidjeti iz jednadžbe 4.3

$$E = mgh + \frac{mV^2}{2} = W^* h_e \quad (4.3)$$

Pri čemu je specifična energija dana jednadžbom 4.3.1

$$E_s = gh + \frac{V^2}{2} \quad (4.3.1)$$

Svedeno na jedinicu težine zrakoplova dobivamo jednadžbu 4.3.2

$$h_e = h + \frac{V^2}{2g} \quad (4.3.2)$$

Specifična energija predstavlja nam i određenu visinu koju zrakoplov može doseći, polazeći od trenutne visine, pri čemu koristi svoju kinetičku energiju dok je ne potroši. Primjerice pri brzini od  $Ma=0.9$ , na razini mora, zrakoplov se može podići na visinu od približno 5km, nakon čega više nema viška energije pa je potrebno povećati pogonsku silu.

Sposobnost zrakoplova da ubrzava i penje ovisi o višku snage nasuprot potrebne snage. Kako bismo mjerili ovaj višak snage uvodimo mjeru koja nam pokazuje omjer razlike naše snage, potrebne snage te težine zrakoplova

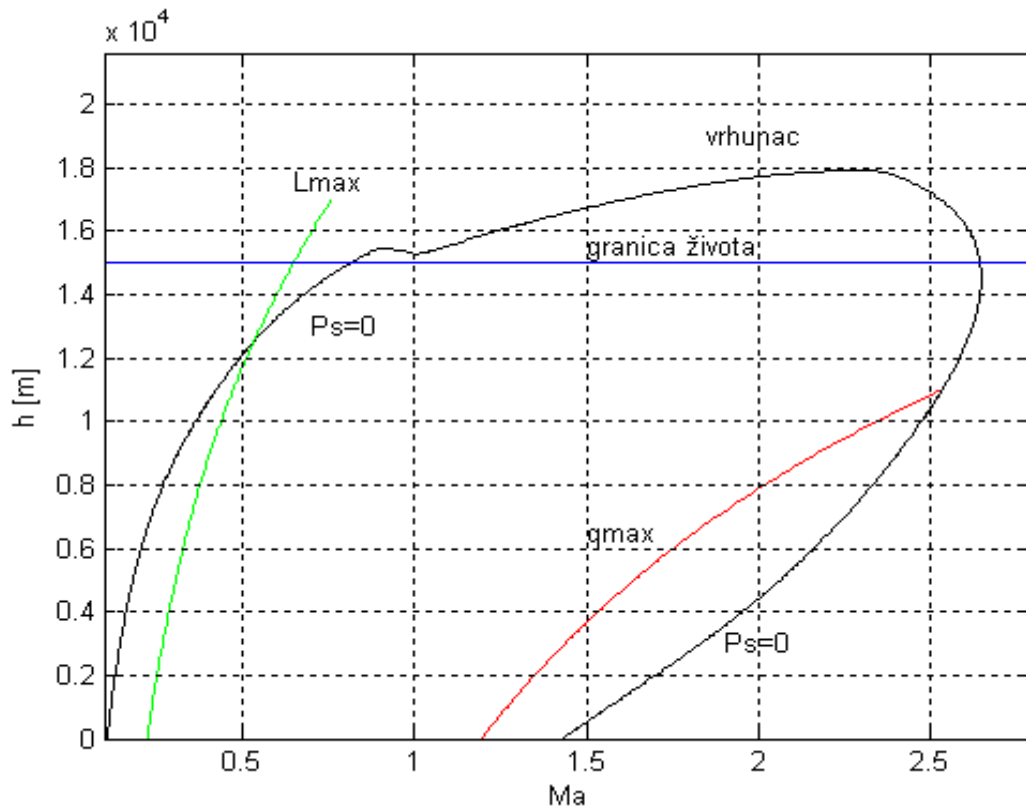
$$(F_N - D)/mg \quad (4.3.3)$$

gdje je  $F_N$  neto potisak a  $D$  otpor (oba parametra su funkcija visine i brzine). Kada jednadžbu 4.3.3 pomnožimo s brzinom leta dobivamo izraz za višak specifične snage (SEP specific excess power, koristit ćemo oznaku  $P_s$ )

$$P_s = V(F_N - D)/mg \quad (4.3.4)$$

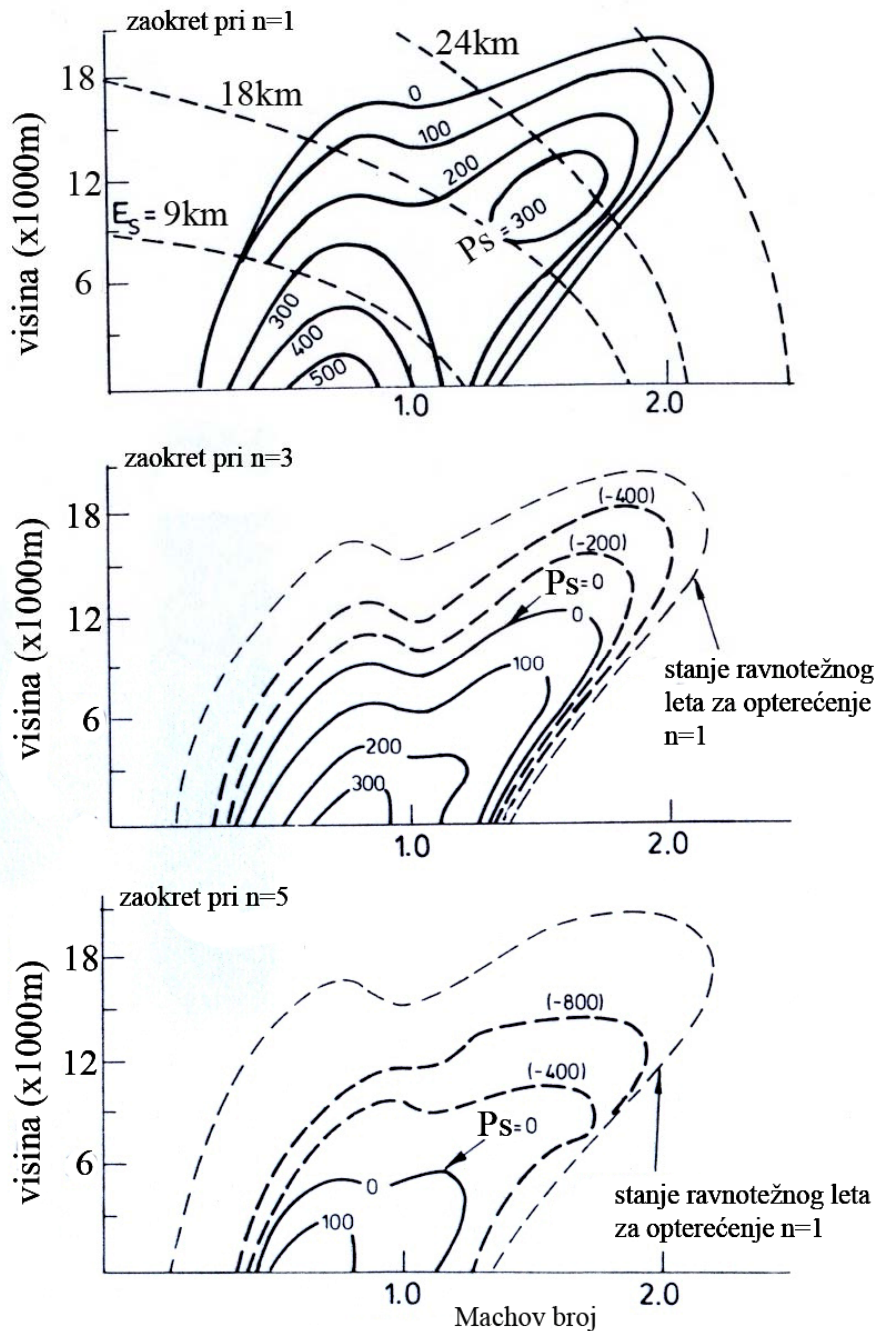
Tijekom izvođenja manevara, poput zaokreta, otpor raste, a za isti iznos potiska  $P_s$  pada.  $P_s$  također predstavlja raspoloživu maksimalnu brzinu penjanja dok kod ravnotežnog leta predstavlja povećanje u pravocrtnoj brzini.

Za relativnu ocjenu performansi borbenih zrakoplova najviše se upotrebljava dijagram na kojem su krivulje  $n = \text{const}$  za  $P_s = 0$ , koje zapravo odgovaraju ravnotežnom stanju u letu. Na slici 4-3. Prikazana je krivulja za  $P_s = 0$ , u ovisnosti  $Ma$  broja i visine. Kako je vidljivo kod  $Ma=1$ , krivulja malo pada što je razlog nestabilnosti u transsoničnom području.



Slika 4-3. Prikaz krivulje za specifični višak snage,  $P_s=0$  te prikaz granica upravljivosti borbenog zrakoplova

Također iz dijagrama sa slike 4-3. vidi se i područje upotrebe zrakoplova. Ono je limitirano s minimalnom brzinom leta (zeleno krivulja), pri kojoj imamo maksimalnu vrijednost uzgona. Nadalje granicu nam predstavlja vrijednost dinamičkog tlaka (crvena linija). Ova vrijednost kreće se u rasponu od 90 do 105 kPa za borbene zrakoplove boljih karakteristika, tj. performansi. Još jedan od ključnih faktora koji limitiraju uporabu zrakoplova u određenom području jest granica života (plava linija). Iznad te granice koja približno iznosi 15km atmosfera je vrlo agresivna te nije pogodna za normalno održavanje života. Unatoč mogućnosti koju ima naš borbeni zrakoplov, vidljivo je da je njegovo područje upotrebe smanjeno zbog navedenih razloga te je potrebno koncentrirati se na dozvoljeno područje i unutar njega postići maksimum performansi za naš zrakoplov.

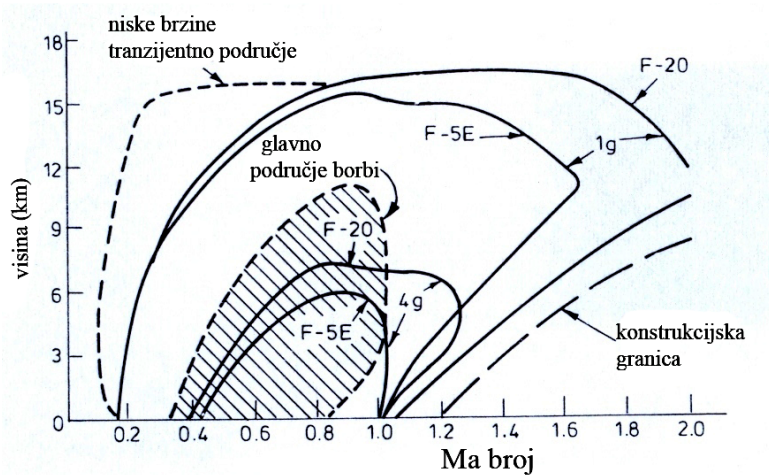


Slika 4-4. Prikaz krivulja  $P_s$  u ovisnosti o visini i Ma broju za pojedina normalna opterećenja

Kao što se može vidjeti iz slike 4-4, pri većem opterećenju krivulja za  $P_s=0$  zauzima sve manje i manje područje, što direktno upućuje na smanjenu količinu snage za određeni Machov broj te visinu. Kod zaokreta, kada je faktor opterećenja veći od 1, krivulja za  $P_s=0$  nam predstavlja granicu ravnotežnog zaokreta određenim okolnostima.

Kako bi konkretnije shvatili značenje prikazanih dijagrama, za primjer ćemo uzeti stanje kod  $n=3$ , za  $P_s=0$ . Na visini od približno 10km vidimo da je brzina  $Ma=0.9$ . Sada nam krivulja  $P_s=0$  predstavlja maksimalno mogući zaokret pod ovim uvjetima. U dijagramu za  $n=1$ , za  $Ma=0.9$  i  $h=10\text{km}$  vidimo da je  $P_s=150$ , a sa tim viškom snage zrakoplov može ili ubrzati ili penjati za taj iznos brzine. Kod  $n=5$  vidimo da bi za uvjete  $M=0.9$  i  $h=10\text{km}$  višak

specifične snage iznosio  $P_s = -400$ , tj. zrakoplov nema viška snage već je u gubitku i počeo bi usporavati ili ponirati. Na slici 4-5. imamo prikaz dvije krivulje za  $P_s = 0$  pri različitim opterećenjima. Iz navedene slike zaključuje se da je bolji onaj zrakoplov čija krivulja za  $P_s = 0$  obuhvaća krivulju protivnika, jer to znači da može na istoj visini i istim Mahovim brojevima razviti veće opterećenje koje je ključno za izvršavanje manevara.



Slika 4-5. Prikaz krivulja  $P_s = 0$ , za dva različita lovca za dva različita opterećenja

#### 4.4. Upotreba pri niskom potisku i otporu

Sve do sada raspravljalo se o manevrima za čije izvršenje je potrebna velika sila uzgona i veliki potisak. Da bi ostvarili što veću potisnu silu morali bismo povećati potrošnju goriva, što dakako smanjuje trajanje borbenog zadatka. Ponekad nam nije potrebna velika pogonska sila i snaga, već samo što dulji boravak u zraku. Ovakvi zadaci su obično promatranje i kruženje, što ne zahtijeva veliki potisak. Kako bismo odredili kojem režimu odgovara ovaj let, pretpostavit ćemo da je potrošnja goriva proporcionalna otporu, tj. ovo je režim minimalnog otpora. Da bi uspjeli prikazati režim leta s minimalnom potrošnjom goriva poslužiti ćemo se sljedećim jednadžbama

$$D = qSC_D = qS(C_{D0}(Ma) + k(Ma)C_L^2) \quad (4.4.1)$$

Gdje je  $q$  dinamički tlak ( $\rho V^2 / 2$ ) a  $C_{D0}$  i  $k$  su nam poznati od ranije. Da bismo dobili režim za minimalnu potrošnju goriva i maksimalno trajanje leta potrebno je izraziti brzinu preko sljedeće jednadžbe

$$V^2 = \frac{2gm}{\rho SC_L} \quad (4.4.2)$$

Nakon čega slijedi

$$C_L = \frac{W}{qS} \quad (4.4.3)$$

a potom dobivamo i konačni izraz

$$q = \frac{W}{S} \sqrt{\frac{k}{C_{D0}}} \quad (4.4.4)$$

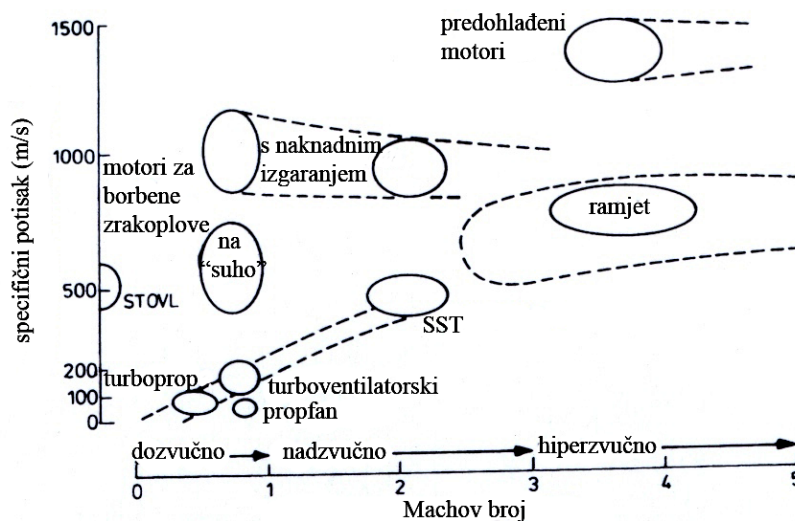
Kada bismo uvrstili ovaj izraz u jednadžbu 4.4.1 dobili bismo vrijednost otpora pri čemu je potrošnja goriva svedena na minimum a trajanje leta na maksimum.

#### 4.5. Vektorski potisak

Vektorski potisak je naziv za željeno mijenjanje smjera mlaza turbomlaznog motora. Ovo mijenjanje mlaza omogućuje nam manevarske mogućnosti pri nižim brzinama kod velike gustoće zraka kada krila ne mogu proizvesti dovoljnu količinu uzgona. Osim toga ovakav način potiska može služiti kako bi se staza za polijetanje i slijetanje skratila odnosno kako bi se u konačnici omogućilo vertikalno slijetanje. Bez obzira na prednosti ovakvog sustava, postavlja se pitanje njegove isplativosti, jer je izuzetno skup te njegove pouzdanosti.

## 5. Tubromlazni motor za novi borbene zrakoplov

Mlazni motori za borbene zrakoplove razlikuju se u nekoliko konstrukcijskih detalja od mlaznih motora za civilne putničke zrakoplove. To je i razumljivo zbog toga što karakteristike mlaznih motora za borbene zrakoplove moraju biti znatno bolje. Zbog zahtjeva velike brzine, upotrebljavaju se turbojet motori koji za razliku od turbofan motora za civilnu upotrebu nemaju ventilator dimenzija kao kod civilnih motora. Još jedna osnovna razlika je očita i to kod brzine mlaza koji izlazi iz mlaznice. U civilnom zrakoplovstvu zbog raznih restrikcija u pogledu buke i onečišćenja okoliša poželjno je da brzina mlaza bude što manja. Načelo je da se što veća količina zraka potiskuje pri što je moguće nižoj izlaznoj brzini, jer ovime zadovoljavamo zadana pravila civilnog zrakoplovstva. Kod vojnih zrakoplova je upravo obrnuto. Potrebna je što veća izlazna brzina mlaza, jer upravo je to faktor koji utječe na samu brzinu zrakoplova i potisnu silu, što ćemo vidjeti u narednim dijelovima ovog rada. Dakako da što se tiče vojnih pravila, ona se ne dotiču previše civilnih, odnosno postoje određena odobrenja koja vojne zrakoplove ne svrstavaju pod civilne zrakoplovne zakone.

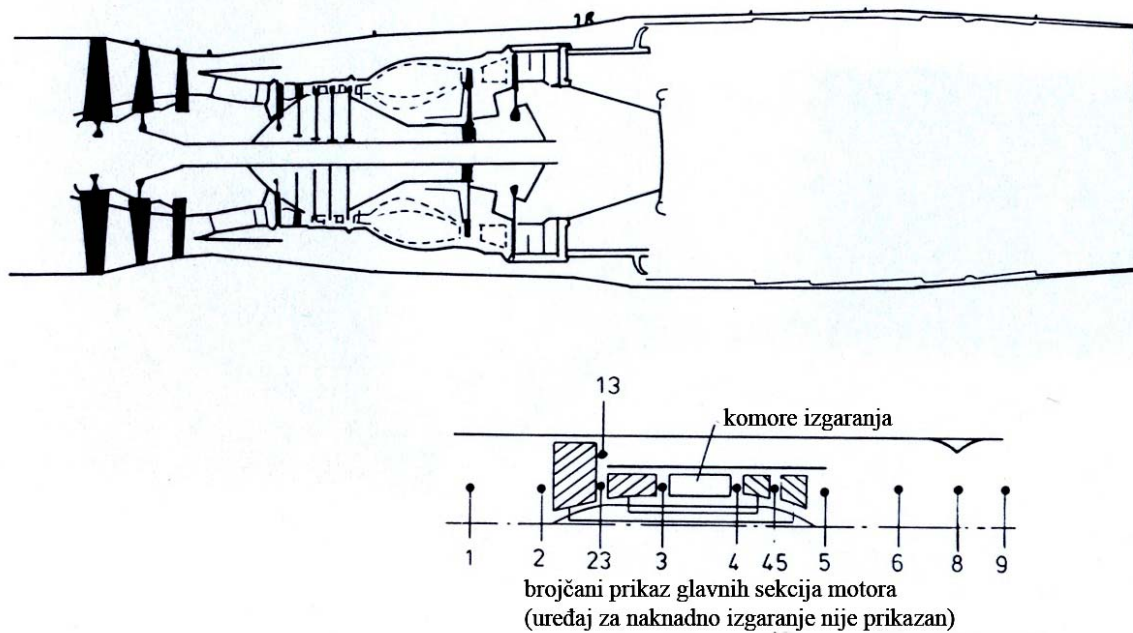


Slika 5-1. Prikaz područja upotrebe različitih mlaznih motora

Na slici 5-1. možemo vidjeti područja upotrebe pojedinih zrakoplovnih motora, a prikazo je u ovisnosti Ma broja i specifičnog potiska o kojem ćemo kasnije nešto više reći.

Tipičan motor koji se upotrebljava za vojne borbene zrakoplove prikazan je na slici 5-2. Vidljivo je i da polovinu motora po duljini čini mlazna cijev u kojoj se smješta uređaj za naknadno izgaranje, što je još jedan od konstrukcijskih detalja koji posjeduje turboventilatorski motor.





Slika 5-2. Prikaz presjeka turboventilatorskog motora (1-ulaz usisnika, 2-ulaz na ventilator, 13,23-izlaz ventilatora, 3-izlaz osnovnog kompresora, ulaz u komoru izgaranja, 4-ulaz u visokotlačni dio turbine, 45-ulaz u niskotlačni dio turbine, 5-izlaz niskotlačne turbine, 6-mlazna cijev, 8-grlo mlaznice, 9-izlaz iz mlaznice)

## 5.1. Specifični potisak

Energija koja se oslobađa u komorama izgaranja pri visokim tlakovima, vrlo se efikasno pretvara u mehaničku energiju u turbini, a također u daljnjem procesu u energiju mlaza. Visoka brzina mlaza vodi do visokog omjera potiska prema jedinici protoka mase zraka, odnosno vodi do visokog specifičnog potiska. Mlazne motore za borbene zrakoplove prihvatljivije je uspoređivati po veličini specifičnog potiska nego po omjeru sekundarnog toka.

Jednadžba potiska za mlazni motor glasi

$$F_N = V_j (\dot{m}_a + \dot{m}_f) - V \dot{m}_a \quad (5.1.1.)$$

Gdje je  $\dot{m}_a$  protočna masa zraka koji ulazi u motor,  $\dot{m}_f$  protočna masa goriva,  $V_j$  brzina mlaza, a  $V$  brzina zrakoplova. Specifični potisak je neto potisak po protočnoj jedinici mase

$$\frac{F_N}{\dot{m}_a} = \frac{V_j (\dot{m}_a + \dot{m}_f)}{\dot{m}_a} - V \quad (5.1.2.)$$

S jedinicom m/s. Kada se zanemari protočna masa goriva dobivamo vrlo jednostavnu jednadžbu

$$\frac{F_N}{\dot{m}_a} = V_j - V \quad (5.1.3)$$

Specifični potisak pojedinog motora ovisi o visini i o  $Ma$  broju. Stoga se dati izraz primjenjuje samo za određeno stanje leta. Veličinu zrakoplovnog motora određujemo na osnovi količine zraka koju može apsorbirati, stoga veličina specifičnog potiska i željeni potisak koji zahtijevamo određuju veličinu motora.

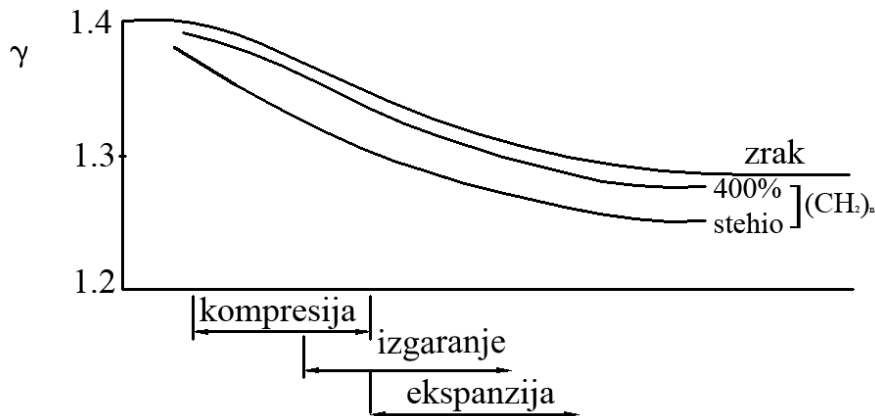
Jedan od osnovnijih razloga uporabe motora koji imaju veliki specifični potisak jest što oni imaju manju masu. Dakako, na početku rada smo rekli koliko masa motora ima važnu ulogu o cijeloj težini zrakoplova, cilj je postići što manju masu samog motora. Turbomlazni motori kojima je svrha protočnost što veće količine zraka imaju veću masu od onih koji imaju veliki specifični potisak, a koji proizvode isti ukupni potisak. Neto potisak manji je od ukupnog potiska zbog pojave udarnog otpora  $\dot{m}_a V$ . Zbog ovakve pojave smanjenje potiska je manje što je veća izlazna brzina mlaza, odnosno što je veći specifični potisak. Nadalje još se nazire jedan od razloga uporabe motora s velikim specifičnim potiskom. Pri nadzvučnim brzinama, zrakoplov mora biti tako konstrukcijski napravljen da proizvodi što manji otpor. Gotovo bi nemoguće bilo letjeti s motorom koji bi imao ventilator poput civilnih motora, zbog velikog ulaznog presjeka. Kako god bilo ipak se prakticira da zrakoplovni motor posjeduje omjer sekundarnog toka od barem 0.3. Zrak koji se pri tom provodi, služi za hlađenje motora, također služi i kod naknadnog izgaranja za dobivanje više potiska. Iz ovoga možemo očitati da dolazi do razlike kod motora koji trebaju biti instalirani na zrakoplove različitih namjena kao što je kod jednog učestalog zadatka kruženja, a kod drugog uporaba naknadnog izgaranja. O izboru omjera sekundarnog toka i veličine specifičnog potiska raspravljat ćemo u narednim odlomcima.

## 5.2. Opis turbomlaznih motora s visokim specifičnim potiskom

Na slici 5-2. može se vidjeti da je niskotlačni kompresor odnosno ventilator, pogonjen jednostupanjskom niskotlačnom turbinom, dok je jezgreni dio kompresora pogonjen visokotlačnom turbinom. Može se zaključiti kako ipak postoji sekundarna struja zraka i upravo se najviše pažnje posvećuje miješanju te struje i struje mlaza u mlaznoj cijevi prije konačne ekspanzije u mlaznici. U ovom dijelu rada koristit ćemo sljedeće vrijednosti koje su izračunate na bazi iskustvenih proračuna. Specifični toplinski koeficijent zraka iz kompresora imati će vrijednost  $c_{pe} = 1244 \text{ J/kgK}$ , a za zrak iz OST-a  $c_p = 1005 \text{ J/kgK}$ . Za spec. toplinski koeficijent mješavine ove dvije struje koristit ćemo sljedeći izraz

$$(1+OST)c_{pm} = c_{pe} + c_p * OST \quad (5.2.1)$$

A za  $\gamma_m$  koristit ćemo izraz  $\gamma_m = c_{pm} / (c_{pm} - R)$ . Kada je naknadno izgaranje uključeno koristi ćemo  $\gamma = 1.3$  i  $c_p = 1244 \text{ J/kgK}$  za ispušne plinove.

Slika 5-3. Promjena  $\gamma$  tijekom procesa mlaznog motora [3]

### 5.2.1. Miješanje osnovne struje zraka i sekundarne struje zraka

Gotovo svi borbeni zrakoplovi vrše miješanje osnovne struje zraka i sekundarne struje prije konačne ekspanzije u mlaznici. Miješanje se odvija u mlaznoj cijevi, a prije nego struja dođe do mlaznice, struje zraka moraju biti pomiješane. Stanje pri kojem se miješaju struje uzima se da obje struje imaju jednake statičke tlakove. Unatoč tome u samoj analizi procesa uzimaju se zaustavna stanja. Zbog pretpostavke da obje struje imaju jednake zaustavne tlakove, mora se posebno uskladiti niskotlačna turbina s ventilatorom. Ova dva dijela turbomlaznog motora moraju biti tako usklađena da rad koji dobijemo padom entalpije u niskotlačnoj turbini, mora biti jednak radu koji je potreban za pokretanje ventilatora. Kao što smo ranije rekli, miješanje se odvija zbog toga što dolazi do povećanja u potisku. Da bi to objasnili pretpostavimo da obje struje imaju konstantne protoke te da imaju jednake specifične toplinske koeficijente. Prilikom miješanja sekundarna struja se zagrijava, a osnovna struja se hladi. Razmjerno povećanje temperature sekundarne struje je veće nego smanjenje osnovne struje. Obzirom da je brzina mlaza sukladna izrazu  $\sqrt{c_p T}$ , a ukupni potisak proporcionalan brzini mlaza, zaključuje se da će nakon miješanja biti veći iznos povećanja brzine mlaza sekundarne struje nego iznos kod smanjenja brzine mlaza kod osnovne struje što rezultira u povećanju neto potiska.

#### Ventilator

Kao što prikazuje slika 5-2. može se vidjeti da ventilator ima tri stupnja. Protok zraka se odjeljivačem odvaja na dva podjednaka dijela, na sekundarnu struju te na osnovnu. Kako bismo pojednostavili model, sukladno nomenklaturi sa slike 5-2. uzimamo da je  $T_{023} = T_{013}$  i  $p_{023} = p_{013}$ . Tlak na izlazu iz niskotlačne turbine određuje koliki će biti tlak nakon prolaska kroz ventilator, oba moraju biti ista. U aerodinamičkom smislu svi stupnjevi su jako opterećeni te idu do maksimalne granice do koje imamo zadovoljavajuću iskoristivost.

#### Kompresor

Također sa slike 5-2. možemo vidjeti da kompresor ima 5 stupnjeva. Oni stvaraju tlačni omjer od 7, što u konačnici s ventilatorom dajem ukupni tlačni omjer od 30. Optimalna konstrukcija ima nešto nižu iskoristivost nego što je to kod civilnih motora zbog visokih vrijednosti  $\Delta h / U^2$ .

## Komore izgaranja

Komore izgaranja imaju dakako istu namjenu kao one kod civilnih motora, s tom razlikom što je ulazna temperatura nešto niža, jer je i ulazni tlak nešto niži nego što bi bio kod motora za civilnu upotrebu. Protok goriva je veći nego kod civilnih što povisuje izlaznu temperaturu.

## Turbine

Turbine kod vojnih motora, opterećenije su nego kod civilnih. Efikasnost je nešto smanjena, a maksimalna temperatura na visokotlačnoj turbini može doseći 1850K. Upravo zbog ovakvih uvjeta životni vijek lopatica turbine bit će nešto kraći.

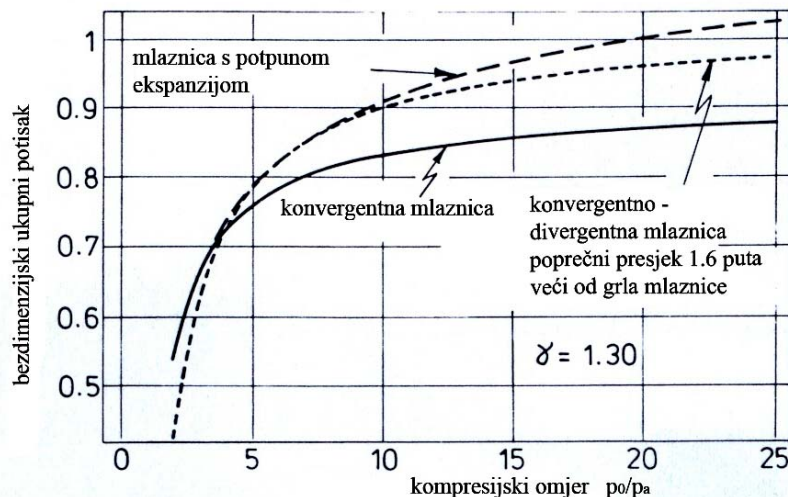
## Uređaj za naknadno izgaranje

Maksimalni mogući potisak koji se može zahtijevati može biti i do deset puta veći od potiska tijekom zadaća nadgledanja. Uređaj koji omogućuje ovakav potisak naziva se uređajem za naknadno izgaranje ili u termodinamičkom smislu pregrijač. Mogućnost uključivanja i isključivanja ovog uređaja velika je prednost borbenih zrakoplova.

Većina borbenih zrakoplova posjeduje ovaj uređaj što omogućuje dodatni potisak. Uređaj za naknadno izgaranje sastoji se od ubrizgivača goriva koji su smješteni u mlaznoj cijevi. Dok nije uključen temperatura u cijevi je 1000K, a kada se uključi temperatura naglo raste na 2200K. Potrošnja goriva može biti i 5 puta veća nego kod normalnog rada motora, ali zato je potisak povećan za čak 50%. Naknadno izgaranje najefikasnije je kada se upotrebljava tijekom kraćih vremenskih perioda. Ukoliko zrakoplov tijekom svog zadatka većinu vremena treba imati visoku potisnu silu, uređaj za naknadno izgaranje se ne preporučuje, već je potrebno osmisliti drukčiji konstrukcijski model (presretači).

## Mlaznica

Tijekom uporabe uređaja za naknadno izgaranje nastoji se održati termodinamičko stanje, tako da se zbog znatnog povećanja temperature ne osjeti promjena kod tlaka, tj. nastoji se da se on ne promijeni. Da bi postigli željeno stanje, svakako moramo imati mlaznicu promijenjive geometrije, odnosno promijenjivog poprečnog presjeka. Druga važna značajka je omjer tlaka u mlaznici i vanjskog okolišnog tlaka,  $p_{08}/p_a$ , čija vrijednost pri velikim brzinama može dosegnuti 16. Da ne bi imali velike gubitke moramo koristiti konvergentno divergentnu mlaznicu. Prilikom projektiranja mlaznice, važno je predvidjeti uvjete koji će vladati u mlaznoj cijevi, jer to rezultira u poprečnom presjeku mlaznice.

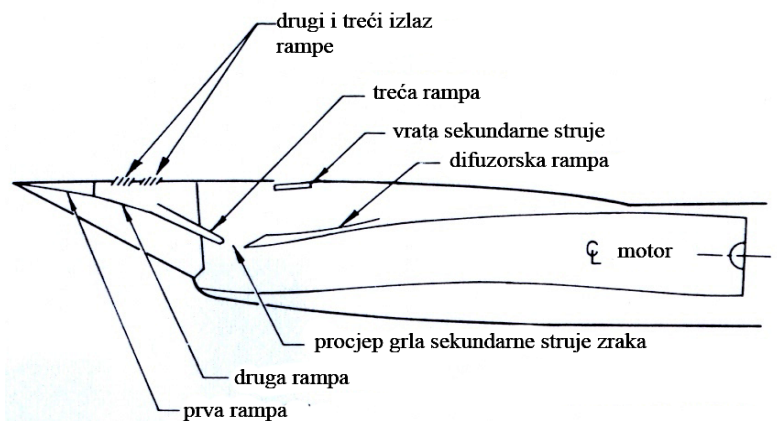


Slika 5-4. Prikaz tri tipa mlaznica kao funkcija ukupnog potiska i ekspanzijskog omjera tlakova

Na slici 5-4. prikazana su tri tipa mlaznica. Kod konvergentno divergentne mlaznice gubitak je za 1.5% u odnosu na potpuno povrativu mlaznicu, ali površina poprečnog presjeka je 1.6 puta u odnosu na poprečni presjek mlazne cijevi. Kod jednostavne konvergentne mlaznice gubitak je i do 10% kod ekspanzijskog omjera od 16. Do omjera 5, mlaznice se gotovo jednako ponašaju.

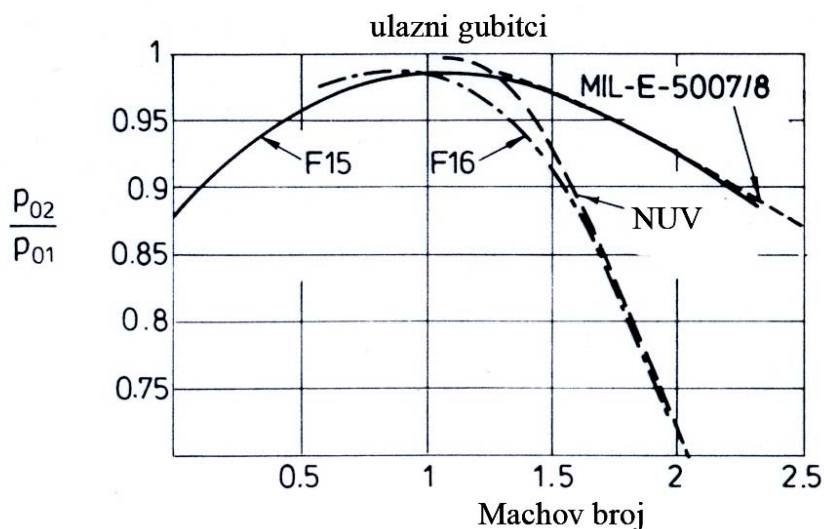
### Usisnik za visoke brzine leta

Usisnik je vrlo komplicirani dio zrakoplovnog motora jer o njemu ovise početni gubici, a loše konstruiran usisnik može dovesti do fatalnih nesreća. Za podzvučne brzine upotrebljava se okrugli usisnik, sličan kao na motorima za civilne zrakoplove. Međutim, pri visokim brzinama leta ( $Ma > 1.8$ ), takav tip usisnika je potpuno neprihvatljiv jer se stvara normalni udarni val koji uzrokuje velike gubitke zaustavnog tlaka. Da bi se riješio ovaj problem konstruiraju se usisnici koji pomoću dva do tri kosa udarnih vala i konačnim normalnim udarnim valom usporavaju struju zraka. Gubitak tlaka manji je što imamo veći broj kosih udarnih valova. Na slici 5-5. prikazan je tipičan usisnik za borbene avione.



Slika 5-5. Prikaz usisnika na zrakoplovu F-15

Na slici 5-6 prikazane su krivulje za dva usisnika te za teoretski usisnik, koje pokazuju kako se povećavaju gubici tlaka s povećanjem brzine leta.



Slika 5-6. Omjer ulaznih tlakova u ovisnosti o Machovom broju

### 5.3. Termodinamički ciklus zrakoplovnih motora za borbene zrakoplove

Rad mlaznog motora uvelike ovisi o ambijetalnim uvjetima kao i brzini leta. Ove promjene prije svega utječu na promjenu zaustavne temperature i tlaka, primjerice što se Ma broj povećava. Tablica 2. prikazuje promjenu temperature i tlaka s povećanjem Ma broja. Kod mlaznih motora za borbene zrakoplove veliku ulogu u samom termodinamičkom procesu ima odnos ulazne temperature turbine i temperature na ulazu u kompresor  $T_{04}/T_{02}$ . Maksimalni iznos temperature  $T_{04}$ , limitiran je otpornošću materijala lopatica turbine, a iznosi oko 1850K. Kako se brzina leta povećava tako raste temperatura na ulazu u kompresor  $T_{02}$ , i pada omjer tih dviju temperatura.

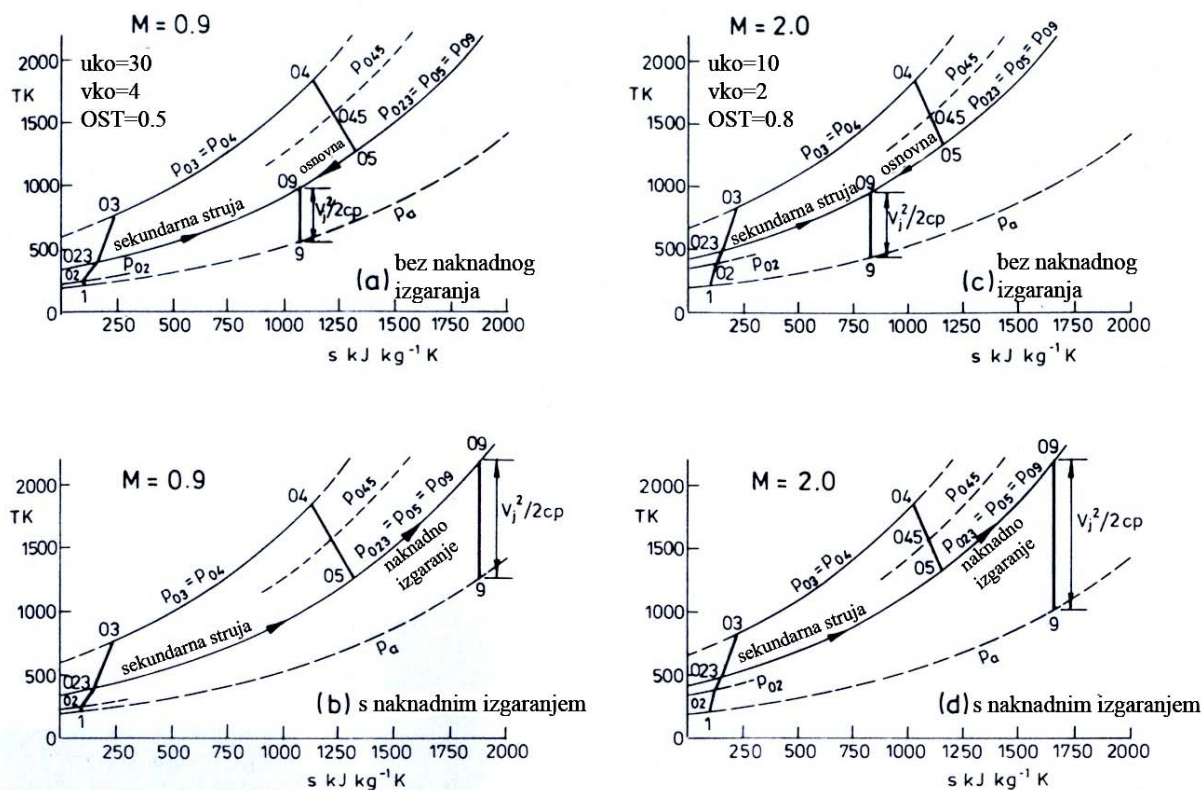
Omjer zaustavnih tlakova  $p_{01}/p_a$  s povećanjem Ma broja raste još i više. Za nadzvučne brzine leta  $p_{02} < p_{01}$  zbog već spomenutih gubitaka koji nisu veći od 10%. Za brzine pri većim Ma brojevima, znatan je rast omjer tlakova u usisniku, stoga je manja potreba za komprimiranje u ventilatoru i kompresoru.

Ma broj	Razina mora		Tropopauza (11km)	
	$T_{01}$ K	$p_{01}/p_a$	$T_{01}$ K	$p_{01}/p_a$
0.0	288.2	1.0	216.7	1.0
0.9	344.8	1.69	251.7	1.69
1.2	371.3	2.24	279.0	2.24
1.5			314.1	3.67
2.0			390.0	7.82

Tablica 2. Prikaz promjene omjera tlakova i temperature s povećanjem Ma broja

Na slici 5-7. prikazani su termodinamički ciklusi, u T,s dijagramu, mlaznih motora pri različitim brzinama i s upaljenim naknadnim izgaranjem.

Prvo ćemo razmatrati rad motora kada nije uključeno naknadno izgaranje. Tlak raste od  $p_1 = p_a$  na  $p_{02}$  u usisniku. Potom dalje raste u ventilatoru na  $p_{013} = p_{023}$ . Ovaj tlak određuje ekspanzijski tlak  $p_{08} = p_{013}$ , koji kako se vidi mora biti jednak tlaku nakon kompresije u ventilatoru. Nadalje tlak osnovne struje zraka raste u kompresoru na  $p_{03}$ . To je ujedno i tlak u komori izgaranja. Dodaje se gorivo i dolazi do izobarnog rasta temperature na  $T_{04}$ .



Slika 5-7. Termodinamički ciklus turbomlaznih motora (uko-ukupni kompresijski omjer, vko-ventilatorski kompresijski omjer, OST- omjer sekundarnog toka)

Tlak na izlazu iz visokotlačne turbine  $p_{045}$ , je takav da je pad entalpije u turbini jednak rastu entalpije u kompresoru. Pad entalpije u niskotlačnoj turbini koristi se za pogon ventilatora. Struja sekundarnog toka pri temperaturi  $T_{013}$  i osnovni zrak  $T_{05}$  miješaju se pri konstantnom tlaku u mlaznoj cijevi do konačne ispušne temperature  $T_{09}$ .

Kinetička energija mlaza je veća za slučaj kada zrakoplov leti pri  $Ma=2.0$ , jer je omjer tlakova u mlaznoj cijevi viši, što implicira na niži omjer kod ventilatora.

Kada je uključen uređaj za naknadno izgaranje, potrošnja goriva se znatno povećava, dok termalna iskoristivost pada zbog malog omjera  $p_{08} / p_a$ . Kada je brzina leta veća veći je i taj omjer a potreba za korištenjem naknadnog izgaranja je manja. Potreba se potpuno smanjuje pri  $Ma=2.5$ , jer dolazi do ram efekta i omjer tlakova koji se postiže pri ovom stanju dovoljan je za nastavak procesa.

## 5.4. Neka od ograničenja kod vojnih turbomlaznih motora

Najvažnije ograničenje, kako smo već ranije spomenuli, jest maksimalna ulazna temperatura turbine  $T_{04}$ . Bezdimenzijska operativna točka motora namještena je omjerom ulazne temperature u turbini i temperature na ulazu kompresora  $T_{04}/T_{02}$ , pri čemu je  $T_{02}$  jednak izrazu

$$T_{02} = T_a [1 + 1/2(\gamma - 1)M^2] \quad (5.4.1)$$

Drugo ograničenje koje se stavlja pred izvedbu motora je temperatura nakon kompresije  $T_{03}$ , za koju se maksimalna vrijednost uzima 875K. Upotrebom superlegura, ova se temperatura može i povisiti, međutim takve legure povisuju samu težinu motora, stoga treba razlučiti koliko bi upotreba takvih legura podigla efikasnost samog procesa. Ova temperatura ovisi o ulaznoj temperaturi kompresora, kompresijskom omjeru i iskoristivosti kompresora što prikazuje jednadžba 5.4.2.

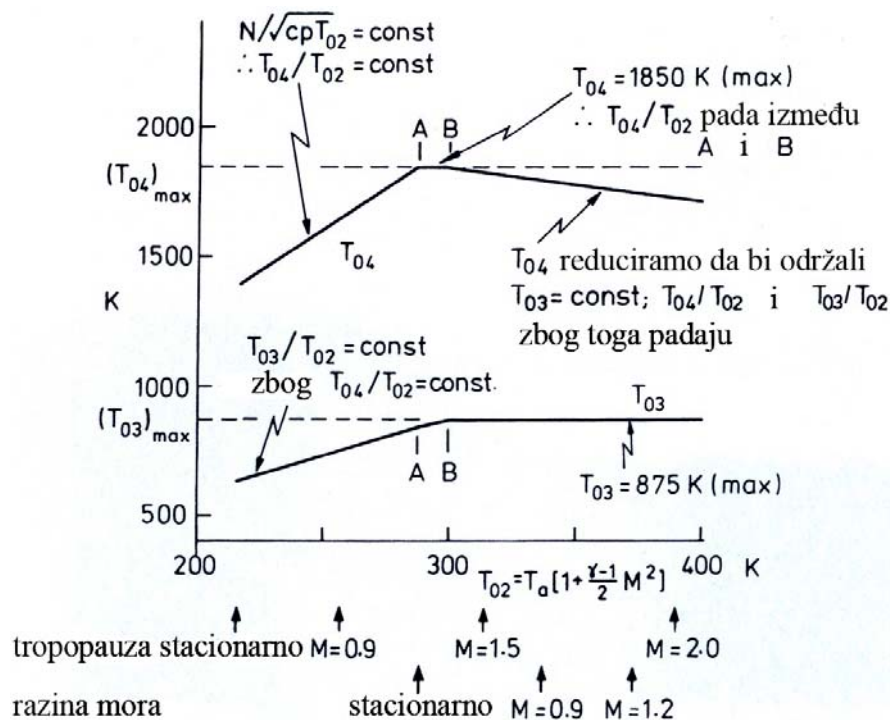
$$T_{03} = T_{02} (p_{03} / p_{02})^{(\gamma-1)/\gamma\eta} \quad (5.4.2)$$

Ako se omjer  $T_{04}/T_{02}$  održava konstantnim, a površina mlaznice ne mijenja, tada motor radi pri konstantnom bezdimenzijskom stanju, a omjeri tlakova također ostaju konstantni.

Pojavljuje se i treće ograničenje, koje se odnosi na brzinu strujanja kroz lopatice kompresora a praćeno je izrazom  $N/\sqrt{c_p T_{02}}$ , gdje je  $N$  brzina rotacije vratila. Ako je omjer  $T_{04}/T_{02}$  konstantan tada je i omjer  $N/\sqrt{c_p T_{02}}$  također konstantan. Aerodinamičke performanse, pogotovo kompresora, jako su osjetljive na promjenu omjera  $N/\sqrt{c_p T_{02}}$ , ako ovaj parametar postane previsok, dolazi do naglog pada iskoristivosti, a postoji opasnost od pojave nestabilnih vibracija, odnosno flutter-a. Maksimalan iznos  $N$ , limitiran je mehaničkom izdržljivošću lopatica kompresora.

Efekte koje stvaraju ova tri ograničenja prikazuje slika 5-8., na kojoj su prikazane krivulje  $N/\sqrt{c_p T_0}$ , u ovisnosti temperatura  $T_{02}$  i  $T_{04}$ , pri ukupnom kompresijskom omjeru od 30. Točka A je odabrana točka pri usklađivanju motora. Za tu točku vrijede vrijednosti  $T_{02}=288K$ ,  $T_{04}=1850K$ , a parametar  $N/\sqrt{c_p T_0}$  i svi omjeri tlakova bit će na svojim maksimalnim vrijednostima. Takvo stanje bit će održano i lijevo od točke A po vidljivoj liniji.





Slika 5-8. Prikaz ovisnosti parametra  $N/\sqrt{c_p T_0}$  o temperaturama  $T_{04}$  i  $T_{02}$  pri kompresijskom omjeru 30

Omjer  $T_{04}/T_{02}$  uspijeva se održati konstantnim lijevo od točke A, tako da se smanji dotok goriva, čime se smanjuje  $T_{04}$ , a na taj se način omjer drži konstantnim. Stanje lijevo od točke A, događa se pri polijetanju po hladnom danu, ili pri nižim brzinama na većim visinama.

Desno od točke A, omjer  $T_{04}/T_{02}$  se ne može održati konstantnim bez da se dosegne maksimalna vrijednost  $T_{04}$ . Stoga pomicanjem desno od točke A, stanje motora se nalazi pri nižim bezdimenzijskim vrijednostima a omjeri tlakova isto kao i parametar  $N/\sqrt{c_p T_0}$  padaju.

Lijevo od točke A, izlazna temperatura kompresora  $T_{03}$  varira u odnosu na  $T_{02}$ , dok od A prema B raste sporije od  $T_{02}$ , kako tlačni omjeri padaju. U točki B,  $T_{03}$  doseže svoj maksimum. Ukoliko će se i nadalje povećavati  $T_{02}$ , ukupni se tlačni omjer mora smanjivati da bi se smanjio omjer  $T_{03}/T_{02}$ . Smanjenje tlačnog sveukupnog omjera postiže se smanjenjem temperature  $T_{04}$ .

Točka A predstavlja vrijednost  $T_{02}$  za koju  $T_{04}$  i parametar  $N/\sqrt{c_p T_0}$  dosežu svoju maksimalnu vrijednost. Konstruktor mora odrediti  $T_{02}$  da bi se postavila točka A i na taj način odeđuje postavne vrijednosti motora. Pozicija točke B je manje važna, jer se ona automatski određuje ovisno o postavljenim tlačnim omjerima i iskoristivosti. Razumno je postaviti točku A gdje će omjer  $T_{04}/T_{02}$  biti maksimalan, a to je najniža vrijednost  $T_{02}$ , ali tu postoji jedna „kvaka“. Ako želimo da motor pri većim  $T_{02}$  radi s velikom iskoristivošću, radit će izvan postavnih vrijednosti. Odabir točke A vrlo je važno zbog ostalih postavki i ostalih zadaća koje se stavljaju pred motor.

## 5.5. Režimi rada motora

Većina današnjih vojnih i civilnih modernih motora, koristi FADEC (full authority digital electronic control system), odnosno sustav za elektroničku kontrolu koji samostalno nadzire stanja u motoru. Preko brojnih senzora i s jakim upravljačkom jedinicom, ovaj sustav za trenutno stanje leta i radne uvjete, kontrolira već spomenute temperature, tlačne omjer i dotok goriva kako motor ne bi došao u nedozvoljeno područje rada, u kojem može doći do otkaza. Za neke režime rada odgovara pilot, ali opet FADEC je taj koji će upozoriti na prekoračenje određenog režima. Sljedeći režimi se razmatraju.

Borbeno djelovanje - Ovo je režim rada kada je uključen sustav za naknadno izgaranje goriva. Trajanje se ne preporučuje dulje od 2.5 minuta

Maksimalna upotreba bez naknadnog izgaranja

- Ovo je režim rada na maksimalnim vrijednostima, bez upotrebe naknadnog izgaranja i također ne smije biti previše u pogonu.

Vojno djelovanje srednjeg opterećenja

- Za ovakav režim rada dozvoljava se trajanje od 30 min

Maksimalno kontinuirano djelovanje

- Nema nekog posebnog ograničenja

## 6. Projektne vrijednosti turbomlaznog motora za borbeni zrakoplov

U ovom dijelu rada razmatrat ćemo tri različite projektne vrijednosti motora. Radi se o uvjetima na 11km visine za brzinu leta od  $Ma=0.9$ , 1.5 i 2. Ranije smo obradili performanse zrakoplova tako da možemo za željeni režim leta odrediti potrebni potisak. Da bi udovoljili uvjetima razmatrat ćemo zasebne performanse (tri različita tipa), motora. Koristimo dosadašnja pojednostavljena u pogledu nekih gubitak i jednakosti tlakova.

### 6.1. Stanja tehnologije

Stupanj tehnologije koji ćemo koristiti vrijedi za trenutno stanje u upotrebi. Ne razmatraju se eksperimentalne vrijednosti kao ni procijenjenje vrijednosti pojedinih tajnih programa koji su u razvoju velikih vojnih sila. Tablica 3. Prikazuje nam osnovne vrijednosti koje ćemo prihvatiti za razmatranje u daljnjem radu.

<b>Ulazna temperatura u turbinu</b>	<b><math>T_{04} \leq 1850K</math></b>	
<b>Izlazna temperatura kompresora</b>	<b><math>T_{03} \leq 875K</math></b>	
<b>Politropski koeficijent ventilatora</b>	<b>iskoristivosti</b>	<b><math>\eta_{pc}=0.85</math></b>
<b>Politropski koeficijent kompresora</b>	<b>iskoristivosti</b>	<b><math>\eta_{pc}=0.9</math></b>
<b>Politropski koeficijent turbine</b>	<b>iskoristivosti</b>	<b><math>\eta_{pt}=0.875</math></b>

Tablica 3. Prikaz trenutne usvojene tehnologije

Treba istaknuti da navedene vrijednosti iz tablice 3. su manje nego što je to kod civilnih motora, barem što se tiče politropskih koeficijenata iskoristivosti. Što se tiče temperatura poslije kompresije i na ulazu u visokostupanjsku turbinu, one bi upotrebom posebnih superlegura mogle biti i više, što bi u konačnici podiglo razinu iskoristivosti. Osim upotrebe superlegura, i dalje se radi na razvijanju tehnologije za hlađenje turbinskih i lopatica kompresora, što bi također povećalo iskoristivost. Zbog pojednostavljenja samog procesa zanemarit ćemo i gubitke, prije svega tlaka u komori izgaranja, kanalu sekundarne struje i u mlaznoj cijevi. Ovi gubici iznose po 5% i dakako da nisu zanemarivi u industrijskom projektiranju. Također zanemarit ćemo gubitak u usisniku jer ćemo pretpostaviti da je izrađen sukladno visokom vojnom standardu. Što se tiče mlaznice pretpostavljamo potpunu ekspanziju do okolišnjeg tlaka, iako većina zrakoplova zbog kompliciranosti drugih izvedbi, koristi samo konvergentnu mlaznicu. Specifične toplinske koeficijente koristimo kao već navedene.

### Miješanje [4]

Iz osnova termodinamike poznato nam je da kada god imamo miješanje dviju struja uvijek imamo gubitke zbog pada tlaka, pada temperature i samog miješanja. Proces ovisi o protočnoj masi i energiji svake struje. U mlaznom motoru miješanje se događa kod hlađenja turbinskih lopatica (malen dio količine zraka) i iza stupnja niskotlačne turbine kada se miješaju struja sekundarnog toka i osnovna struja zraka. Kao što smo ranije spomenuli uzima

se da je zaustavni tlak iza niskotlačne turbine jednak tlaku sekundarne struje što prikazuje jednadžba 6.1.1

$$p_{05}=p_{013} \quad (6.1.1)$$

a u konačnici je jednako zaustavnom tlaku  $p_{08}$  i izlaznom tlaku iz mlaznice  $p_{09}$ . Osnovna struja zraka temperature  $T_{05}$  miješa se s hladnijom sekundarnom strujom temperature  $T_{013}$  tvoreći tako struju zraka mlazne cijevi temperature  $T_{06}$ . Kada nije uključen uređaj za naknadno izgaranje temperaturu mlaza dobivamo iz izraza 6.1.2.

$$c_{pe}T_{05}+OST \ c_pT_{013}=(1+OST)c_{pm}T_{06} \quad (6.1.2)$$

Kada je upaljen uređaj za naknadno izgaranje, temperatura u mlaznici  $T_{08}=T_{0ab}$ , kontrolira se protokom goriva. Izgaranje koje se događa u mlaznoj cijevi utječe na gubitke tlaka. Ponekad se sekundarna struja koristi za hlađenje mlazne cijevi, kao i same mlaznice. Zanimarito ćemo utjecaj hlađenja te ćemo temperaturu  $T_{0ab}$  uzeti kao temperaturu nakon provedenog miješanja.

## 6.2. Općenite specifikacije motora

Sukladno slici 5-2., kod turbomlaznog motora određene geometrije i određenog stupnja tehnologije, dva parametra su nam dovoljna kako bismo ugrubo odredili ukupnu karakteristiku motora. Radi se o dva tlačna omjera i to ukupni kompresijski omjer  $p_{03}/p_{02}$  i omjer tlaka u mlaznici i ulaznog tlaka u kompresor  $p_{08}/p_{02}$ . Drugi tlačni omjer jednak je tlačnom omjeru ventilatora  $p_{013}/p_{02}$ . Kada se odrede ovi omjeri i omjer  $T_{04}/T_{02}$  u potpunosti možemo odrediti cjelokupne performanse motora, specifični potisak i potrošnju goriva. Za određen ukupni kompresijski omjer i omjer  $T_{04}/T_{02}$  određuje se količina snage potrebna za snabdijevanje niskotlačnog kompresora. Ukoliko se poveća kompresijski omjer niskotlačnog kompresora, potrebno je smanjiti protok zraka, odnosno smanjiti omjer sekundarnog toka. Male promjene ukupnog kompresijskog omjera mogu uzrokovati velike promjene sekundarne struje, ali što je još važnije povećanje omjera uzrokuje povećanje rada po jedinici protoka za snabdijevanje niskotlačnog kompresora. Također povećava se izlazni tlak niskotlačne turbine a time smanjuje izlazna snaga.

### 6.2.1. Ukupni proračun

Nakon što se odredi ukupni kompresijski omjer i kompresijski omjer ventilatora, daljni proračun ciklusa turbomlaznog motora je određen. Zaustavni uvjeti na ulazu u kompresor određeni su visinom i  $Ma$  brojem. Kompresijski omjer ventilatora određuje tlak sekundarne struje i osnovne struje,  $p_{013}=p_{023}$ , a također i temperatura  $T_{023}=T_{013}$ . S poznatom iskoristivošću ventilatora  $\eta$ , može se odrediti ta temperatura po sljedećem izrazu

$$T_{023}/T_{02}=(p_{023}/p_{02})^{(\gamma-1)/\gamma\eta} \quad (6.2.1)$$

Sukladno izrazu 6.2.1. može se po istom principu odrediti temperatura na ulazu u komoru izgaranja.

Protok goriva koji je potreban da bi se dobila željena temperatura  $T_{04}$  određuje se izrazom 6.2.2. pri tome je važno uračunati i protok goriva, kao i imati na umu da kroz komoru izgaranja ne prolazi cjelokupna masa zraka, već se dio koristi za hlađenje turbine.

$$\dot{m}_f LCV = (\dot{m}_{a4} + \dot{m}_f) c_{pe}(T_{04} - 298) - \dot{m}_{a4} c_p(T_{03} - 298) \quad (6.2.2)$$

U jednadžbi 6.2.2.  $\dot{m}_{a4}$  predstavlja maseni protok zraka na izlazu iz turbine. Proces izgaranja nije potpun u komorama izgaranja stoga ćemo iskoristivost procesa izgaranja uzimati kao 98%.

Snaga koju dobijemo na viskotlačnoj turbini mora nam zadovoljiti traženu snagu za rad osnovnog kompresora. Ovu relaciju prikazuje jednadžba 6.2.3., gdje je  $\dot{m}_a$  ukupni maseni protok zraka kroz jezgru

$$\dot{m}_a c_p(T_{03} - T_{023}) = (\dot{m}_{a4} + \dot{m}_f) c_{pe}(T_{04} - T_{045}) \quad (6.2.3.)$$

Iz izraza 6.2.3. može se izračunati  $T_{045}$ , a nakon toga može se dobiti omjer  $T_{045}/T_{04}$ , a iz izraza 6.2.4. potom možemo izračunati kompresijski omjer u turbini

$$p_{045}/p_{04} = (T_{045}/T_{04})^{\gamma/(\gamma-1)\eta} \quad (6.2.4.)$$

Maseni protok zraka za hlađenje lopatica viskotlačne turbine (protok jednak izrazu  $\dot{m}_{a45} - \dot{m}_{a4}$ , i temperature  $T_{03}$ ) miješa se pri konstantnom tlaku pri čemu se dobiva temperatura mješavine  $T_{045}$  po izrazu 6.2.5.

$$(\dot{m}_{a45} + \dot{m}_f) c_{pe} T_{045} = (\dot{m}_{a45} - \dot{m}_{a4}) c_p T_{03} + (\dot{m}_{a4} + \dot{m}_f) c_{pe} T_{045} \quad (6.2.5.)$$

Nizvodno od mjesta miješanja, specifični toplinski koeficijent  $\gamma$ , uzimaju se za vrijednosti zraka izgaranja, što je razumljivo obzirom da je struja zraka za hlađenje vrlo malog masenog protoka.

Kroz niskotlačnu turbinu vrijedi sljedeća relacija

$$T_{05}/T_{045} = (p_{05}/p_{045})^{\eta(\gamma-1)/\gamma} = (p_{013}/p_{045})^{\eta(\gamma-1)/\gamma} \quad (6.2.6.)$$

Obzirom da je  $p_{05}$  određen kompresijskim omjerom ventilatora, vrijednost temperature mješavine  $T_{045}$  je određena, poznata nam je  $T_{05}$  iz relacije 6.2.6., potrebno je odrediti temperaturu mješavine nakon prolaska kroz niskotlačnu turbinu. Ovdje koristimo jednadžbu 6.2.7.

$$(\dot{m}_{a5} + \dot{m}_f) c_{pe} T_{05} = (\dot{m}_{a5} - \dot{m}_{a45}) c_p T_{03} + (\dot{m}_{a45} + \dot{m}_f) c_{pe} T_{05} \quad (6.2.7.)$$

Snaga dobivena na niskotlačnoj turbini, mora biti dovoljna za snabdijevanje ventilatora.

Protok zraka u ventilatoru je  $(1+OST) \dot{m}_a$ , stoga izraz 6.2.8. opisuje ravnotežu na vratilu niskog tlaka

$$(1+OST) \dot{m}_a c_p (T_{013}-T_{02}) = (\dot{m}_{a45} + \dot{m}_f) c_{pe} (T_{045}-T_{05}) \quad (6.2.8.)$$

Ukoliko su nam poznati ukupni kompresijski omjer i kompresijski omjer ventilatora, iz izraza 6.2.3 i 6.2.8. možemo izračunati sve temperature i tlakove u motoru. Međutim ako nam je umjesto kompresijskog omjera ventilatora poznat omjer sekundarnog toga potrebno je izvesti dodatne jednadžbe.

Nizvodno od niskotlačne turbine miješaju se sekundarna struja i osnovna struja pa ako nije upaljen uređaj za naknadno izgaranje vrijedi sljedeća relacija

$$(\dot{m}_{a5} + \dot{m}_f) c_{pe} T_{05} + (\dot{m}_a OST) c_p T_{013} = [(1+OST) \dot{m}_a + \dot{m}_f] c_{pm} T_{06} \quad (6.2.9.)$$

Gdje je  $c_{pm}$  specifični toplinski koeficijent mješavine.

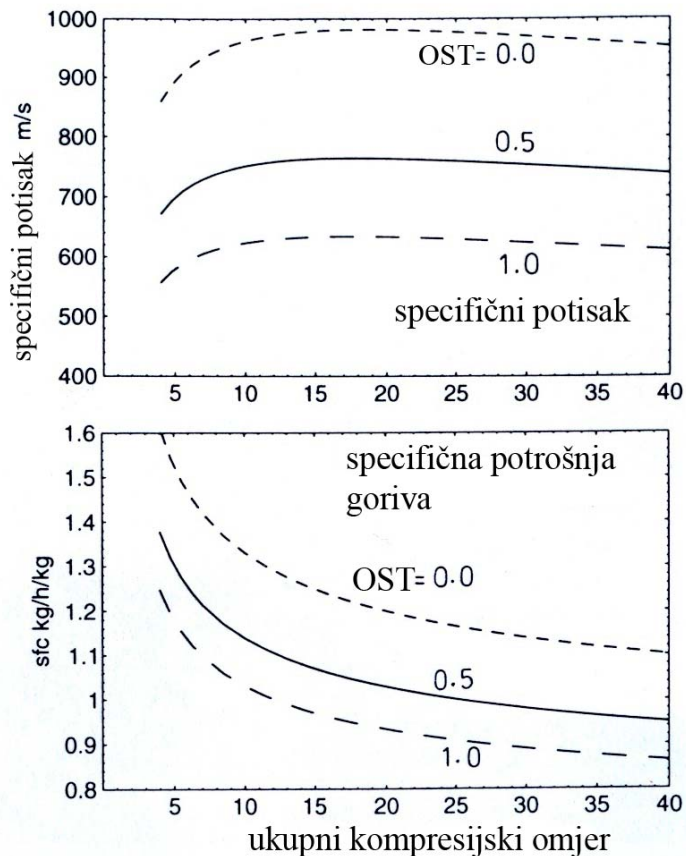
Kada je upaljen uređaj za naknadno izgaranje ne dolazi do miješanja struja. Bez obzira na to, temperatura mješavine iz prethodnog izraza i prethodni izraz (6.2.9.), može nam poslužiti da odredimo protok goriva koji nam je potreban da bismo temperaturu podigli na  $T_{08}=T_{0ab}$ .

$$\dot{m}_{fab} LCV = [((1+OST) \dot{m}_a + \dot{m}_f) + \dot{m}_{fab}] c_{pe} (T_{0ab}-298) - [(1+OST) \dot{m}_a + \dot{m}_f] c_{pm} (T_{06}-298) \quad (6.2.10)$$

Izgaranje se ne može potpuno odraditi u mlaznici, stoga je važno poznavati činjenicu da je iskoristivost procesa naknadnog izgaranja jednaka 90%.

### 6.3. Odabir ukupnog kompresijskog omjera

Napravili smo proračune od jednadžbe 6.2.2. do 6.2.10. Neki od rezultata prikazani su na slici 6-1. Proračun je napravljen za već unaprijed određena tri stanja leta i to za  $Ma=0.9, 1.5, 2.0$ , kako bi u dijagramima mogli pokazati koliko odabir ukupnog kompresijskog omjera utječe na specifični potisak i potrošnju goriva. Nadalje kako bismo vjerno pokazali rezultate odabrali smo i tri različita omjera sekundarnog toka 0 (turbojet), 0.5 i 1.

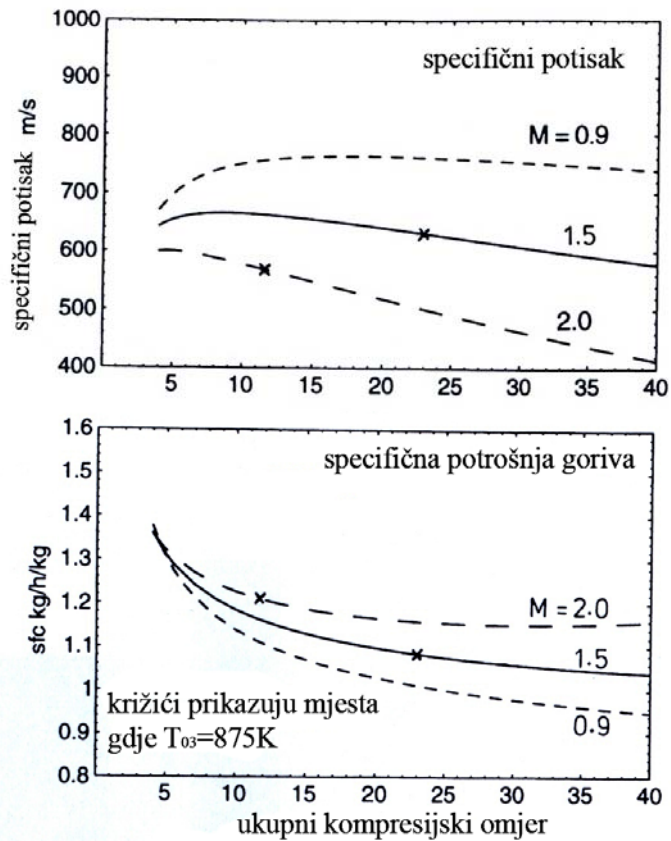


Slika 6-1. Prikaz promjene specifičnog potiska i potrošnje goriva u ovisnosti o ukupnom kompresijskom omjeru s odabranim omjerom sekundarnog toka za  $Ma=0.9$

Iz slike 6-1. možemo vidjeti da turbojet ( $OST=0$ ) motor ima najveći specifični potisak, ali također ima i najveću potrošnju goriva. Dok za najveći OST imamo najmanji specifični potisak i najmanju potrošnju goriva. Krivulje za različite omjere sekundarnih struja su slične. Kod kompresijskog omjera od 15, nakon naglog rasta specifičnog potiska on počinje stagnirati i malo padati. Kod potrošnje goriva ona i dalje nastavlja padati. Tako recimo kod ukupnog kompresijskog omjera od 30, nasuprot onom od 15, imamo pad potiska od 1.5% a potrošnje goriva od čak 10%.

Na slici 6-2. prikazane su krivulje specifičnog potiska i potrošnje goriva za  $Ma=0.9$ , 1.5 i 2.0. Iz dijagrama se očitava da je najveći specifični potisak pri letu od  $Ma=0.9$ , a pri tome je i potrošnja goriva niža. Nadalje s povećanjem brzine opada potreba za kompresijom u kompresoru zbog kompresije uslijed brzine. Za brzine iznad 2.5 Mach, nema potrebe više za kompresijom zbog ram efekta. Takav pogon imao bi veliki specifični potisak ali izuzetno veliku potrošnju goriva.

Odabir pravilnog kompresijskog omjera je važan, no važnije je što bolje uravnotežiti specifični potisak i potrošnju goriva. Dodatni faktor pri odabiru kompresijskog omjera jest što je veći omjer potrebno je više stupnjeva kompresora, tj. povećava se težina. Za sada zadovoljit ćemo se odabirom da za brzine leta od  $Ma=0.9$ , 1.5, 2.0, odgovara kompresijski omjer 30,20,10.

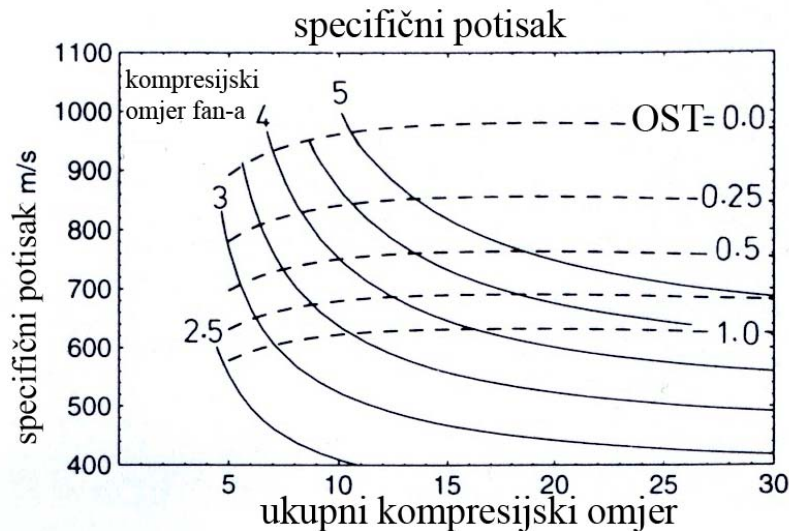


Slika 6-2. Prikaz specifičnog potiska i potrošnje goriva u ovisnosti ukupnog kompresijskog omjera za  $OST=0.5$



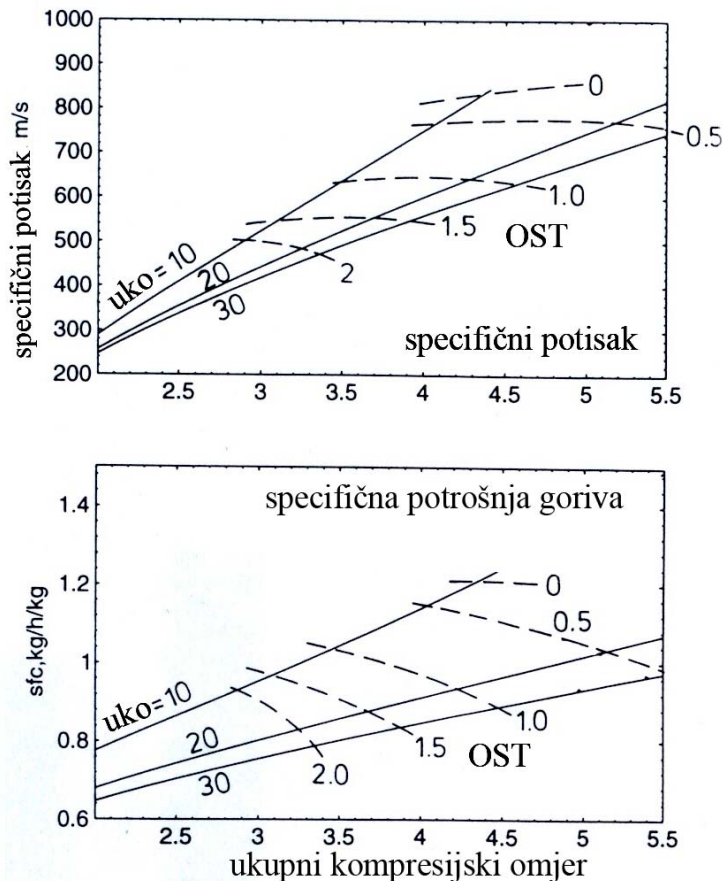
## 6.4. Odabir kompresijskog omjera ventilatora

Kako smo već ranije rekli, tlak na izlazu ventilatora određuje tlak na izlazu niskotlačne turbine. Omjeri tlakova u mlaznoj cijevi i temperatura na izlazu iz turbine određuju brzinu mlaza. Najefikasniji je onaj motor koji ima najnižu temperaturu mlaza. Što je veći omjer sekundarnog toka to je manja temperatura mlaza a samim time veća iskoristivost.



Slika 6-3. Prikaz specifičnog potiska u ovisnosti ukupnog kompresijskog omjera te kompresijskog omjera fan-a i OST-a

Kako se može vidjeti sa slike 6-3. kompresijski omjer ventilatora naglo se mijenja s povećanjem ukupnog kompresijskog omjera, dok je promjena OST-a nešto ujednačenija. Takve pojave rezultiraju padom specifičnog potiska s povećanjem kompresijskog omjera ventilatora. Odabir kompresijskog omjera ventilatora dosta je složen. U principu vojni motori imaju tri stupnja lopatica, što tvori omjer od maksimalno 5. Na slici 6-3. prikazane su tri različite krivulje za ukupne kompresijske omjere. Iz dijagrama se može vidjeti da pri najmanjem kompresijskom omjeru se postiže najveći specifični potisak za najmanju vrijednost kompresijskog omjera ventilatora. Usprkos tome raste potrošnja goriva. Ovdje je također veliko pitanje odabira kompresijskog omjera upravo zbog ovog oprečnog ponašanja.



Slika 6-4. Prikaz specifičnog potiska i potrošnje goriva ovisno o kompresijskom omjeru niskotlačnog kompresora pri  $Ma=0.9$

Zadaci koje novi lovac mora izvršiti te najveće radno područje zadatka odredit će vrijednosti kompresijskih omjera. Za svrhe daljnjeg rada koristit ćemo omjere od 4.5, 4.0 i 3.0 za  $Ma$  brojeve od 0.9, 1.5 i 2.0.

## 6.5. Značaj naknadnog izgaranja

Kako smo ranije spomenuli, naknadno izgaranje goriva koristi nam kako bismo naglo povećali potisak. Uključivanjem naknadnog izgaranja pada iskoristivost, jer se pokazalo da ukoliko imamo hladniju struju mlaza, da imamo i veću iskoristivost. Da bi postigli hlađenje struje mlaza potrebno je bilo povećati omjer sekundarnog toka. Kada je forsazh uključen, temperatura mlaza određena je količinom naknadno ubrizganog goriva. Na proces ne utječu pojedine iskoristivosti ostalih komponenata jer su i potrošnja goriva i specifični potisak određeni omjerima  $p_{08}/p_a = p_{023}/p_a$  i  $T_{08} = T_{0ab}$ .

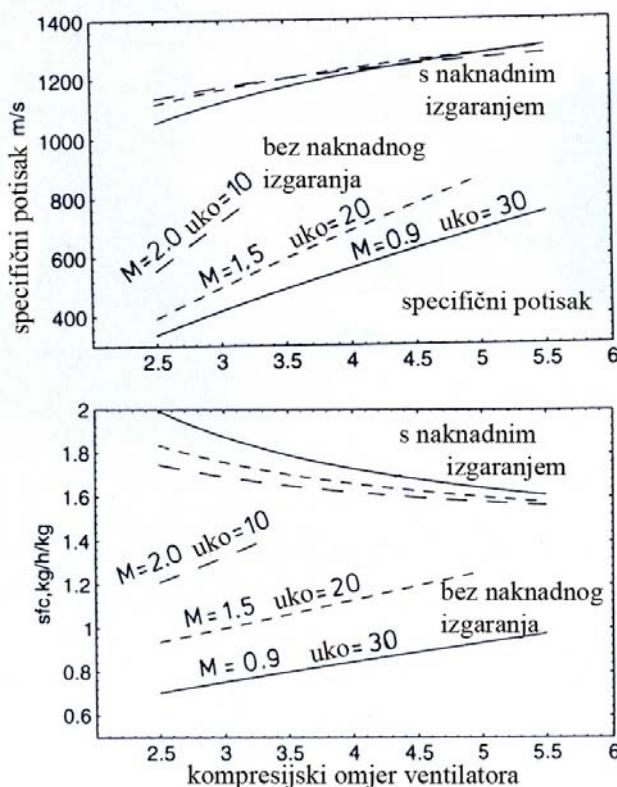
Brzina mlaza iznosi

$$V_{jab} = \sqrt{2c_{pe} T_{0ab} \left\{ 1 - (p_a / p_{08})^{(\gamma_e - 1) / \gamma_e} \right\}} \quad (6.5.1.)$$

Obzirom da je  $T_{0ab}$  određen, jedina varijabla je omjer tlakova kroz mlaznicu, stoga je važno da se grlo mlaznice pravovremeno otvori kako zrakoplov uopće ne bi osjetio paljenje naknadnog izgaranja.

Tijekom ovog procesa masa zraka ostaje jednaka onoj prije upotrebe naknadnog izgaranja, samo se mijenja protok goriva. Jednadžba 6.5.2. prikazuje vrijednost specifičnog potiska.

$$\frac{F_N}{(1 + OST) \dot{m}_a} = \frac{V_{jab} \left[ (1 + OST) \dot{m}_a + \dot{m}_f + \dot{m}_{fab} \right]}{(1 + OST) \dot{m}_a} - V \quad (6.5.2.)$$



Slika 6-5. Prikaz specifičnog potiska i potrošnje goriva u ovisnosti kompresijskog omjera fan-a pri projektnim vrijednostima s i bez forsaja (uko-ukupni kompresijski omjer)

Iz dijagrama sa slike 6-5., vidljivo je da nakon uključanja forsaja dolazi do naglog skoka specifičnog potiska, ali i do povećanja potrošnje goriva, kako je već nekoliko puta rečeno. Kada motori rade na „suho“, s povećanjem kompresije ventilatora naglo se povećava specifični potisak, dok kada je forsaj uključen povećanje je vrlo sporo. Zaključuje se da je veći skok specifičnog potiska kod motora s manjim kompresijskim omjerom ventilatora. Tomu je razlog što je temperatura mlaza kod motora s manjim kompresijskim omjerom mlaza, manja, a time je i razlika u temperaturama kada je forsaj uključen, veća. Kada je naknadno izgaranje uključeno, specifični potisak sva tri projektna motora je gotovo jednak.

Kada motor radi na „suho“, s porastom kompresije fan-a raste potrošnja goriva, dok kod upaljenog naknadnog izgaranja potrošnja pada. Također primjećuje se da je vrlo mala razlika između potrošnje goriva kod motora koji radi pri  $M=2.0$ , kod „suhog“ rada i kod upaljenog naknadnog izgaranja.

## 6.6. Utjecaj promjena pretpostavljenih parametara

Kako bismo ugrubo proveli proračun potrebno je bilo pretpostaviti određene parametre, kao i uključiti performanse pojedinih dijelova obzirom na postojeći stupanj tehnologije. Tijekom rada stalno smo zanemarivali određene gubitke, razlike u koeficijentima iskoristivosti, stoga se postavlja pitanje, koliko zapravo male promjene utječu na konačne rezultate. Kada pogledamo tablicu 4., u njoj ćemo naći neke odgovore.

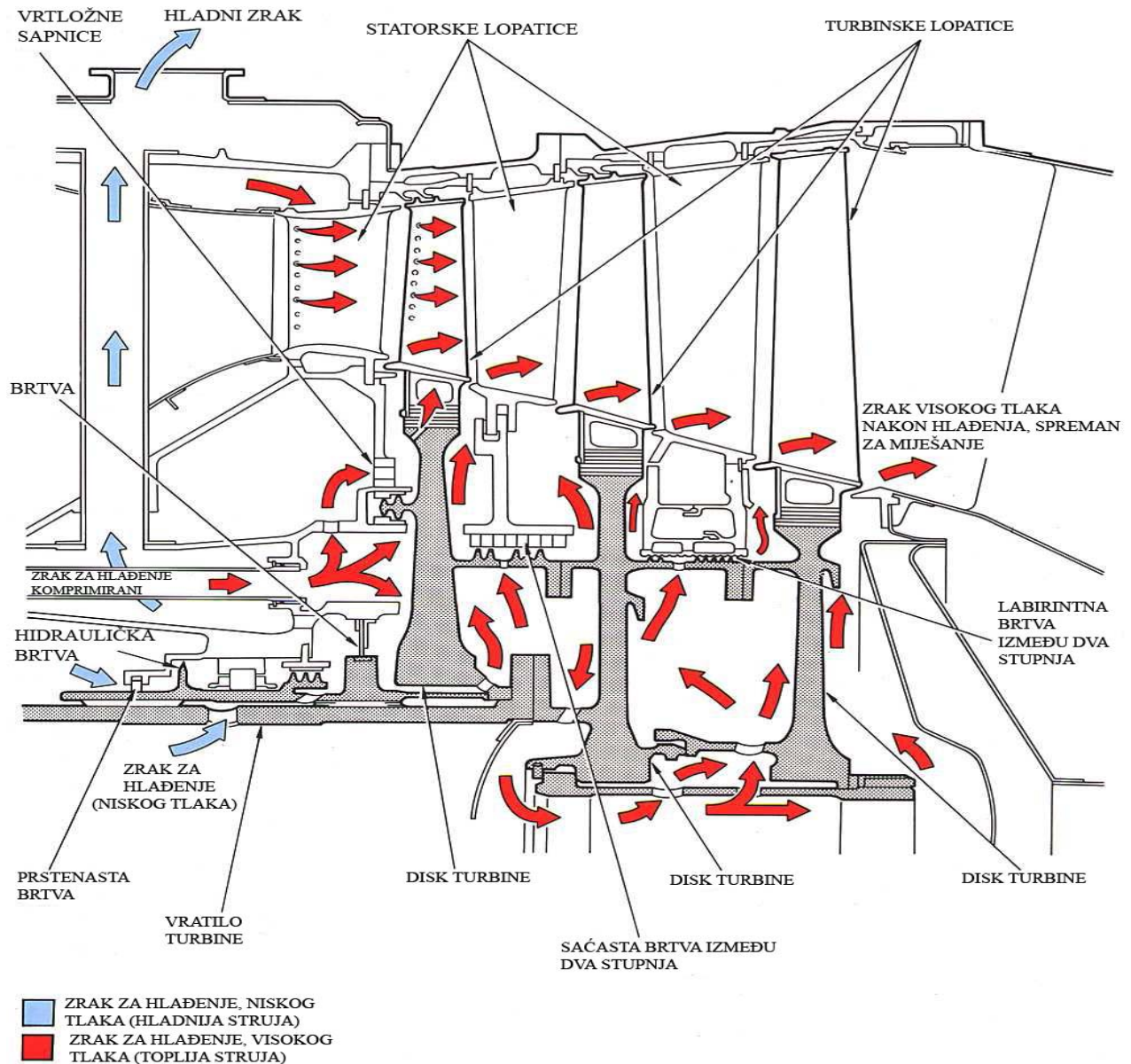
Rezultate ćemo prikazati na primjeru motora čiji je ukupni kompresijski omjer 30, koji leti pri uvjetima  $Ma=0.9$ , gdje je kompresijski omjer fan-a 4.5 i omjer sekundarne struje 0.997.

Konstantni kompresijski omjeri	$\Delta(F_N/\dot{m})$ %	$\Delta(sfc)$ %	$\Delta(OST)$
Smanjenje temperature turbine s 1850 na 1750K	1.2	2.0	-0.23
Povišenje koef. iskoristivosti ventilatora s 0.85 na 0.9	-4.0	-4.5	0.21
Smanjenje koef. iskorist. visokotlačnog kompresora s 0.9 na 0.85	3.4	3.8	-0.17
Smanjenje koef. iskorist. visokotlačne turbine s 0.875 na 0.825	2.4	2.7	-0.10
Smanjenje koef. iskorist. niskotlačne turbine s 0.875 na 0.825	2.6	2.8	-0.10
Gubitak zaustavnog tlaka u komorama izgaranja od 5% od $p_{03}$	2.3	2.5	-0.09
Gubitak zaustavnog tlaka u sekundarnoj struji od 5% od $p_{023}$	-3.5	-0.9	0.09
Gubitak zaustavnog tlaka u mlaznoj cijevi od 5% od $p_{05}$	-1.4	-1.4	0.00
Povećanje zraka za hlađenje turbine za 50%	2.5	3.7	-0.25
Razdjeljivanje zraka za hlađenje turbine	-3.5	-5.1	0.48

Tablica 4. Prikaz određenih promjena na specifični potisak, potrošnju goriva i na omjer sekundarnog toka

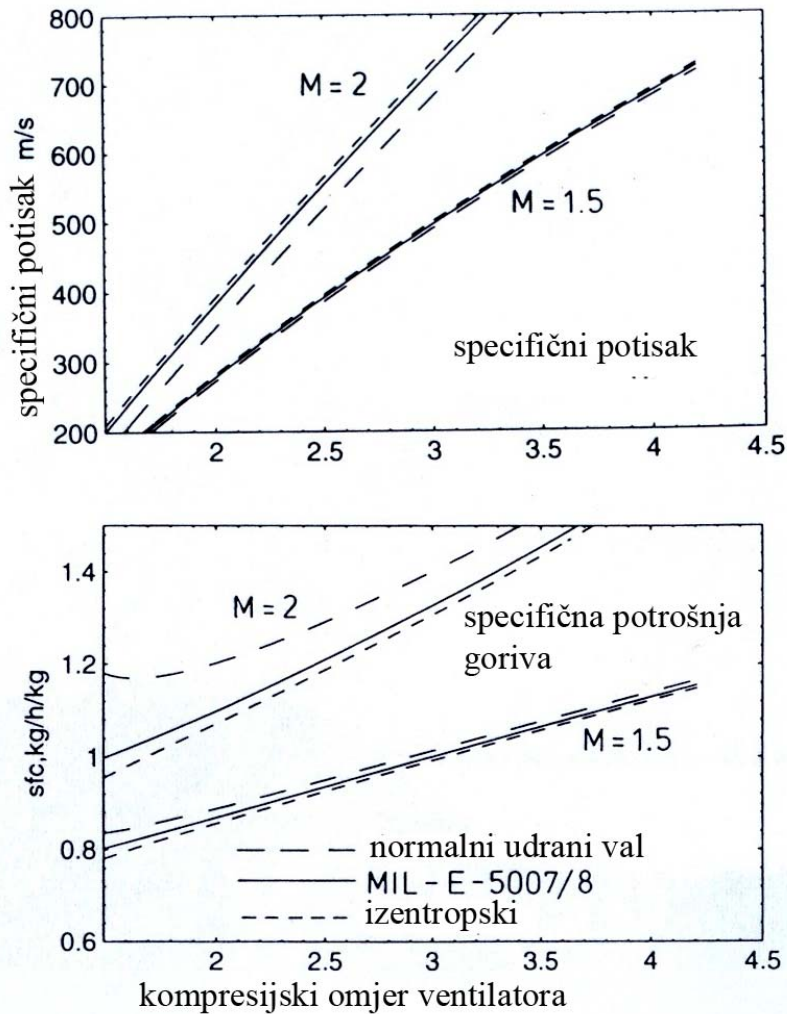
Može se vidjeti da primjerice smanjenje temperature na ulazu u turbinu za 100K, uzrokuje povećanje specifičnog potiska za 1.2% te potrošnje goriva za 2%, dok se OST smanjuje s 0.997 na 0.767. Rast specifičnog potiska smanjenjem temperature suprotno je očekivanju. No obzirom da je došlo do evidentnog smanjenja OST-a, ukupni potisak se smanjuje za čak 10.4%. Kako se može isčitati iz tablice, promjena specifičnog potiska i potrošnje goriva je relativno mala, međutim promjena sekundarnog toka izaziva značajne promjene potiska. Tako, gdje god imamo smanjenje koeficijenta iskoristivosti ili povećanje gubitaka dolazi do značajnog gubitka potiska. Najveća promjena događa se kod promjene iskoristivosti ventilatora. Također treba spomenuti da promjene u komorama izgaranja, odvodnim kanalima sekundarne struje i mlaznoj cijevi, uzrokuju vrlo male promjene u cijelom procesu stoga pojednostavljenja koja smo ovdje koristili i dalje mogu vrijediti. Na primjeru potrebnog zraka za hlađenje, možemo pokazati koliko je zapravo ovaj sustav

komplificiran i koliko zahtjevan i utjecajan na cijeli proces. Ukoliko bismo htjeli povećati protok zraka za hladnje za 50%, dobili bi pad potiska od 10.3%, što je podudarno s padom potiska zbog smanjenja temperature u turbini. Ovo je jedno od najbitnijih projektnih zadataka koje konstruktori-projektanti moraju uzeti u obzir.



Slika 6-7. Prikaz sustava za hlađenje turbinskog sklopa [5]

Sustav za hlađenje motora jedan je od najkompliciranijih sustava koji zahtijeva opsežan rad. Unutar ovog sustava tu je hlađenje komora izgaranja, turbine i mlazne cijevi. Najsloženiji od triju navedenih je hlađenje turbine zbog rotirajućih dijelova, ali i zbog dovoda zraka koji mora biti dovođen unutar motora, preko vratila i niza labirintnih prolaza. Kako bi hlađenje bilo što efikasnije a temperatura dovodenja na lopatice sve veća potrebno je optimirati sustav. Optimizacija sustava za hlađenje turbinskih lopatica vrlo je opsežan proces te o njemu ovise same karakteristike motora, ali posljedično i karakteristike zrakoplova.



Slika 6-8. Prikaz gubitaka u usisniku

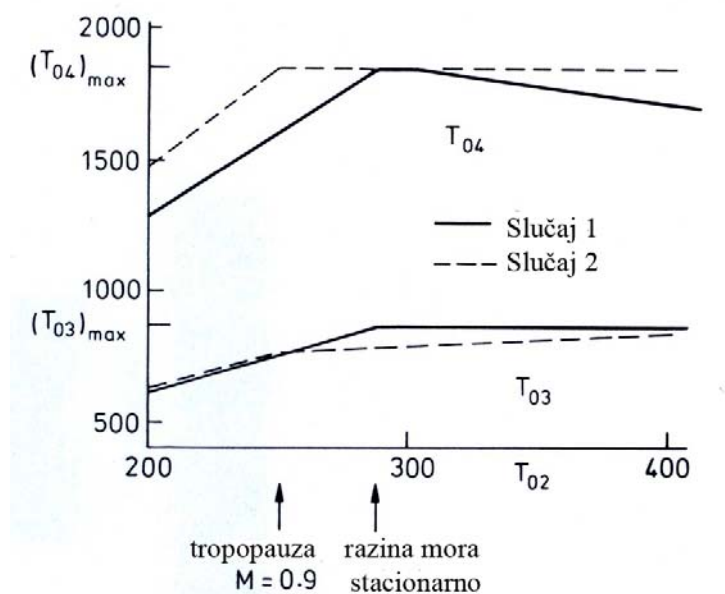
Na slici 6-8. vidljivo je ponašanje utjecaja specifičnog potiska i potrošnje goriva u ovisnosti kompresijskog omjera fan-a, za različite tipove usisnika. Otprije nam je poznato da s povećanjem brzine dolazi do pojave udarnih valova koji stvaraju velike gubitke. Da bi spriječili te gubitke usisnici moraju biti posebno izrađeni. Vidimo da najveće povećanje specifičnog potiska imamo pri uporabi izentropskog usisnika, a također kada koristimo ovu vrstu usisnika potrošnja goriva najmanje raste. Najlošiji od tri usisnika bio bi onaj gdje dolazi do normalnog udarnog vala. Gubici usisnika koji je rađen po MIL-E-5007/8 nasuprot izentropskog usisnika iznose 2% kod specifičnog potiska što je prihvatljivo, dok kod usisnika s normalnim udarnim valom gubitak iznosi 6%, stoga se takav tip usisnik upotrebljava za brzine do 1.5Ma.

## 7. Van projektne vrijednosti mlaznog motora za borbeni zrakoplov

Mlazni motor borbenog zrakoplova mora efikasno raditi u velikom rasponu različitih uvjeta. Najveća razlika događa se kod ulazne temperature, koja varira od 216K do 400K. Obzirom da je parametar  $T_{04}/T_{02}$  vrlo važan za performanse motora, vidljivo je koliko je važan utjecaj  $T_{02}$ . Za praćenje performansi spomenuli smo da može poslužiti faktor  $N/\sqrt{c_p T_0}$ , međutim  $T_{04}/T_{02}$  je tu u prednosti obzirom da potisak motora upravo ovisi o temperaturi na ulazu turbine  $T_{04}$  a nju možemo kontrolirati protokom goriva. U daljnjem radu obradit će se utjecaj van projektne vrijednosti na performanse motora, a da bi to kvalitetno učinili kao primjer uzet ćemo dva slučaja. Prvi će biti za uvjete razine mora, bez brzine leta, a drugi za brzinu od  $Ma=0.9$  za uvjete tropopauze.

### 7.1. Važnost van projektne vrijednosti tijekom uporabe motora

Tijekom borbenih zadataka borbenog zrakoplova, jedan od najvažnijih parametara koji utječu na rad motora jest temperatura zraka koji ulazi u motor. U tablici 2. prikazane su temperature na nekoliko ključnih točaka. Utjecaj temperature  $T_{02}$  nije uvijek predvidiv i uvelike ovisi o podešenju samog motora, odnosno njegovim karakteristikama. Rad motora pri van projektne vrijednostim, kao i pri projektne, uvelike ovisi o tri ključna ograničenja. Ova ograničenja naveli smo u petom poglavlju, a radi se o temperaturama  $T_{02}$ ,  $T_{03}$ ,  $T_{04}$ .



Slika 7-1. Prikaz temperatura na izlazu kompresora i ulazu turbine kao funkcija temperature na ulazu u kompresor  $T_{02}$

Pri nižim temperaturama  $T_{02}$  ograničenje nam je u izrazu  $N/\sqrt{c_p T_0}$ . Uobičajeno je da motori imaju dva vratila pa i više, stoga i dva navedena parametra, jer se vratila ne okreću istom brzinom, međutim ovdje je korišten samo jedan parametar radi pojednostavljenja. Pri ovakvim temperaturama omjer  $T_{04}/T_{02}$  ostaje konstantan, a time i kompresijski omjeri. Daljnjim povećanjem ulazne temperature  $T_{04}$  doseže svoj maksimum, kako bi ju održali konstantnom, dolazi do smanjenja omjera  $T_{04}/T_{02}$ . Motor više ne radi pri konstantnim bez-

dimenzijskim vrijednostima, stoga parametar  $N/\sqrt{c_p T_0}$  i ostali kompresijski omjeri padaju. Daljnjim povećanjem  $T_{02}$ ,  $T_{03}$  doseže svoju gornju vrijednost. Ukoliko i dalje povećavamo  $T_{02}$  moramo smanjiti  $T_{04}$  kako bi se smanjio kompresijski omjer kompresora i pri tome zadržali  $T_{03}$  na svojoj maksimalnoj vrijednosti.

## 7.2. Alternativne izvedbe

Kada smo na početku rada predstavili novi borbeni zrakoplov i njegove karakteristike, bilo je naznačeno da omjer potiska i težine bude jednak jedinici pri uporabi naknadnog izgaranja i jednak 0.66 bez istog. Potom smo dobili potisak po motoru a zatim smo u narednom poglavlju odabrali karakteristike motora. Ove karakteristike koristi ćemo pri odabiru alternativnih izvedbi za dva slučaja kako smo i predložili.

### Slučaj 1.

Projektna točka uzima se za atmosferske uvjete razine mora u statičkim uvjetima (nema gibanja). Nadalje za ovakvu izvedbu odabiremo kompresijski omjer ventilatora od 4.5 te sveukupni kompresijski omjer od 30. Sukladno navedenim uvjetima i odabranim osnovnim omjerima, uz pomoć jednostavnog računa dobiju se sljedeći rezultati koji karakteriziraju cijeli motor, što prikazuje tablica 5.

	$T_{03}$ [K]	OST	$V_j$ [m/s]	Specifični potisak [N/kg]	Sfc - spec. potrošnja goriva [kg/h/kg]
<b>Rad motora na „suho“</b>	<b>872.5</b>	<b>0.471</b>	<b>848</b>	<b>865</b>	<b>0.805</b>
<b>Rad motora s naknadnim izgaranjem</b>	<b>872.5</b>	<b>0.471</b>	<b>1267</b>	<b>1341</b>	<b>1.543</b>

Tablica 5. Prikaz dobivenih vrijednosti mlaznog motora za slučaj 1.

Tablica 5., prikazuje da je temperatura na izlazu iz kompresora samo 2.5K manja od maksimalne vrijednosti. Kada bi dnevna temperatura bila nešto više od predviđene 288K, tada bi bilo potrebno smanjiti temperaturu na ulazu u turbinu  $T_{04}$ , čime bi se smanjio omjer  $T_{04}/T_{02}$  ispod projektne vrijednosti. U ovakvim uvjetima cijelo stanje motora radi na svojim maksimalnim vrijednostima. Kada bi došlo do pada temperature  $T_{02}$ , da bi se omjer  $T_{04}/T_{02}$  održao konstantnim, potrebno je smanjiti temperaturu na ulazu u turbinu  $T_{04}$  čime motor ostaje raditi pri svojim bezdimenzijskim vrijednostima. Na visini od 11km (tropopauza), temperatura  $T_{02}$  iznosi 250K što smanjuje temperaturu u turbini. Da bi temperatura  $T_{04}$  bila na maksimalnoj vrijednosti zrakoplov bi trebao imati brzinu od  $Ma=1.28$ . Pri brzinama većim od  $Ma=1.35$ , temperatura nakon kompresije doseže svoj maksimum  $T_{03}=875K$ , a da bi spriječili njen rast potrebno je smanjiti temperaturu  $T_{04}$ , a time i omjer  $T_{04}/T_{02}$ . Na brzinama većim od  $Ma=1.28$ , kažemo da motor za slučaj 1., radi pri nižim bezdimenzijskim vrijednostima, odnosno da ga gušimo.



**Slučaj 2.**

Za ovaj slučaj uzeli smo uvjete zaokreta pod 3g,  $Ma=0.9$  na visini od 11km. Za takav manevar potreban nam je potisak od 35.6kN po motoru. Kao određene karakteristike odabiremo da nam je kompresijski omjer fan-a 4.5, a ukupni 30. Dobivene ostale vrijednosti prikazane su tablicom 6.

	$T_{03}$	OST	$V_j$	Specifični potisak	Sfc - spec. potrošnja goriva
Rad motora na „suho“	762.2K	0.996	876	625	0.888
Rad motora s naknadnim izgaranjem	762.2K	0.996	1430	1250	1.680

Tablica 6. Prikaz dobivenih vrijednosti mlaznog motora za slučaj 2.

Obzirom da nam je poznata potisna sila, izračunali smo da nam je protok zraka kroz motor jednak 57.3kg/s. ( $F_N/\dot{m}_a = sfc$ ). Ukoliko dođe do smanjenja temperature  $T_{02}$  zbog smanjenja brzine, past će temperatura na ulazu turbine. Ukoliko pak dođe do povećanja temperature  $T_{02}$  doći će do povećanja temperature  $T_{04}$ , što znači da će biti potrebno smanjiti omjer  $T_{04}/T_{02}$ . U daljnjem dijelu poglavlja raspravljat ćemo zašto je ukupni kompresijski omjer samo 21.4 te zašto se ne može dosegnuti maksimalna temperatura poslije kompresije.

**7.3. Model dvo vratilnog motora**

Pristup je približno jednak već prikazanom u ranijem dijelu rada. Najveća je razlika u mješanju osnovne struje zraka i sekundarnog toka prije konačne ekspanzije u mlaznici. Također kao i ranije koristit ćemo određena pojednostavljenja, a kao prvo, pri mješanju ove dvije struje uzimamo da imaju jednake zaustavne tlakove.

$$p_{05}=p_{013} \quad (7.3.1)$$

Nadalje ukoliko zanemarimo gubitke uslijed ekspanzije u mlaznoj cijevi dobivamo da je tlak nakon kompresije u ventilatoru jednak tlaku mlaznice u mlaznom grlu  $p_{08}=p_{05}$ . Kod projektnog proračuna na osnovi tlaka nakon kompresije u ventilatoru, mogli smo izračunati stanje nakon prolaska kroz turbinu. Kod vanprojektnih vrijednosti kompresijski omjer ne poznajemo unaprijed. Pri konstantnom omjeru sekundarne struje, što je manji tlak  $p_{013}$  to je manja potrebna snaga za pokretanje ventilatora, a istodobno veća izlazna snaga na niskotlačnoj turbini.

Iskoristivosti kompresora i turbine uzet ćemo kao i u prethodnim poglavljima, dok vrijednosti  $T_{04}/T_{02}$  i  $N/\sqrt{c_p T_0}$  će biti nešto manje. Također struje zraka za hlađenje ostaju jednake. 20% osnovnog zraka ne odlazi u komoru izgaranja, već 8% odlazi na hlađenje visokoturbinski dijelova, miješa se prije maksimalne vrijednosti  $T_{04}$ . Drugih 8% koristi se za hlađenje rotora visokotlačne turbine, miješa se s izlaznom strujom visokotlačne turbine. Narednih 4% služi za hlađenje niskotlačne turbine a miješa se nizvodno od nje.

### 7.3.1. Zagušene turbine

Kao i u prethodnim poglavljima, turbine se podrazumijevaju da su zagušene. Iskoristivosti su tada nepromijenjene, a visokotlačna turbina je ograničena s

$$(T_{045}/T_{04})=(p_{045}/p_{04})^{\eta(\gamma-1)/\gamma} = \text{konst.} \quad (7.3.2.)$$

Masu zraka koja prolazi kroz kompresor označavamo s  $\dot{m}_a$ , no jedan dio te struje služi za hlađenje, stoga je prava masa zraka koja prolazi visokotlačnom turbinom jednaka  $\dot{m}_{a4} + \dot{m}_f$ , iz čega se dobiva izraz za dobivenu snagu

$$\begin{aligned} \dot{W}_{HP} &= (\dot{m}_{a4} + \dot{m}_f) c_{pe} (T_{04} - T_{045}) \\ &= (\dot{m}_{a4} + \dot{m}_f) c_{pe} T_{04} (1 - T_{045}/T_{04}) \end{aligned} \quad (7.3.3.)$$

Kako bismo pojednostavili izraz 7.3.3. uvodimo novi koeficijent  $k_{HP}$  koji je jednak po izrazu

$$k_{HP} = 1 - T_{045}/T_{04} \quad (7.3.4.)$$

Kada izvedemo ravnotežnu jednadžbu za rad turbine i kompresora dobivamo da je porast temperature u kompresoru jednak

$$T_{03} - T_{023} = [(\dot{m}_{a4} + \dot{m}_f) c_{pe} / \dot{m}_a c_p] k_{HP} T_{04} \quad (7.3.5.)$$

Ukoliko nam je poznata temperatura u turbini  $T_{04}$ , tj. ako je ona određena tada nam je poznat temperaturni rast u kompresoru. Također ukoliko je poznat koeficijent iskoristivosti, tada je porast temperature u visokotlačnom kompresoru uvjetovan izlaznom temperaturom niskotlačnog kompresora  $T_{023}$ .

### 7.3.2. Jednadžba ravnoteže snage na vratilu niskog tlaka

Jednadžba snage za ravnotežu na vratilu koje povezuje ventilator s niskotlačnom turbinom može se izvesti prema izrazu 7.3.6.

$$\dot{m}_a (1 + OST) c_p (T_{023} - T_{02}) = (\dot{m}_{a45} + \dot{m}_f) c_{pe} (T_{045} - T_{05}) \quad (7.3.6.)$$

Gdje je  $\dot{m}_{a45}$  protočna masa zraka koja ulazi na niskotlačnu turbinu s temperaturom  $T_{045}$ , što je temperatura mješavine poslije miješanja zraka komore izgaranja i zraka za hlađenje visokotlačne turbine.

Za fiksno određen koeficijent iskoristivosti ventilatora slijedi izraz

$$p_{013}/p_{02} = (T_{013}/T_{02})^{\eta/(\gamma-1)} \quad (7.3.7.)$$

a za fiksno određen koeficijent iskoristivosti niskotlačne turbine dobivamo

$$p_{05}/p_{045}=(T_{05}/T_{045})^{\gamma/(\gamma-1)} \quad (7.3.8.)$$

Koristeći relaciju  $p_{05}=p_{013}$  možemo riješiti jednadžbu 7.3.6.

### 7.3.3. Maseni protok zraka

Kroz motor protječu dvije struje zraka. Jedna je struja koja prolazi kroz jezgru motora  $\dot{m}_a$ , (osnovna struja), a druga je sekundarna struja, a ukupna količina zraka je  $(1+OST) \dot{m}_a$ . Veličine koje utječu na ove protočne mase su poprečne površine mlaznice i turbine tj. površine kod kojih ne dolazi do zagušenja istih. Pri računanju protoka zraka ne smije se zaboraviti protok goriva koji pri radu motora na suho iznosi 2.5% ukupnog protoka zraka, dok kad je uključen forsaj iznosi i do 10%.

Jednadžba koja opisuje bezdimenzijski protok mase kroz turbinu dana je sljedećim izrazom

$$\frac{\dot{m}}{m_4} = \frac{\dot{m} \sqrt{c_{pe} T_{04}}}{A_4 p_{04}} = 1.389 \quad (7.3.9)$$

Koja se bazira na  $\gamma=1.3$ , Protok mase u jednadžbi 7.3.9. jednak je  $\dot{m}=(k \dot{m}_a + \dot{m}_f)$ , gdje  $k$  predstavlja dio zraka koji je komprimiran u kompresoru a izlazi iz visokotlačne turbine (iznos je 88%), ostalih 12% služi za hlađenje lopatica visokotlačne turbine, kao i niskotlačne turbine.

Kod mlaznice s površinom  $A_{08}$  sljedeća relacija opisuje jednadžbu protoka

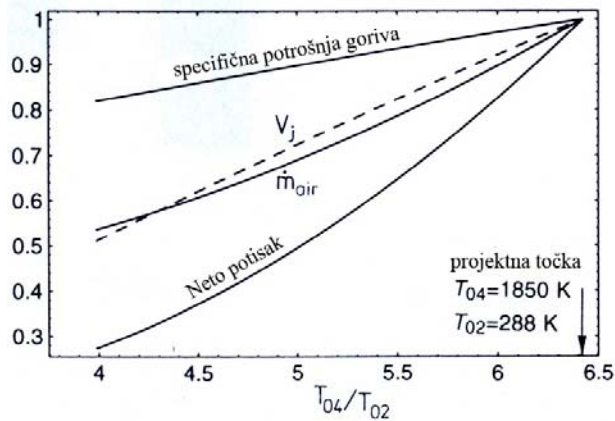
$$\frac{\dot{m}}{m_8} = \frac{\dot{m} \sqrt{c_{pe} T_{08}}}{A_8 p_{08}} = \text{konst.} \quad (7.3.10.)$$

Pri čemu je važeća masa jednaka  $\dot{m}=[\dot{m}_a(1+OST)+\dot{m}_f]$ . Kako bi izraz 7.3.10. ostao konstantan važno je primjeniti odgovarajuće vrijednosti za  $\gamma$  i  $c_{pe}$ . Pri radu motora na suho ove vrijednosti uzet ćemo sukladno ranije korištenima, dok pri radu naknadnog izgaranja  $\gamma=1.3$  te  $c_{pe}=1244 \text{ J/kgK}$ .

### 7.3.4. Metode rješavanja

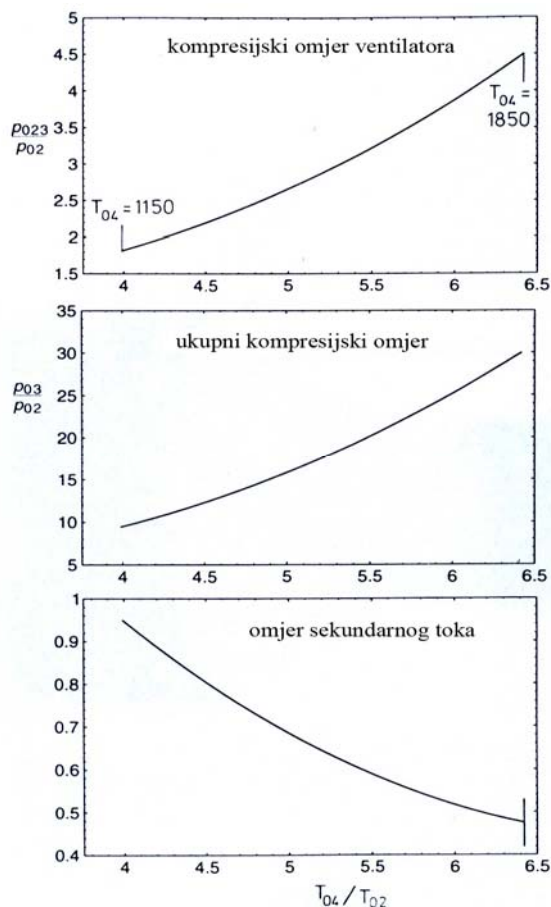
Proračun počinje pretpostavkom kompresijskog omjera ventilatora, a time i temperaturnog rasta. Istodobno, tlak ekspanzije poslije niskotlačne turbine je određen. Rast temperature u visokotlačnom kompresoru određen je izrazom  $k_{HP}T_{04}$  i zadanom  $T_{023}$ , a time znamo i ukupni kompresijski omjer. Iz pada temperature kroz turbinu  $k_{HP}T_{04}$  možemo naći ukupni ekspanzijski omjer turbine. Obzirom da je poznat tlak ekspanzije nakon niskotlačne turbine, može se naći snaga po jedinici mase. Snaga niskotlačne turbine određuje omjer sekundarnog toka a time i bezdimenzijski maseni protok kroz mlaznicu  $\dot{m}_8$ . Maseni protok zraka određen je zagušenjem kroz mlaznicu. Ako  $\dot{m}_8$  nije jednak projektnoj vrijednosti potrebno je promijeniti porast kompresijskog omjera ventilatora sve dok se ne dođe do zadovoljavajućeg rješenja.

## 7.4. Varijacije s ulaznom temperaturom turbine



Slika 7-2. Performanse motora za slučaj 1., kao funkcija  $T_{04}/T_{02}$  pri projektnim vrijednostima

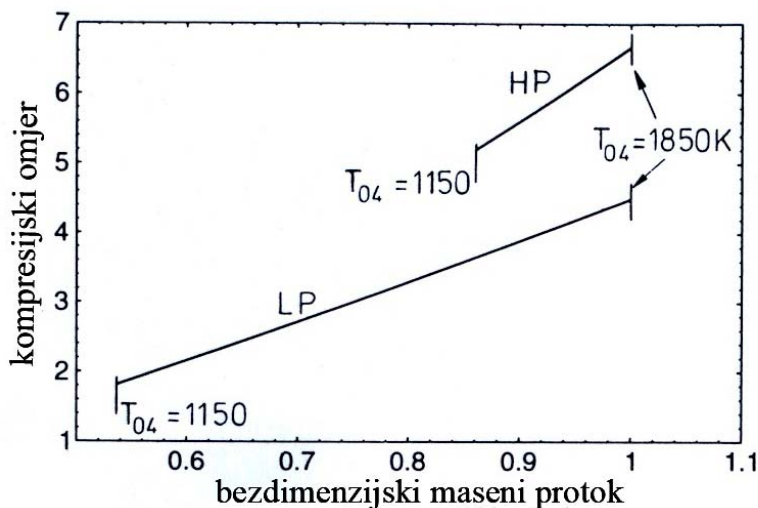
Dijagram na slici 7-2. prikazuje razne parametre za slučaj 1., iz čega se lijepo može vidjeti kako s porastom temperaturnog omjera rastu određene vrijednosti.



Slika 7-3. Ovisnost kompresijskih omjera o temperaturnom omjeru  $T_{04}/T_{02}$

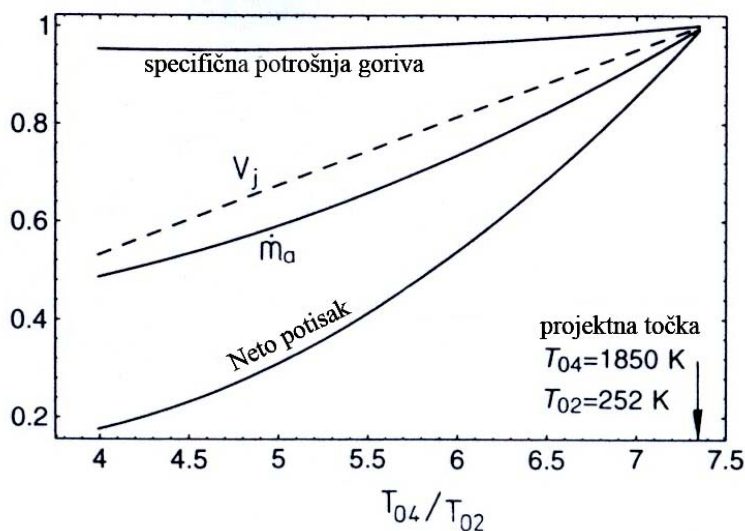
Iz slike 7-3. vidi se kako se kompresijski omjeri mijenjaju u ovisnosti o temperaturnom omjeru  $T_{04}/T_{02}$ . Kompresijski omjer ventilatora i ukupni kompresijski omjer imaju slične krivulje obzirom na povećanje temperaturnog omjera. Međutim, omjer sekundarnog toka pada s povećanjem omjera  $T_{04}/T_{02}$ , što potvrđuje navode s početka rada o manjoj potrebi sekundarne struje kod turboblaznih motora za borbene zrakoplove.

Najveći problem proistječe kod usklađivanja komponenti motora kao što su to dva kompresora. Bez obzira na to što naizgled ova zadaća ne izgleda komplicirano, on sadrži vrlo velik broj detalja koje je potrebno uskladiti. Ukratko, grafički će se pokazati termodinamički problem usklađivanja, dva procesa kompresije.



Slika 7-4. prikaz radnih linija dvaju kompresora za 1. Slučaj motora

Za slučaj 2. mlaznog motora (projektne vrijednosti 11km,  $Ma=0.9$ ) promjena odgovarajućih vrijednosti i parametara prikazana je slikom 7-5.

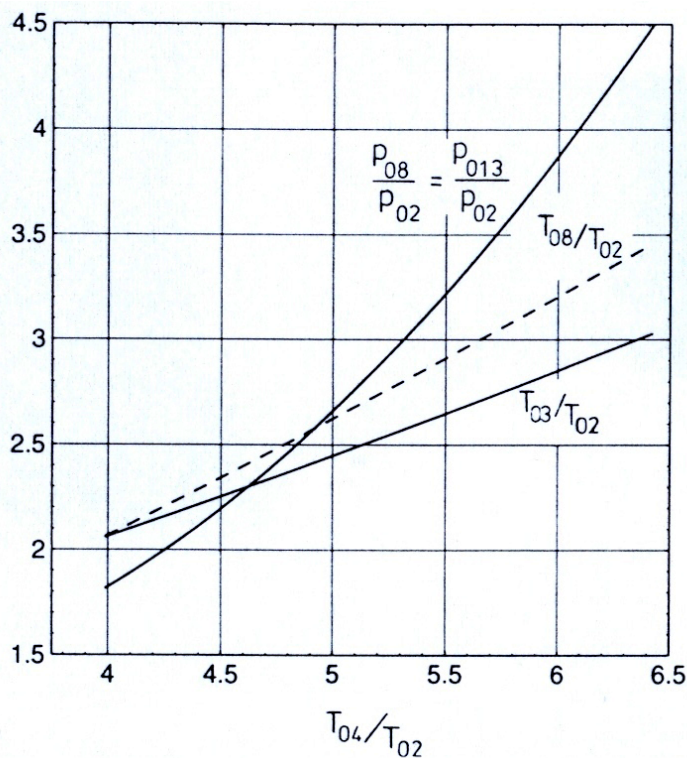


Slika 7-5. Performanse motora za slučaj 2., kao funkcija  $T_{04}/T_{02}$  pri projektним vrijednostima

Iz slike 7-5. Koja prikazuje određene vrijednosti performansa motora za 2. slučaj, može se vidjeti da su slične kao vrijednosti za 1. slučaj, s jednim izuzetkom što je potrošnja goriva znatno povećana. U proteklim analizama koristili smo temperaturni omjer  $T_{04}/T_{02}$  koji, kako se pokazalo, uvelike utječe na rad i same performanse motora. Isto tako ovaj omjer pokazao se kao vjerodostojan evaluacijski faktor prilikom određenih analiza. Iako smo mogli koristiti neki drugi omjer, ovaj se pokazao kao najprikladniji.

## 7.5. Određivanje dimenzijskih vrijednosti

U ovom dijelu rada prikazat ćemo osnovne korake određivanja projektne točke. Kako bismo odredili navedenu točku koristit ćemo se dijagramom sa slike 7-6.



Slika 7-6. Prikaz temperaturnih i kompresijskih omjera za slučaj 1. kao funkcija  $T_{04}/T_{02}$

Iz dijagrama, kao i iz prethodnih navoda ovog rada vidljivo je da nekoliko parametara određuje ponašanje motora. To su prije svega ulazne vrijednosti temperature i tlaka  $T_{02}$  i  $p_{02}$ . Potom je tu maksimalna vrijednost temperatura nakon kompresije  $T_{03}$  i temperature na ulazu u turbinu  $T_{04}$ . Dakako da su navedene temperature povezane kroz omjere kako bi vjerodostojno

opisali tijek procesa. Nadalje iako nije prikazan bezdimenzijski parametar protoka  $\frac{\dot{m} \sqrt{c_p T_{02}}}{A_2 p_{02}}$

i bezdimenzijski parametar brzine rotacije vratila  $N/\sqrt{c_p T_0}$  imaju veliku ulogu u ponašanju motora.

Postupak pronalaženja operativne točke motora i potiska koristeći krivulje iz dijagrama sa slike 7-6, izvodi se na sljedeći način:

1. odrediti ulaznu temperaturu  $T_{02}$  i tlak  $p_{02}$
2. odrediti maksimalnu vrijednost omjera  $T_{03}/T_{02}$ , pri tome treba imati na umu da je maksimalna vrijednost  $T_{03}=875\text{K}$ , pomoću vrijednosti ovog omjera dolazimo do ukupnog kompresijskog omjera koji nam pomaže izračunati gornju vrijednost  $T_{04}/T_{02}$
3. pomoću maksimalne temperature  $T_{04}$  odrediti  $T_{04}/T_{02}$ . Ako je omjer izvan projektne vrijednosti znači da granica nije samo na  $T_{04}$  nego i na  $N/\sqrt{c_p T_0}$ .  $T_{04}$  treba smanjiti kako bi dobili odgovarajuću vrijednost  $T_{04}/T_{02}$ .
4. potrebno je naći kompresijski omjer fan-a. Kompresijski omjeri kroz mlaznicu dani su sljedećim izrazom

$$p_{08}/p_a = (p_{08}/p_{02})(p_{02}/p_a) = (p_{013}/p_{02})(p_{02}/p_a)$$

5. Na osnovi pretpostavke da je ekspanzija potpuna možemo izračunati brzinu mlaza

$$V_j = \sqrt{2c_{pm} T_{08} \left\{ 1 - (p_a / p_{08})^{(\gamma - 1)/\gamma} e \right\}}$$

6. Potrebno je pronaći ukupnu protočnu masu  $\dot{m}_8$  te protočnu masu kroz jezgru motora  $\dot{m}_4$
7. izraz za neto potisak slijedi iz

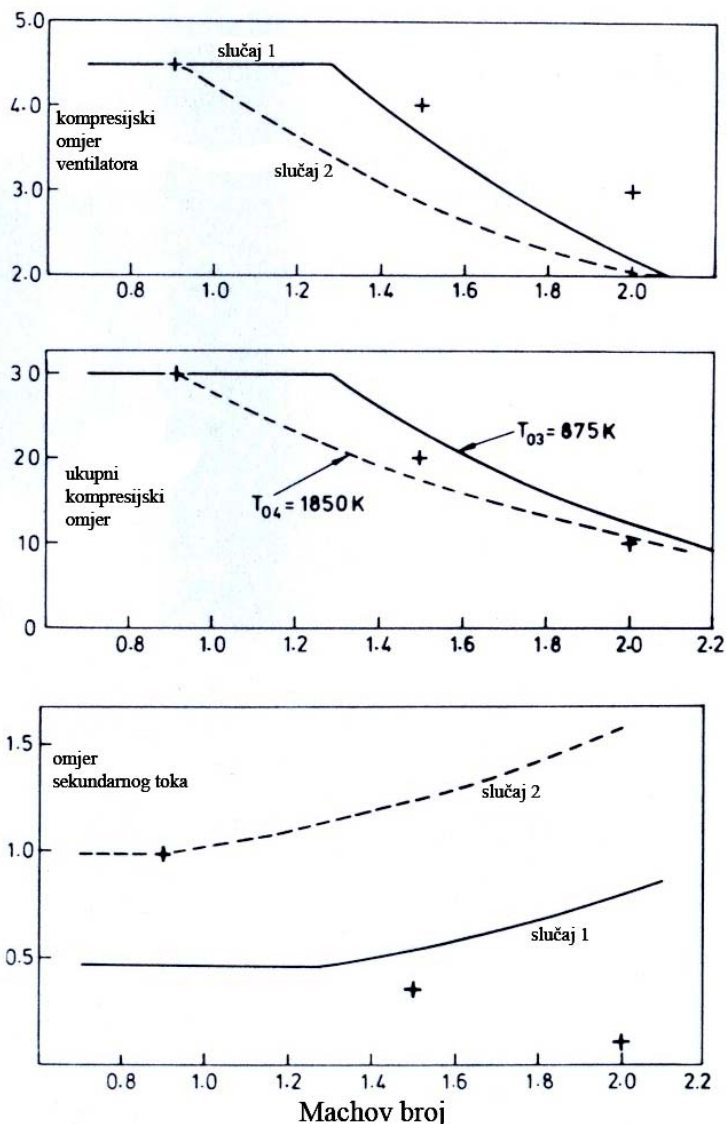
$$F_N = \left[ \dot{m}_f + \dot{m}_a (1 + \text{OST}) V_j - \dot{m}_a (1 + \text{OST}) V \right]$$

## 7.6. Rad motora pri maksimalnim vrijednostima bez uključivanja naknadnog izgaranja za oba projektna slučaja

O ovom završnom dijelu rada prikazat ćemo rad motora za svoje projektne vrijednosti (za slučajeve 1 i 2) pri rasponu Ma brojeva na visini od 11km. Ova analiza dat će nam prikaz odstupanja dvaju različiti pristupa projektiranja motora te prikaz njihovih performansi. Na slici 7-7. prikazane su krivulje kompresijskih omjera. Za slučaj 1. pri  $Ma=0.9$ , motor radi pri bezdimenzijskoj projektnoj točki, jer je ulazna temperatura  $T_{02}$  manja od za taj slučaj, predviđene vrijednosti, a temperatura na ulazu u turbinu,  $T_{04}$ , može se smanjiti kako bi se omjer  $T_{04}/T_{02}$  održao konstantnim. Pri projektnim vrijednostima kompresijski omjeri su jednaki za oba motora. No za veći operativni režim rada za slučaj 2, kompresijski su omjeri ispod projektnih vrijednosti. Pri projektnim vrijednostima, za slučaj 2, jezgra motora proizvodi više snage po jedinici mase, zbog toga što je  $T_{04}$  znatno viša nego kod slučaja 1. Kompresijski omjer fan-a je jednak za oba slučaja, a višak snage stvara se zbog većeg omjera sekundarnog toka.

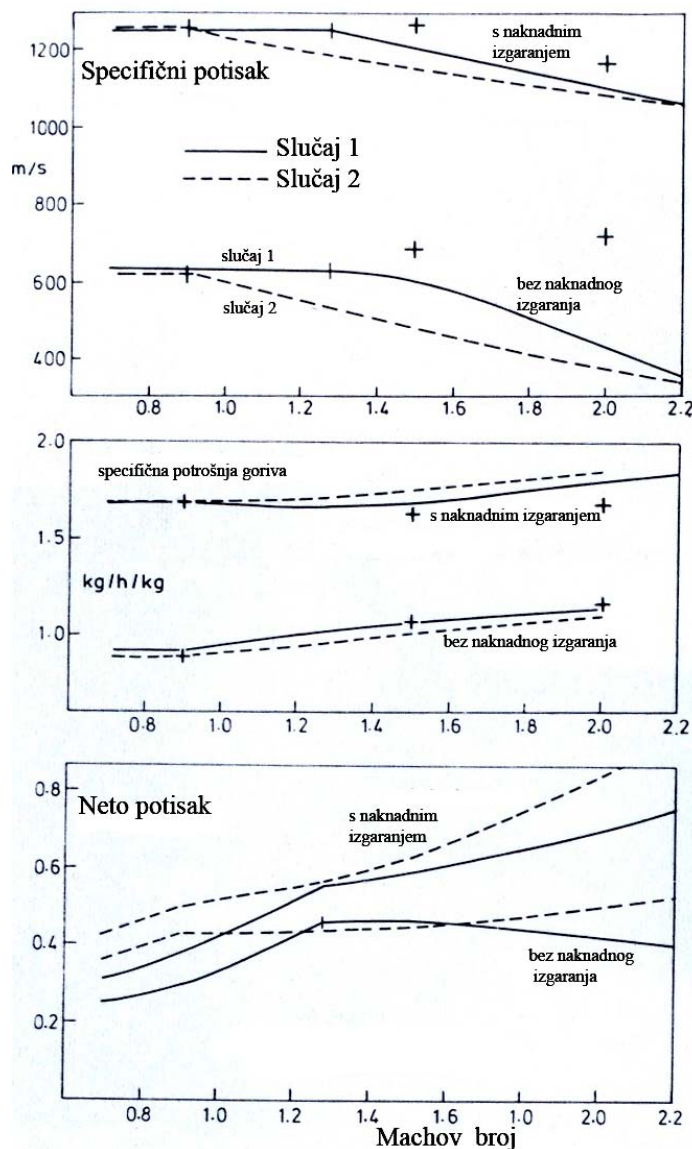
Na slici 7-8. prikazane su krivulje za specifični potisak, potrošnju goriva i neto potisak. Kao što smo i ranije već ustvrdili, specifični potisak je veći za prvi motor. Niži specifični potisak drugog motora opravdava se nižim kompresijskim omjerom fan-a i nižom temperaturom u mlaznoj cijevi zbog veće sekundarne struje. Međutim, zbog veće protočne mase drugog motora, ukupni potisak drugog motora veći je od prvog, a raste s povećanjem  $Ma$  brojeva.

Što se tiče potrošnje goriva, ona se vrlo malo razlikuje kod oba slučaja, iako je nešto izraženija i veća za slučaj prvog motora.



Slika 7-7. Prikaz performansi motora za maksimalne vrijednosti za slučajeve 1 i 2, kao funkcija  $Ma$  broja i za visinu leta od 11km





Slika 7-8. Prikaz performansi motora za maksimalne vrijednosti za slučajeve 1 i 2, kao funkcija Ma broja i za visinu leta od 11km

Motori za slučajeve 1 i 2 su čisti primjeri različitih pretpostavki. Kao što se može vidjeti iz prethodnih slika, trendovi kod različitih motora nisu nimalo predvidivi i očiti. Kod projektiranja motora najpoželjniji slučaj odabira projektne točke jest da ona bude predviđena za najkritičniju situaciju. Iz slika 7-7. i 7-8. može se vidjeti da su razlike između ova dva motora sasvim male. Ove male razlike između motora sasvim su beznačajne nasuprot razlika zadataka koje avion mora obaviti i koje će obaviti tijekom svog radnog perioda.

## 8. Usporedba dobivenih vrijednosti s zrakoplovom MiG 21

Kako bismo uspjeli prikazati dobivene karakteristike novog borbenog zrakoplova potrebno je napraviti usporedbu s drugim zrakoplovom. Obzirom na nedostatak informacija o drugim zrakoplovima zapadne tehnologije, za usporedbu ćemo koristiti zrakoplov Mig 21, koji se nalazi u upotrebi Hrvatskog ratnog zrakoplovstva. Primjerena usporedba, obzirom na modernizaciju našeg ratnog zrakoplovstva bilo bi usporediti zrakoplove koji su ponuđeni našem zrakoplovstvu (JAS 39 Gripen, MiG 29 OVT, Mirage 2000, Dassault Rafale i F-16), s ovim novim borbenim zrakoplovom. Najprikladnija usporedba bila bi s zrakoplovom JAS 39 Gripena zbog toga što je najizglednije da će navedeni zrakoplov biti vrlo brzo u sastavu HRZ-a, no zbog brojnih podataka koji se drže u potpunoj tajnosti usporedba nije moguća.

Prilikom usporedbe novog borbenog zrakoplova i MiG-a 21 korištene su neke određene aproksimacije u pogledu aerodinamike i visinske karakteristike otpora i motora. Aproksimacije su nužne jer nam stvarni podaci nisu u potpunosti poznati jer su zaštićeni kao tajni podaci.

		MiG-21	Novi borbeni zrakoplov
Broj motora		1	2
Godina prvog leta		1956	
Težina konstrukcije (prazan)	tone	5.8	
Maks. ukupna težina pri polijetanju	tone	9.4	18.0
Maks. težina naoružanja	tone	2.0	
Površina krila	m <sup>2</sup>	23	50.5
Maks. potisak na „suho“ po motoru	kN	40	60
Maks. potisak s forsazhom po motoru	kN	66	90
Opterećenje krila (pri polijetanju)	N/m <sup>2</sup>	3400	3500
Maks. Ma broj na razini mora		1.2	1.2
Maks. Ma broj na 11km visine		2.05	2.0
Plafon leta	m	18 200	15 000
Operativni borbeni radijus (bez vanjskih spremnika za gorivo)	km	500	400
Maks. dolet (s vanjskim spremnicima za gorivo)	km	1800	3650+
Najveće normalno opterećenje na krilima		+7g	+9g -3g

Tablica 7. Usporedba određenih karakteristika MiG-a 21 i novog borbenog zrakoplova

Kako bismo prikazali razlike između ova dva zrakoplova koristili smo prikaz kutne brzine u ovisnosti o Machovom broju na određenoj visini. Ovakav prikaz karakteristika zrakoplova tipičan je kod ocjene performansi borbenih zrakoplova. Obzirom da je zaokret vrlo važan faktor za ocjenu performansi, vrlo često se upotrebljavaju karakteristike zrakoplova u zaokretu pri čemu je višak specifične snage jednak 0, što ćemo vidjeti iz konačnog dijagrama.

U četvrtom poglavlju predstavili smo izraz za specifični višak snage te smo objasnili što zapravo predstavlja i kako ovisi o normalnom opterećenju, brzini i ostalim parametrima. Također i ovdje koristit ćemo neke od prethodno navedenih izraza. Tako izraz 8.1. predstavlja višak specifične snage iz kojeg se vidi da je on jednak razlici umnoška brzine i potiska te brzine i ukupnog otpora, dijeljeno s težinom zrakoplova.

$$P_s = \frac{VT - VD}{W} \quad (8.1.)$$

No za ovaj slučaj koristili smo kombinaciju sljedećih jednadžbi kako bi dobili potpunu vezu između Ma broja, kutne brzine, opterećenja i visine:

Za  $P_s$ :

$$P_s = \frac{VT}{W} - \frac{\rho S}{2W} C_{D0} V^3 - 2n^2 \frac{KW}{\rho S V} \quad (8.2.)$$

Za normalno opterećenje:

$$n = \sqrt{\left(\frac{\dot{\chi} V}{g}\right)^2 + 1} \quad (8.3.)$$

nakon sređivanja dobiven je sljedeći izraz za kutnu brzinu

$$\dot{\chi} = \sqrt{\frac{\rho S g^2}{2KW^2} \left(F - \frac{\rho S C_{D0} V^2}{2}\right) - \frac{g^2}{V^2}} \quad (8.4.)$$

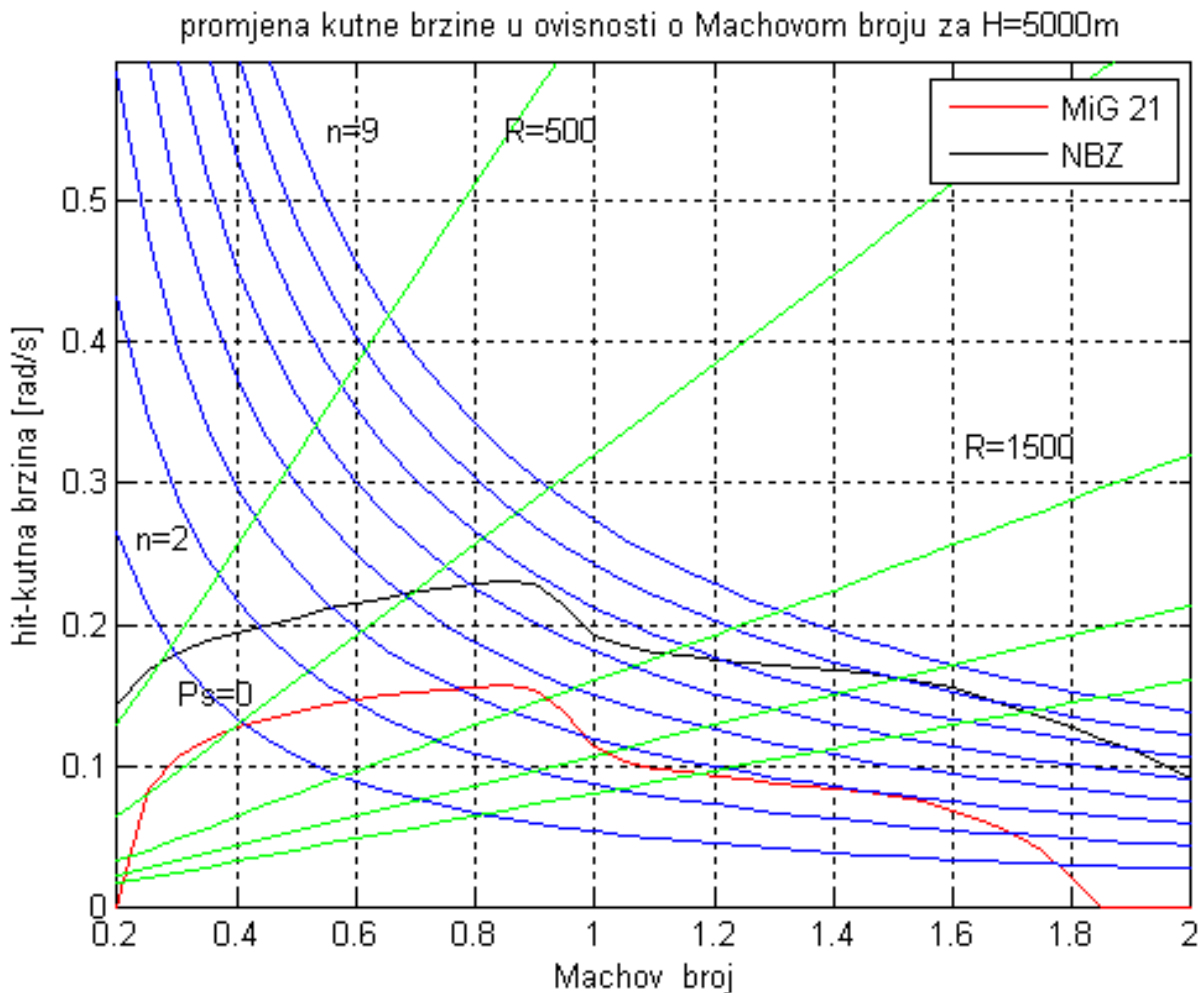
Kako bismo još preciznije prikazali navedene karakteristike odlučili smo prikazati krivulje radijusa. Ove krivulje nam predstavljaju minimalni radijus zaokreta koji zrakoplov može izvršiti pri određenoj brzini leta i opterećenju. Za navedene krivulje odabrana je vrijednost od 500m pa sve do 4000m, s korakom od 500m. Radijusi su dobiveni sljedećim izrazom

$$\dot{\chi} = \frac{V(i)}{R} \quad (8.5.)$$

Također potrebno je bilo ucrtati krivulje normalnog opterećenja. Opterećenje smo odabrali u rasponu od 2 do 9 s korakom 1, a jednadžba koja nam prikazuje ovu krivulju je:

$$\dot{\chi} = \frac{g\sqrt{n^2-1}}{V(i)} \quad (8.6.)$$

Svi navedeni izrazi dio su matematičkog koda u MatLab-u. Nakon pokretanja koda dobiveni su sljedeći rezultati.



Slika 8-1. Prikaz promjene kutne brzine u ovisnosti o Machovom broju za visinu od 5000m

Iz dijagrama na slici 8-1. mogu se isčitati rezultati. Jasno se vidi da novi borbeni zrakoplov može djelovati u većem rasponu opterećenja te da može ostvarivati zaokrete pri manjem radijusu s većom brzinom. Zrakoplov MiG-21, kako se može iz dijagrama vidjeti, pri brzinama većim od 1.8Ma na zadanoj visini uopće ne može ostvarivati zaokrete a niti održati stabilan i ravnotežni let. Iz navedenih karakteristika jasno je vidljivo kako je novi borbeni zrakoplov neusporedivo bolji te kako obzirom na performanse koje pruža, može obaviti brojne borbene zadaće različitog tipa, što je i bila početna intencija. Ovo je samo osnovni prikaz karakteristika koji služi pri prezentiranju zrakoplova potencijalnim kupcima, međutim ovo je vrlo vrijedan prikaz za ocjenu performansi zrakoplova iz kojeg se mogu isčitati glavne borbene performanse.

## 9. Zaključak

Proces projektiranja novog zrakoplova vrlo je zahtjevan. Prvo je potrebno definirati ciljeve koje želimo postići. Ovi ciljevi zadaju se u pogledu određenih performansi zrakoplova, ovisno o namijeni samog zrakoplova kao i o trenutnom stanju tehnologije. Kako bi dobili kompletan proizvod pri projektiranju potrebno je uskladiti dva osnovna područja, a to su aerodinamika i pogon. Potrebno je naglasiti da su ova dva područja odnosno performanse strogo spregnute, a da je svako od njih i restriktivno. U ovom radu naglasak smo stavili na važnost termodinamičkog ciklusa turbomlaznog motora te usklađivanja pojedinog procesa unutar motora s neprestanim mijenjanjem stanja leta, prije svega atmosfere i brzine leta. Obzirom da se jedan unificirani rezultat ne može dobiti, pojedini rezultati prikazani su kroz nekoliko dijagrama, a na kraju glavni projektant odlučuje o tome kako će motor biti usklađen, sukladno potrebama. Na kraju sedmog poglavlja dobiveni su određeni rezultati kao zaključak na provedenu analizu za van projektne vrijednosti turbomlaznog motora. Unatoč različitim pretpostavkama, konačni rezultat pokazao je kako je razlika između dva motora mala, ali nije zanemariva. Upravo zbog toga iznalaženje za optimalnim rješenjem bilo bi uzaludno, a konačna karakteristika motora s kojom možemo biti zadovoljni jest upravo ona koja zadovoljava naše primarne ciljeve.

Kroz cijeli proces turbomlaznog motora koriste se određene aproksimacije i pojednostavljenja jer kada bismo u obzir uzeli najsitnije detalje ukupni proračun bio bi preopsežan a dobiveni rezultati ne bi znatnije odudarali od točnog rješenja. Odabir motora i njegovih karakteristika je vrlo zahtjevan proces, a iziskuje vrlo velik broj dodatnih proračuna kao i razvoj određenih sustava unutar motora s ciljem unapređenja performansi motora. Jedan od takvih sustava jest hlađenje pokretnih i nepokretnih dijelova turbomlaznog motora, ali i snabdijevanje ostalih sustava zrakoplova servisnim zrakom (topli/hladni, visokog/niskog tlaka) kao što je pneumatski sustav ili sustav za klimatizaciju i presurizaciju.

Iz složenosti proračuna osnovne namjene pogonskog sustava da se zaključiti koliko je pažnje potrebno posvetiti projektiranju zrakoplova kao i usklađivanju aerodinamike i pogona da se dobije letjelica visokih performansi.

Zaključuje se da se ovakvi zadaci i razvoj, odvijaju u velikim zrakoplovnim institutima s brojnim timovima koji osim znanja posjeduju i iskustvo koje je od presudnog značaja u cijelom procesu projektiranja. Unatoč tome ovakav posao je vrlo zanimljiv jer pruža brojne mogućnosti obzirom na veličinu područja unutar kojeg možemo varirati pojedine vrijednosti te na taj način dobiti vrijednosti sukladne primarnim ciljevima.

Upravo kroz ovaj rad želio sam prikazati postupak dobivanja konačnog proizvoda kroz detaljniju analizu termodinamičkog ciklusa turbomlaznog motora. Termodinamički su jasno postavljena pravila i definirani procesi no kako bismo uskladili pojedine dijelove motora morali smo biti skloni kompromisu, jer je zrakoplov upravo skup kompromisnih rješenja.

## **10. Literatura**

- [1] Nicholas Cumpsty, Jet Propulsion, Simple guide to the aerodynamic and thermodynamic design and performance of jet engines, Cambridge University Press, 2001
- [2] Slobodan Janković, Mehanika leta zrakoplova, Sveučilište u Zagrebu FSB, 2001
- [3] Branimir Matijašević, Mlazni motori 1, podloge za predavanja, Zagreb, 2004
- [4] Antun Galović, Termodinamika 1, Sveučilište u Zagrebu FSB, 2004
- [5] Rolls Royce, The jet engine, 1996