

Konstrukcijske značajke i performanse suvremenih mlaznih motora za borbene zrakoplove

Bilandžić, Tomislav

Undergraduate thesis / Završni rad

2019

Degree Grantor / Ustanova koja je dodijelila akademski / stručni stupanj: **University of Zagreb, Faculty of Transport and Traffic Sciences / Sveučilište u Zagrebu, Fakultet prometnih znanosti**

Permanent link / Trajna poveznica: <https://urn.nsk.hr/urn:nbn:hr:119:896111>

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

Download date / Datum preuzimanja: **2025-03-20**



Repository / Repozitorij:

[Faculty of Transport and Traffic Sciences -
Institutional Repository](#)



**SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET PROMETNIH ZNANOST**

Tomislav Bilandžić

**KONSTRUKCIJSKE ZNAČAJKE I PERFORMANSE
SUVREMENIH MLAZNIH MOTORA ZA BORBENE ZRAKOPLOVE**

ZAVRŠNI RAD

Zagreb, 2019.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI
ODBOR ZA ZAVRŠNI RAD

Zagreb, 9. travnja 2019.

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

ZAVRŠNI ZADATAK br. 5391

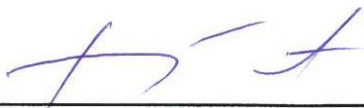
Pristupnik: **Tomislav Bilandžić (0135249271)**
Studij: **Aeronautika**
Smjer: **Pilot**
Usmjerenje: **Vojni pilot**

Zadatak: **Konstruktivske značajke i performanse suvremenih mlaznih motora za borbene zrakoplove**

Opis zadatka:

U radu je potrebno opisati specifične zahtjeve za motore borbenih zrakoplova. Obradom literaturnih podataka dati pregled performansi mlaznih motora za pogon borbenih zrakoplova najnovije generacije. Opisati razvojne tendencije za buduće motore za borbene zrakoplove.

Mentor:



prof. dr. sc. Ernest Bazijanac

Predsjednik povjerenstva za završni
ispit:

Sveučilište u Zagrebu
Fakultet prometnih znanosti

ZAVRŠNI RAD

**KONSTRUKCIJSKE ZNAČAJKE I PERFORMANSE
SUVREMENIH MLAZNIH MOTORA ZA BORBENE ZRAKOPLOVE
CONSTRUCTION FEATURES AND PERFORMANCES
OF MODERN JET ENGINES FOR FIGHTER AIRCRAFT**

Mentor: prof. dr. sc. Ernest Bazijanac

Student: Tomislav Bilandžić

JMBAG: 0135249271

Zagreb, srpanj 2019.

Sažetak

Završni rad je napravljen na način da se preko kratkog povijesnog pregleda uvede u način konstrukcije i performanse modernih mlaznih motora za borbene zrakoplove. Prikazani su i detaljno obrađeni glavni dijelovi i sustavi unutar mlaznog motora zajedno sa najvažnijim karakteristikama i načinima primjene. Performanse mlaznih motora dane su u obliku najvažnijih pokazatelja i objašnjeni pripadajućim formulama. Također, prikazani su i najmoderniji mlazni motori današnje generacije s primijenjenim tehnologijama iz prethodnih poglavlja. Na kraju završnog rada dana su predviđanja za moguće buduće sustave i konstrukcijska rješenja koji bi omogućili bolje performanse i sigurnost.

KLJUČNE RIJEČI: Zrakoplov, Mlazni motor, Potisak, Konstrukcija, Performanse

Summary

This paper role is made so trough a short history review, the construction and performances of modern jet engines for fighter aircraft, are introduced. The main parts and system along with the main characteristics and methods of use inside of a jet engine are also shown. The performances of jet engines are explained trough their main indicators and belonging formulas. Also, in this paper, the most modern jet engines of this generation are shown and are associated with technologies that were mentioned in previous chapters. At the end of the paper, predictions for the systems that could be used in future are shown along with construction solutions that would enable better performances and safety.

KEY WORDS: Aircraft, Jet engine, Thrust, Construction, Performance

SADRŽAJ

1.	UVOD:	1
2.	POVIJESNI RAZVOJ MLAZNIH MOTORA ZA BORBENE ZRAKOPLOVE	3
3.	PRINCIP RADA, KONSTRUKCIJSKE ZNAČAJKE I SUSTAVI MLAZNIH MOTORA ZA BORBENE ZRAKOPLOVE.....	7
3.1.	Zadaća borbenog zrakoplova	7
3.2.	Princip rada mlaznog motora borbenog zrakoplova	9
3.3.	Uvodnik.....	11
3.3.1.	Pitot uvodnik.....	11
3.3.2.	Konusni uvodnik.....	13
3.3.3.	Ravninski uvodnici.....	14
3.4.	Kompresor	15
3.5.	Komora izgaranja	18
3.6.	Turbina.....	20
3.7.	Komora naknadnog izgaranja.....	22
3.8.	Mlaznik.....	23
3.9.	Sustavi za mlazne motore borbenih zrakoplova	27
3.9.1.	Pomoćni pogonski sustav (Auxiliary Power Unit – APU)	27
3.9.2.	Sustav za napajanje gorivom.....	27
3.9.3.	Sustav za podmazivanje	28
3.9.4.	FADEC sustav	30
4.	PERFORMANSE MLAZNIH MOTORA ZA BORBENE ZRAKOPLOVE	32
4.1.	Idealni ciklus	32
4.2.	Rad mlaznog motora.....	33
4.3.	Parametri performansi.....	33
4.3.1.	Potisak	33
4.3.2.	Omjer potiska i težine	36
4.3.3.	Specifični potisak	36
4.3.4.	Specifična potrošnja goriva	37
5.	NAJNAPREDNIJI MLAZNI MOTORI ZA BORBENE ZRAKOPLOVE	38
5.1.	Pratt & Whitney F119	38
5.2.	Pratt & Whitney F135	39
5.3.	NPO Saturn Izdeliye 117	41
6.	RAZVITAK I TEŽNJE PRI KONSTRUKCIJI BUDUĆIH MLAZNIH MOTORA	42
7.	ZAKLJUČAK.....	44

1. UVOD:

Mlazni motor borbenog zrakoplova stvara potisnu silu na način da zrak koji ulazi u njega jednom brzinom, nakon prolaska kroz uvodnik, kompresor, komoru izgaranja, turbinu, komoru naknadnog izgaranja i mlaznicu, izlazi u obliku produkata izgaranja, drugom puno većom brzinom. Taj princip rada omogućuje mu da, za razliku od aviona koji su pogonjeni klipnim ili turbo-prop motorom, postigne brzine koje nadmašuju brzinu zvuka.

S obzirom da mlazni motor kao pogonski sustav ima jednu od najvažnijih funkcija unutar borbenog zrakoplova kao izvor potisne sile za let kroz zrak, konstrukcija i izrada kvalitetnog mlaznog pogonskog agregata bio je jedna od glavnih ciljeva svjetskih sila tokom 20. i 21. stoljeća iz razloga što osim superiornosti u nadziranju zračnog prostora dobar motor pruža i veću sigurnost, manju potrošnju, veći dolet, itd.

Cilj ovog završnog rada je na temelju prikupljene literature sažeti, objasniti i analizirati konstrukcijske značajke i performanse suvremenih mlaznih motora za borbene zrakoplove.

Završni rad je podijeljen u 7 poglavlja:

1. Uvod
2. Povijesni razvoj mlaznih motora za borbene zrakoplove
3. Princip rada, konstrukcijske značajke i sustavi mlaznih motora za borbene zrakoplove
4. Performanse mlaznih motora za borbene zrakoplove
5. Najnapredniji mlazni motori za borbene zrakoplove
6. Razvitak i težnje pri konstrukciji budućih mlaznih motora
7. Zaključak

U drugom poglavlju prikazan je kratak povijesni razvoj mlaznih motora za borbene zrakoplove, od samih početaka gdje se za pogon koristio raketni motor, preko probijanja zvučnog zida po prvi put, pa sve do motora kakve imamo u današnjem svijetu.

U trećem poglavlju prikazan je sam izgled i način konstrukcije odnosno osnovni dijelovi mlaznih motora za borbene zrakoplove te njihov način rada i promjena radne tvari kroz motor. Uz to kratko su opisani i najvažniji sustavi koji omogućuju pravilan rad motora.

Analiza performansi mlaznih motora za borbene zrakoplove prikazani su u četvrtom poglavlju.

U petom poglavlju analizirani su Pratt & Whitney motori za F35 i F22 te Saturn motori za SU-57 ruske tvrtke UEC Saturn kao predstavnici jednih od najnaprednijih i najmodernijih mlaznih motora u 21. stoljeću.

Šesto poglavlje prikazuje čemu se teži pri izgradnji novih motora za buduće borbene zrakoplove.

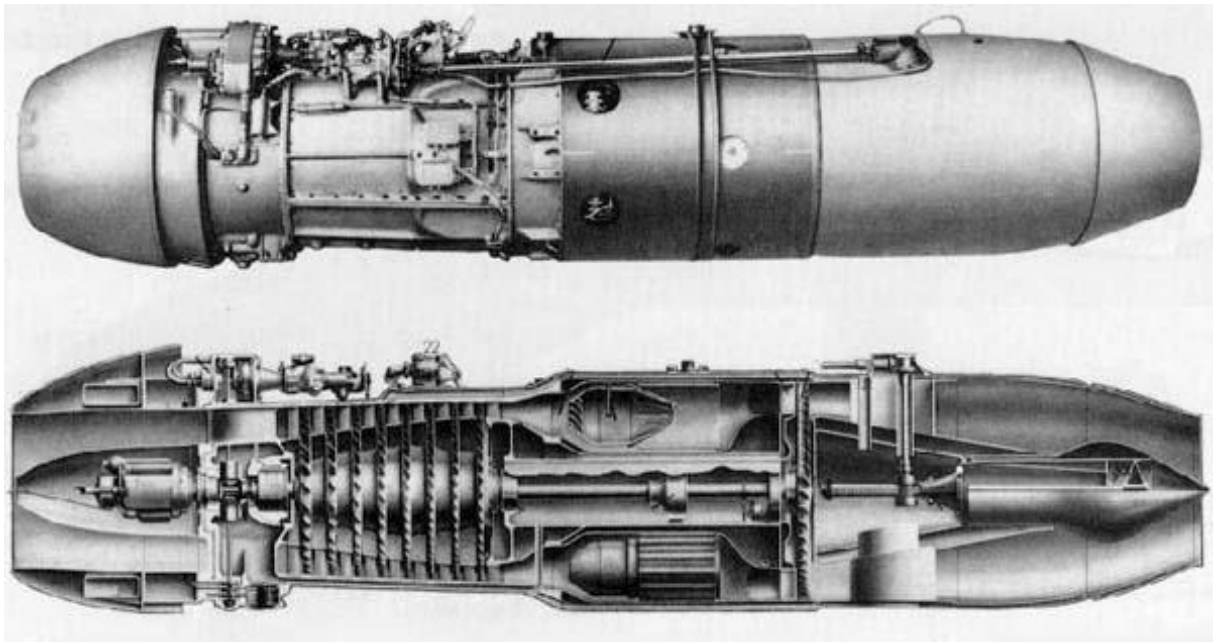
U sedmom, zaključnom poglavlju, predstavljeni su zaključci analiza provedenih u radu.

2. POVIJESNI RAZVOJ MLAZNIH MOTORA ZA BORBENE ZRAKOPLOVE

Završne dvije godine prvog svjetskog rata predstavljaju početak uporabe zrakoplova kao taktičkog sredstva za nadziranje i borbu. Prvi od njih bili su vrlo lagani, razvijali su male brzine i letjeli su na vrlo malim visinama zbog toga što su bili pogonjeni propelerima odnosno klipnim motorima koji su bili vrlo jednostavni. No taj početak borbenog zrakoplovstva pokrenuo je lavinu znanstvenih istraživanja koji su doveli do potrebe za većim, jačim i bržim zrakoplovima.

Kako se bližio kraj dvadesetih i po dolasku tridesetih godina 20. stoljeća znanstvenici su već počeli proučavati ponašanje zrakoplovne konstrukcije pri velikim brzinama što je na neki način nagovijestilo dolazak prvih mlaznih motora. To pokazuje i činjenica da je 1928. godine kadet Frank Whittle sa britanskog RAF sveučilišta dao svoju ideju za prvi mlazni motor koji je imao kombinaciju radijalnog i aksijalnog kompresora, i za nju dobio patent 1932. godine. [1]

Razdoblje drugog svjetskog rata dovelo je do velikog tehnološkog napretka u ratnom zrakoplovstvu, zrakoplovi s propelerom pogonjenim klipnim motorima kao što su američki P-51 Mustang i britanski Spitfire uspijevali su postizati brzine preko 700 km/h (380 čvorova) uz iznimnu manevrabilnost. Problem je bio taj što, i da uspiju izvući najbolje performanse klipnog motora kako bi se postigao domet krozvučnih brzina, pri brzini od 800 km/h (430 čvorova) propelerski pogonjeni zrakoplovi zbog fenomena stlačivosti zraka gube na efikasnosti, što znači da propelerski pogonjen zrakoplov ne može postići nadzvučnu brzinu. To je dovelo do eksperimentiranja s raznim raketnim motorima kao sredstva kojim bi se moglo doći do revolucije pri pogonu zrakoplova. Najpoznatiji zrakoplov iz tog vremena, opremljen raketnim motorom HWK 109-509A-1, koji je postigao brzinu od čak 1000 km/h ($M = 0.82$), bio je njemački Me 163 prepoznatljivog nadimka „Komet“. Austrijski inženjer Anselm Franz koji je radio za njemačku tvrtku Junkers konstruirao je 1940. prvi u praksi primjenjivi mlazni motor sa aksijalnim kompresorom i nakon rješavanja problema sa vibracijama na statorima kompresora predstavio Jumo 004. Jumo 004B pogonio je njemački Messerschmitt Me 262 koji je pokazao iznimnu superiornost u zračnim bitkama iz razloga što je mogao postići brzine i do



Slika 1 – Prvi mlazni motor korišten u borbenom zrakoplovu, Jumo 004 [2]

860 km/h (465 čvorova) u horizontalnom letu, ali zbog toga što je došao pre kasno (1944.) nije mogao puno pomoći u ishodu samog rata. S druge strane Britanci su također razvili mlazni motor koji je pogonio Gloster Meteor, no zbog same konstrukcije zrakoplova odnosno krila koja nisu imala strelastu izvedbu, Meteor nije mogao razviti brzinu veću od 765 km/h (413 čvorova) i nije mogao biti konkurencija Messerschmittu. [3]

Završetkom drugog svjetskog rata utrci u stvaranju najnovijeg i najboljeg borbenog zrakoplova pridružuju se SAD i Sovjetski Savez. S obzirom da SAD tokom rata nije imao skoro nikakvu naprednu tehnologiju u pogledu zrakoplovstva, odlučili su se tome potpuno posvetiti. Tako su već 8. prosinca 1946. zrakoplovom Bell XS-1, koji je bio pogonjen XLR-11 raketnim motorom, bili prvi u povijesti koji su probili zvučni zid u poniranju sa zrakoplovom. Pri konstrukciji novih borbenih aviona, znanstvenici shvaćaju da raketni motor nije optimalno rješenje iz razloga što troši prevelike količine goriva i kao takav nije prikladan. Tvrtka General Electric uz razvitak prvih mlaznih motora J33 i J35 s centrifugalnim kompresorom shvaća potencijal koji imaju mlazni motori u borbenom zrakoplovstvu i kreću u masovno razvijanje. Rezultat toga bio je prvi motor s aksijalnim kompresorom razvijen u SAD-u - J47 koji je pogonio poznati lovac iz Korejskog Rata F-86 „Sabre“. Što se tiče Sovjetskog Saveza, oni se tehnološkoj utrki pridružuju 1947. sa svojim poznatim Migom-15. Taj zrakoplov bio je pogonjen Klimov VK-1 motorom koji je bio zanimljiva kombinacija Britanske i Njemačke tehnologije. Naime završetkom drugog svjetskog rata Sovjeti su se u Berlinu „dokopali“ konstrukcijskih

dokumenata za njemački Ta 183 zvan „Huckebein“. Ta 183 bio je pogonjen Heinkelovim HeS 011 turbomlaznim motorom i imao je strelastu izvedbu krila. Te informacije zajedno s tehničkim podacima i licencom, koja im je službeno bila odobrena od strane britanske vlade i premijera, za Rolls-Royce-ov „Nene“ turbomlazni motor dovelo je do toga da Sovjeti povratnim inženjerstvom i s malo dorade i usavršavanja stvore Klimov VK-1 i naposljetku sam Mig-15 koji je Amerikancima zadao dosta problema u Korejskom Ratu. U početku Korejskog Rata Mig-15 bio je iznimno superiorniji nad američkim F-80 iz razloga što F-80 je imao ravna krila i nije mogao ni razvijati brzine ni biti manevrabilan kao Mig-15. Kasnijim dolaskom prethodno spomenutog F-86 opremljenim General Electric J47 mlaznim motorom (prilagođene konstrukcije i strelaste izvedbe krila) i sa usavršavanjem pilotske obuke Amerikanci uspijevaju doći do brojke 3 naprema 1 u obaranju sovjetskih aviona u korist F-86. [3]

Završetkom Korejskog rata dolazi druga generacija borbenih zrakoplova predvođena američkim F-100 „Super Sabre“ i sovjetskim Migom-17 i Migom-19. F-100 bio je opremljen s Pratt & Whitney J57 turbomlaznim motorom i bio je prvi nadzvučni lovac odnosno prvi zrakoplov koji je probio zvučni zid u horizontalnom letu 1953. Mig 17 je bio unaprijeđena verzija Miga-15 i uspio je doseći brzinu od 0.98 Maha. Tek dolaskom Miga-19 1955. opremljenim dvostrukim mlaznim motorom RD-9 Sovjetski Savez uspijeva dobiti nadzvučni lovac koji je uspio postići brzinu 1.35 Maha u horizontalom letu. Francuska zrakoplovna industrija također je krenula s razvijanjem mlaznih motora i nadzvučnog lovca koji su bili zanimljivi po svojoj konstrukciji iz razloga što su prvi imali delta krila. Najpoznatiji od njih bio je Mirage. S ruske strane također s delta krilima razvijen je poznati Mig-21 opremljen Tumansky R-11 turbomlaznim motorom čiju inačicu Mig-21Bis Hrvatska koristi i dan danas za nadziranje zračnog prostora. [3]

Treća generacija borbenih zrakoplova dolazi ranim 1960., na neki način kao posljedica Vijetnamskog rata i potrebe za većom manevrabilnosti i ubojitosti u zraku i potpore „zemlja – zrak“. Najpoznatiji lovac treće generacije je američki F-4 „Phantom“. F-4 opremljen General Electric J79 turbomlaznim motorom bio je poznat po mnogočemu. Najzanimljivije stvari vezane uz njega su da je bio u mogućnosti postići brzinu od 2.23 Maha, oborio je svjetski rekord operativnom visinom leta 1959. koja je iznosila 30 050 metara (98 557 stopa) i bio je prvi zrakoplov u sklopu eskadrile najpoznatije američke elitne pilotske škole „Top Gun“. Treća

generacija borbenih zrakoplova dovodi sa sobom uporabu prvih potpuno kompjuteriziranih kontrola parametara i rada mlaznog motora odnosno FADEC (Full Authority Digital Engine Control) sustav i avione koji su mogli izvesti kratko vertikalno polijetanje ili slijetanje (eng. STOVL – Short Vertical Takeoff and Landing). Razvijanje STOVL sustava povuklo je za sobom i razvijanje mlaznica za vektorski potisak. [3]

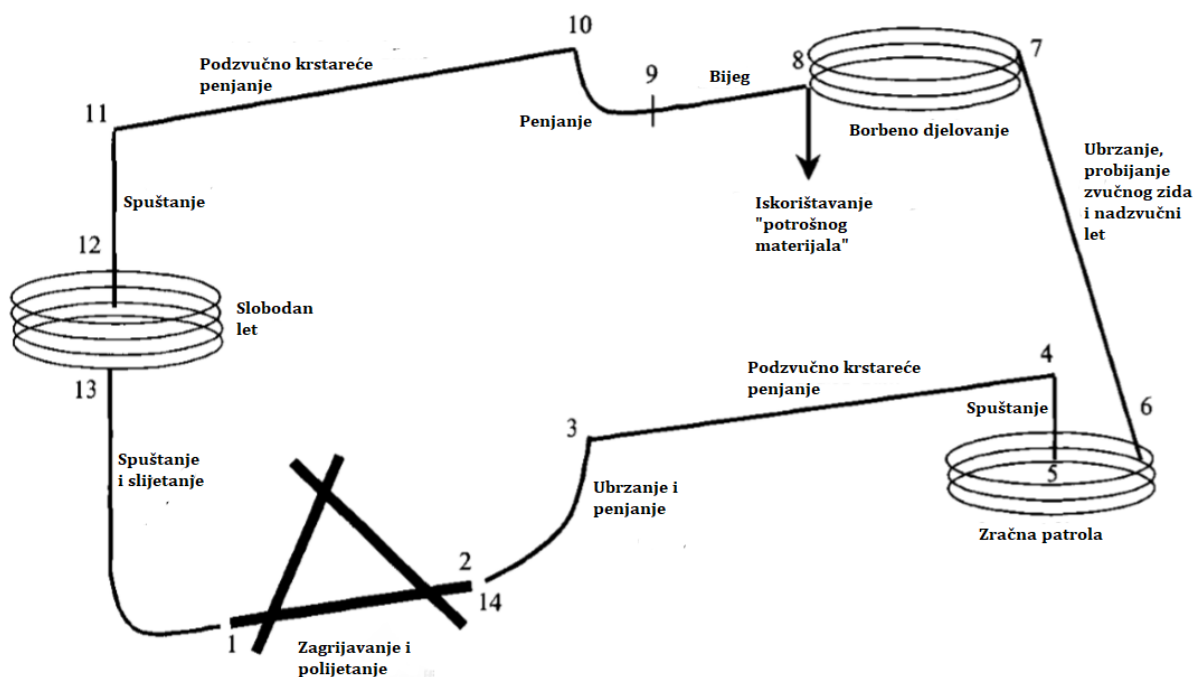
Četvrta generacija borbenih zrakoplova (krenula krajem 1970-ih godina) razvila se iz nečeg potpuno neočekivanog. Projektili koji su se masovno razvijali u trećoj generaciji za borbu „zrak – zrak“ pokazali su se ne toliko učinkoviti tijekom borbe u zraku jer tehnologija navođenja u samim raketama nije bila pouzdana i mogli su se relativno lagano izbjeći manevrima. Stoga naglasak se vratio na izradu konstrukcije i motora koji su omogućavali avionima izvođenje boljih, bržih i kraćih manevra. Rusija je sa svojim zrakoplovom Su-27 bila prva zemlja koja je krenula primjenjivati vektorski potisak pri kontroli nagiba što je iznimno doprinijelo manevrabilnosti i načinu na koji se gleda na izradu mlaznih motora. Najpoznatiji i najkorišteniji zrakoplov koji je izišao iz četvrte generacije je američki F-16 koji se i dan danas masovno koristi. F-16 je bio prvi vojni zrakoplov koji je imao motor sa superkrstarećim režimom leta. [4]

Peta generacija borbenih zrakoplova, generacija 21. stoljeća i današnjice, predstavlja vrhunac vojne tehnologije u svim pogledima no na neki način je vrlo teško definirati iz razloga što nemaju posebne karakteristike kao što su prije bile. Zrakoplovi pete generacije su jednostavno „nabildani“ zrakoplovi četvrte generacije iz razloga što koriste sve konstrukcijske i tehnološke specifičnosti četvrte generacije, ali su puno bolji i precizniji. Tehnologija za radarsku nevidljivost i skrivanje toplinskog traga, supermanevrabilnost, kompjuterizirani sustavi, sofisticirana avionika samo su neke od stvari za koje se može reći da svi avioni pete generacije imaju. Najpoznatiji zrakoplovi pete generacije su američki F-22 i F-35, ruski Su-57 i kineski J-20.

3. PRINCIP RADA, KONSTRUKCIJSKE ZNAČAJKE I SUSTAVI MLAZNIH MOTORA ZA BORBENE ZRAKOPLOVE

3.1. Zadaća borbenog zrakoplova

Borbeni zrakoplov je „sredstvo“ koje vojska koristi za zahtjevne zadaće kao što su nadzor zračnog prostora i borbeno djelovanje „zrak-zrak“ ili „zemlja-zrak“. Taj borbeni zrakoplov mora biti u stanju sa određenom opremom i ograničenom količinom goriva odraditi misiju koja uključuje više segmenata. Segmenti i profil jednog oblika misije tipičnog borbenog zrakoplova koji kao opremu ima dvije rakete za zračno presretanje, dvije napredne zrak-zrak rakete srednjeg dometa i top od 25mm, prikazan je na Slici 2. [5]



Slika 2 - Profil misije borbenog lovca po fazama leta [5]

Faza	Opis
1-2	Zagrijavanje i polijetanje sa USS na visini 2000ft QNH sa temperaturom zraka od 38°C. Duljina polijetanja zajedno s rotacijom i odvajanjem mora biti manja od 1500 ft za mokru, betonsku pistu.
2-3	Ubrzanje do brzine penjanja i što je moguće brže penjanje sa maksimalnim potiskom do brzine i visine za optimalan (najiskoristiviji) let.

- 3-4 Podzvučno krstareće penjanje pri optimalnoj brzini i visini sve dok ukupna prijeđena udaljenost ne bude 150 nautičkih milja.
- 4-5 Spuštanje do 30,000 ft
- 5-6 Zračna patrola na visini 30,000 ft sa Machovim brojem za najbolju istrajnost
- 6-7 Ubrzavanje, probijanje zvučnog zida na 30,000 ft i postizanje brzine od $M = 1.5$. Udaljenost prijeđena treba biti 100 nautičkih milja. Probijanje zvučnog zida bi se trebalo dogoditi pri maksimalnoj snazi bez uporabe naknadnog izgaranja (superkrstareći režim) ukoliko je to moguće.
- 7-8 Model borbenog djelovanja je zamišljen na način
- Ispaljivanje dvije rakete srednjeg dometa
 - Jedan borbeni zaokret od 360° na visini 30,000 ft s brzinom $M = 1.60$ i opterećenjem 5g
 - Dva borbena zaokreta od 360° na visini 30,000 ft s brzinom $M = 0.90$ i opterećenjem 5g
 - Ubrzanje od $M = 0.80$ do $M = 1.60$ sa na visini 30,000 ft s maksimalnom snagom i naknadnim izgaranjem
 - Ispaljivanje dvije rakete za zračno presretanje
- Pretpostavke djelovanja:
- nije bilo prijeđenog puta tokom djelovanja (u smislu da slijedeći segment počinje u istoj točki u kojoj je bilo i djelovanje, za proračun se uzima samo potrošeno gorivo, materijal i vrijeme)
 - visina 30,000 ft i brzina $M=1.5$
- 8-9 Manevar bježanja pri $M=1.5$ na visini 30,000 ft ukupne udaljenosti 25 nautičkih milja, po mogućnosti u režimu super-krstarenja
- 9-10 Izvesti penjanje s maksimalnim potiskom bez naknadnog izgaranja do optimalne visine i brzine za let. (Ukoliko je visina početka ovog segmenta veća od optimalne, može se izvesti manevar za dostizanje optimalne visine bez uzimanja u obzir udaljenosti potrebne za odrađivanje tog manevra)
- 10-11 Podzvučno krstareće penjanje na optimalnoj visini i brzini sve dok ukupna udaljenost ne bude 150 nautičkih milja

- 11-12 Spuštanje do visine 10,000 ft bez uzimanja u obzir vrijeme, potrošeno gorivo i udaljenost.
- 12-13 Slobodan let 20 min. na visini 10,000 ft i Mahovim brojem za maksimalnu izdržljivost
- 13-14 Spuštanje i slijetanje na pistu na visini od 2000 ft QNH, temperaturi od 38°C. Udaljenost od točke dodira zajedno s 3 sekunde protrčavanja i kočenjem mora biti manja ili jednaka 1500 ft za mokru, betonsku pistu.

S obzirom na komplicirane zahtjeve misije koja se nameće borbenom avionu potrebno je imati motor pouzdan i pogodan za održavanje sljedećih performansi kako bi omogućio izvršenje predviđene misije:

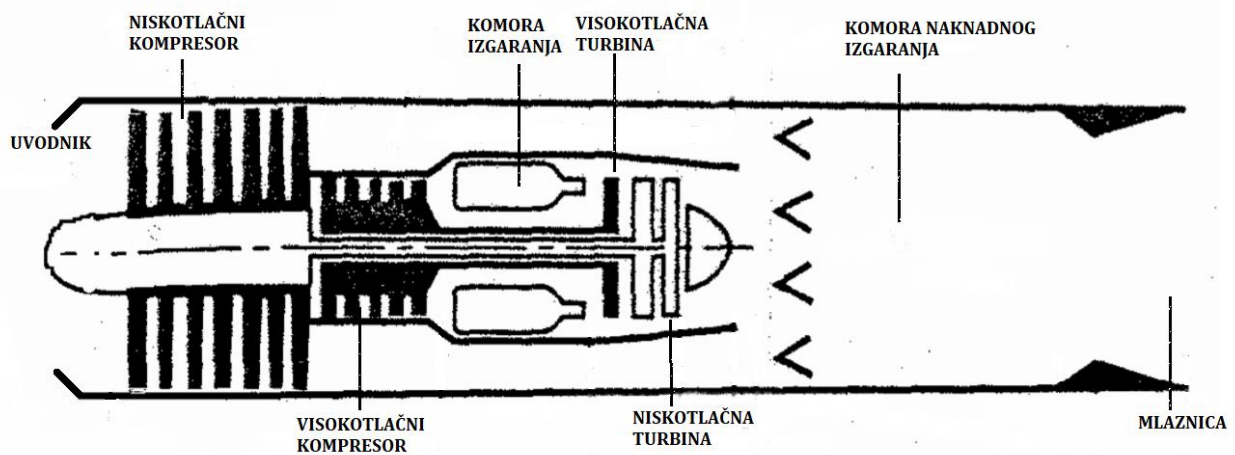
- Dvovratilni turbofan motor s niskim stupnjem obtočnosti i naknadnim izgaranjem te pogodan za ugradnju kao jednomotorni ili dvomotorni pogon
- Mlaznik s mogućnošću stvaranja vektorskog potiska
- Motori moraju biti u stanju proizvesti ukupnu snagu od 300 kW na izlazu osovine za pogon pomoćnih uređaja u bilo kojem režimu leta
- Motori moraju moći sa kompresora motora 1% zraka odvojiti za pogon pomoćnih uređaja u bilo kojem režimu leta (*Bleed air*)
- Polijetanje sa USS od 1500 ft
- Maksimalna brzina $M = 1.8$ sa borbenom opremom
- Brzina superkrstarenja $M = 1.5$ sa borbenom opremom
- Ubrzanje od 0.8 M do 1.6 M mora postići za 50 s ili manje.

[5]

3.2. Princip rada mlaznog motora borbenog zrakoplova

Većina današnjih modernih borbenih zrakoplova koristi dvovratilni turbofan odnosno obtočni motor s niskim stupnjem obtočnosti i naknadnim izgaranjem i taj motor će biti opisan u ovom završnom radu.

Dvovratilni obtočni motor s niskim stupnjem obtočnosti sastoji se od 6 osnovnih dijelova: uvodnik, kompresor (niskotlačni i visokotlačni), komora izgaranja, turbina (visokotlačna i niskotlačna), komora naknadnog izgaranja i mlaznik. Slika 3. prikazuje shemu glavnih dijelova.



Slika 3 - Shema glavnih dijelova dvovratilnog mlaznog motora s niskim stupnjem obtočnosti [6]

Hladan zrak ulazi u uvodnik oblika difuzora koji malo povećava tlak i smanjuje brzinu. Zrak prolazi kroz lopatice niskotlačnog kompresora nakon kojeg se jedan dio usmjerava zaobilazno prema komori naknadnog izgaranja, dok drugi dio ide prema visokotlačnom kompresoru. U visokotlačnom kompresoru zrak se dodatno stlači i u komori izgaranja pomiješa s raspršenim gorivom. Smjesa goriva i zraka izgara u komori Izgaranja i jedan dio oslobođene toplinske energije iskoristi se na lopaticama turbine za mehanički rad koji se koristi primarno za zakretanje lopatica kompresora, ali i za rad određenih sustava. S obzirom da se radi o borbenom avionu, zrak koji je preusmjeren s niskotlačnog kompresora pomiješan sa zrakom koji je prethodno zapaljen i iskorišten za zakretanje turbine, nekada nema dovoljno energije da bi se avion ubrzao do recimo nadzvučne brzine i stoga postoji komora naknadnog izgaranja. U komori naknadnog izgaranja, zrak se dodatno miješa sa gorivom i zapali da bi se ubrzao. Produkti izgaranja poslije toga prolaze kroz mlaznik gdje se im se povećava brzina i naposljetku gdje se potencijalna energija pretvara u kinetičku energiju koja se koristi za let.

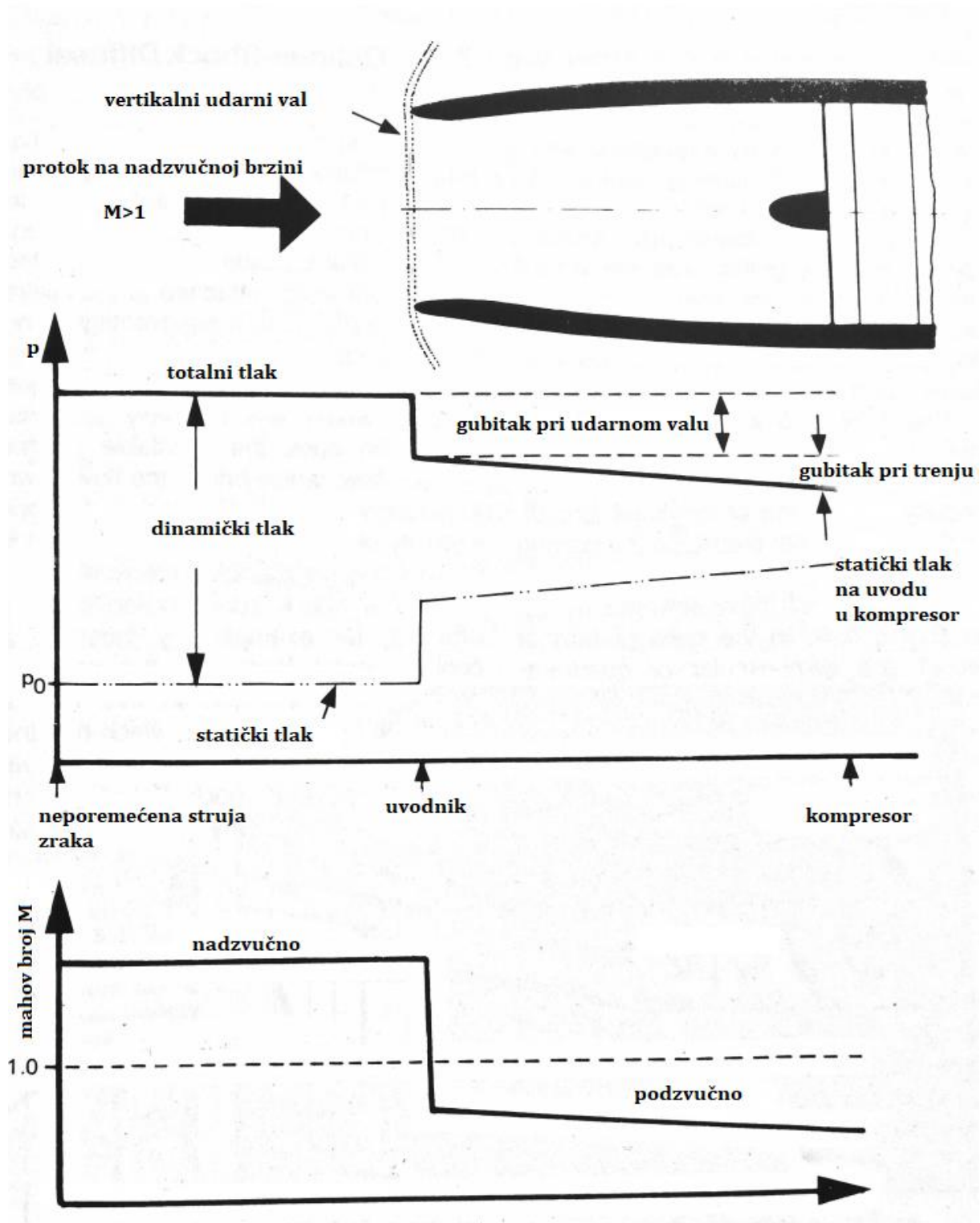
[7]

3.3. Uvodnik

Borbeni zrakoplovi imaju jedan ili dva motora koji su integrirani u sklopu konstrukcije i dovod dovoljne količine zraka, koji je relativno stabilan i pravilno raspoređen jedna je od ključnih stvari koja mora biti osigurana za pravilan rad motora. Veliki problem koji uvodnik borbenog zrakoplova mora svladati je taj da se zrak drukčije ponaša pri podzvučnim i nadzvučnim brzinama i stoga konfiguracija uvelike ovisi o rasponu brzina u kojim avion leti. Borbeni zrakoplovi koji lete na maksimalnim brzinama koja je manja od duple brzine zvuka će stoga imati dosta drukčije, ali i jednostavnije uvodnike nego oni koji mogu postići ili prijeći brzine od dva i pol puta brzine zvuka. Najveća razlika uvodnika je u samoj geometriji i prilagodbi na različitu brzinu.

3.3.1. Pitot uvodnik

Pitot uvodnik predstavlja najjednostavniji oblik uvodnika za borbene zrakoplove i rad mu se može prikazati u fazi podzvučnog i fazi nadzvučnog strujanja. Pri podzvučnom strujanju pitot uvodnik ima funkciju kao normalni difuzor, zrak koji ulazi ubrzava i tlak mu se smanjuje zbog oblika samog uvodnika. Kad nema strujanja zraka odnosno kad je zrakoplov na zemlji i tek kreće s polijetanjem $v=0$, u pitot uvodniku zrak dolazi iz svih smjerova i ima veliki poprečni presjek u odnosu na poprečni presjek samog uvodnika. Kad je zrakoplov na zemlji potrebno je „umjetno“ (pomoću startera) pokrenuti zakretanje lopatica kompresora iz razloga što protok nije dovoljan da bi kompresor sam krenuo raditi. Kako se brzina povećava, povećava se protok zraka i smanjuje mu se poprečni presjeku i efikasnost uvodnika se povećava. Kad se postigne nadzvučna brzina, brzina zraka na ulazu u kompresor mora biti manja od brzine zvuka. Način na koji pitot uvodnik to osigurava je vrlo jednostavan. Okomiti udarni val koji se stvori na brzini $M = 1$, stvara veliki otpor i kao takav sam usporava zrak. Slika 4. prikazuje promjenu tlaka i brzine pri nadzvučnoj brzini u pitot uvodniku. [3]

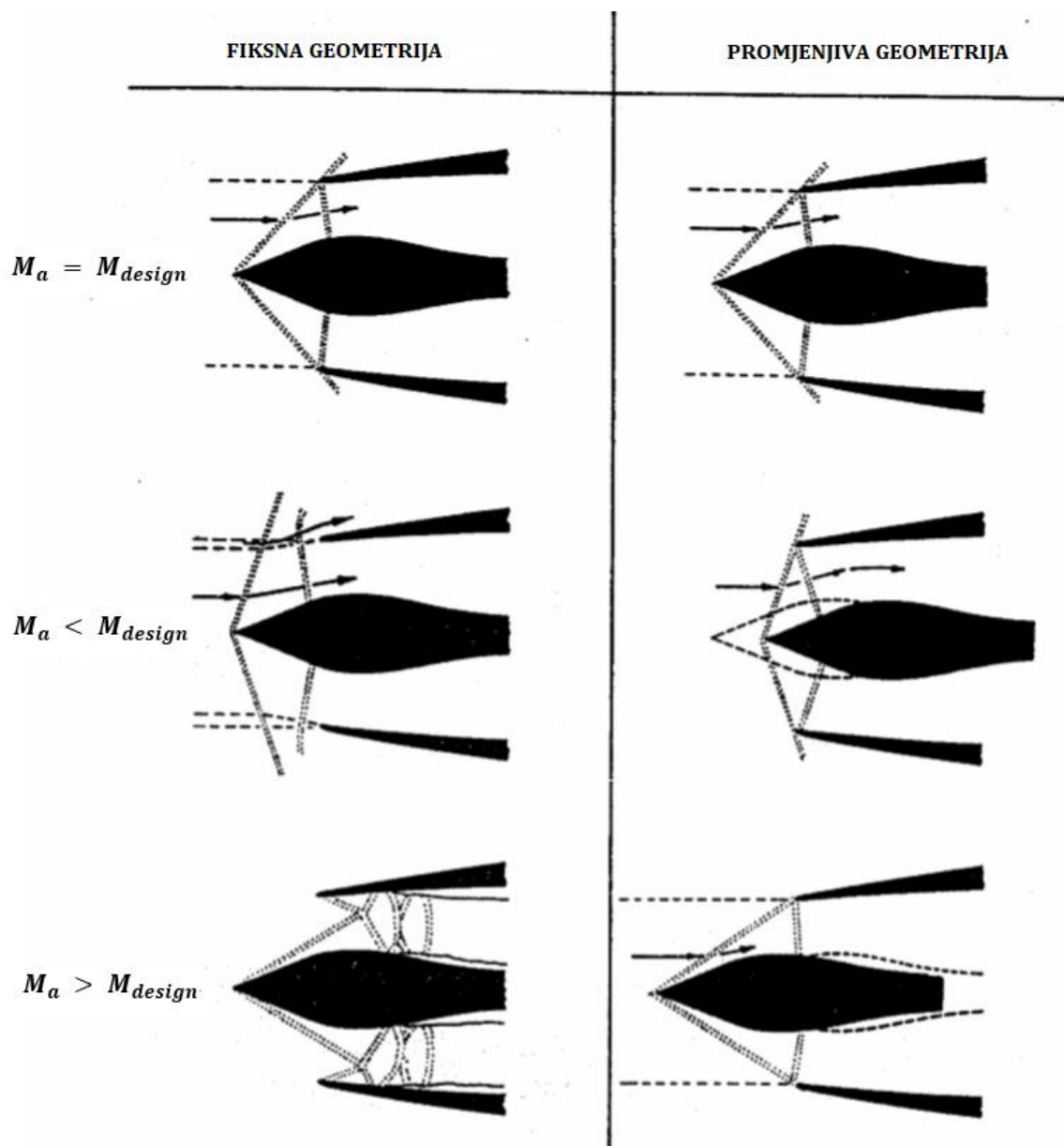


Slika 4 - Promjena tlaka i brzine pri nadzvučnoj brzini u pitot uvodniku [3]

Jednostavnost ovakve vrste uvodnika je i najveća mana iz razloga što povećanjem brzine povećava se i otpor, a time je ograničena maksimalna brzina zrakoplova koja iznosi oko $M=2$. Najpoznatiji moderni zrakoplov koji koristi jednu verziju pitot uvodnika je F-16 čija maksimalna brzina iznosi $M=1.9$.

3.3.2. Konusni uvodnik

S obzirom da pitot uvodnik nije efikasan na velikim brzinama i ima relativno mali plafon brzine, pojavila se potreba za uvodnikom koji bi usporio struju zraka bez da stvaranja prevelikog otpora. Tu se javio konusni uvodnik koji svojim oblikom na ulazu u uvodnik „razbija“ struju zraka i umjesto da se u uvodniku pojavljuju okomiti udarni valovi, stvaraju se kosi. Kosi udarni valovi imaju za posljedicu usporavanje zraka koji treba doći do kompresora bez stvaranja velikog otpora. Postoje dvije izvedbe konusnog (šiljastog) uvodnika, a to su fiksne i promjenjive geometrije. [3]

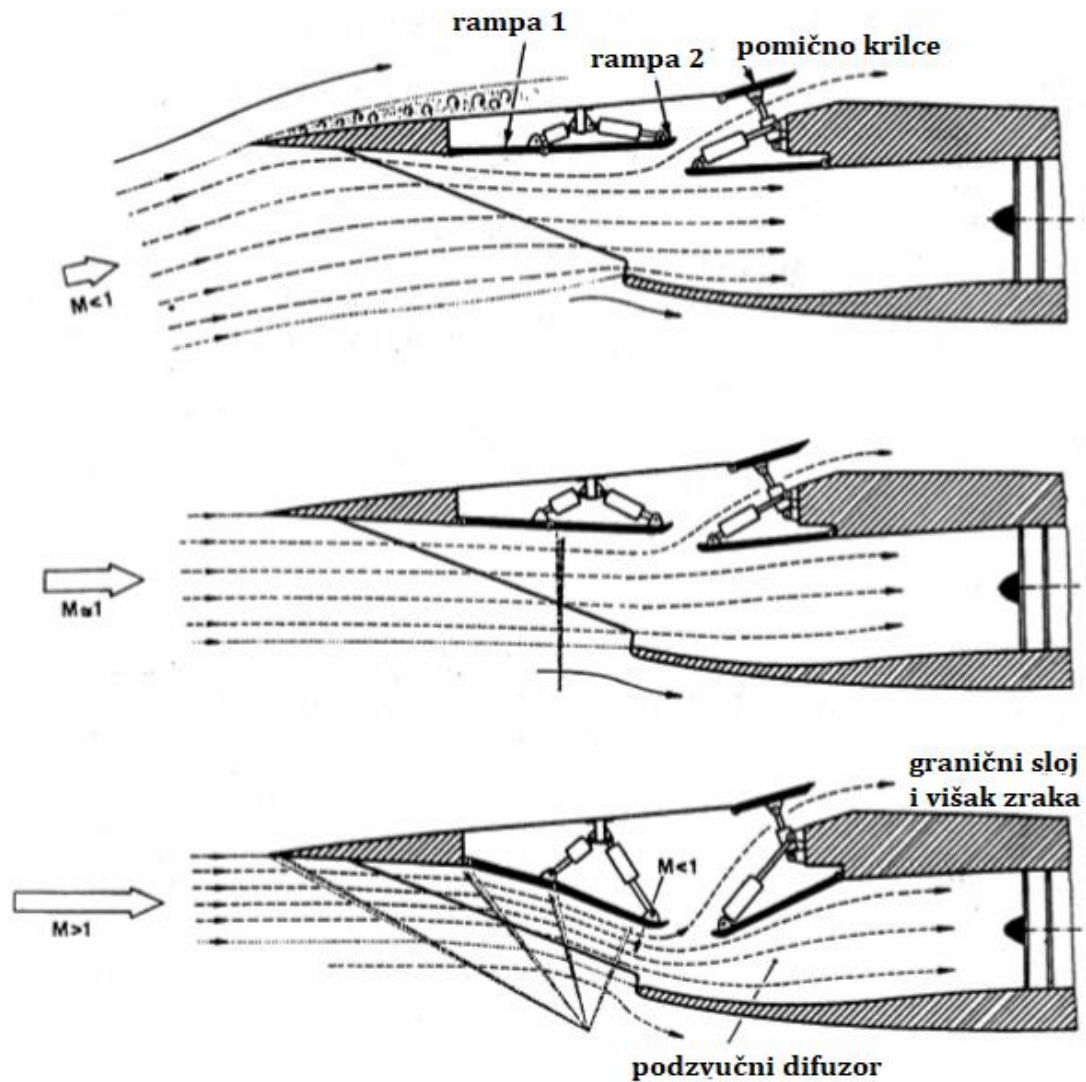


Slika 5 - Konusni uvodnik sa fiksnom i konus sa promjenjivom geometrijom [3]

Konusni uvodnik fiksne geometrije ima prednost što ima malu masu i vrlo je jednostavan za uporabu i instalaciju. Problem kod fiksne geometrije za ovakav tip uvodnika je taj što pri određenim velikim brzinama kosi udarni valovi imaju toliko mali kut da se kreću uz sam šiljak i time udarni valovi koji su okomiti se pomiču unutar samog uvodnika pa stvaraju dodatni otpor. Taj problem je riješen konusom promjenjive geometrije. Pri velikim Mahovim brojevima, šiljak se pomiče naprijed i time sprječava pojavu otpora unutar uvodnika, a pri malim Mahovim brojevima pomiče se u natrag i time povećava protok za bolji rad motora. Slika 5. prikazuje konfiguraciju konusnog uvodnika pri različitim brzinama za konus sa fiksnom i promjenjivom geometrijom. [3]

3.3.3. Ravninski uvodnici

Borbeni zrakoplovi se često nalaze u situacijama i manevrima koji uvodnicima, pogotovo konusnim, stvaraju dosta problema iz razloga što zrak nije simetričan s osi konusa. To dovodi do deformacije strujanja što dovodi rad kompresora do opasne granice pumpanja. Ravninski uvodnici nemaju taj problem, a kose udarne valove stvaraju pomoću rampe koja se kod većih brzina spušta, uz to jedan dio zraka propušta vani. Slika 6. prikazuje primjer jednog ravninskog uvodnika iz zrakoplova F-14. [3]



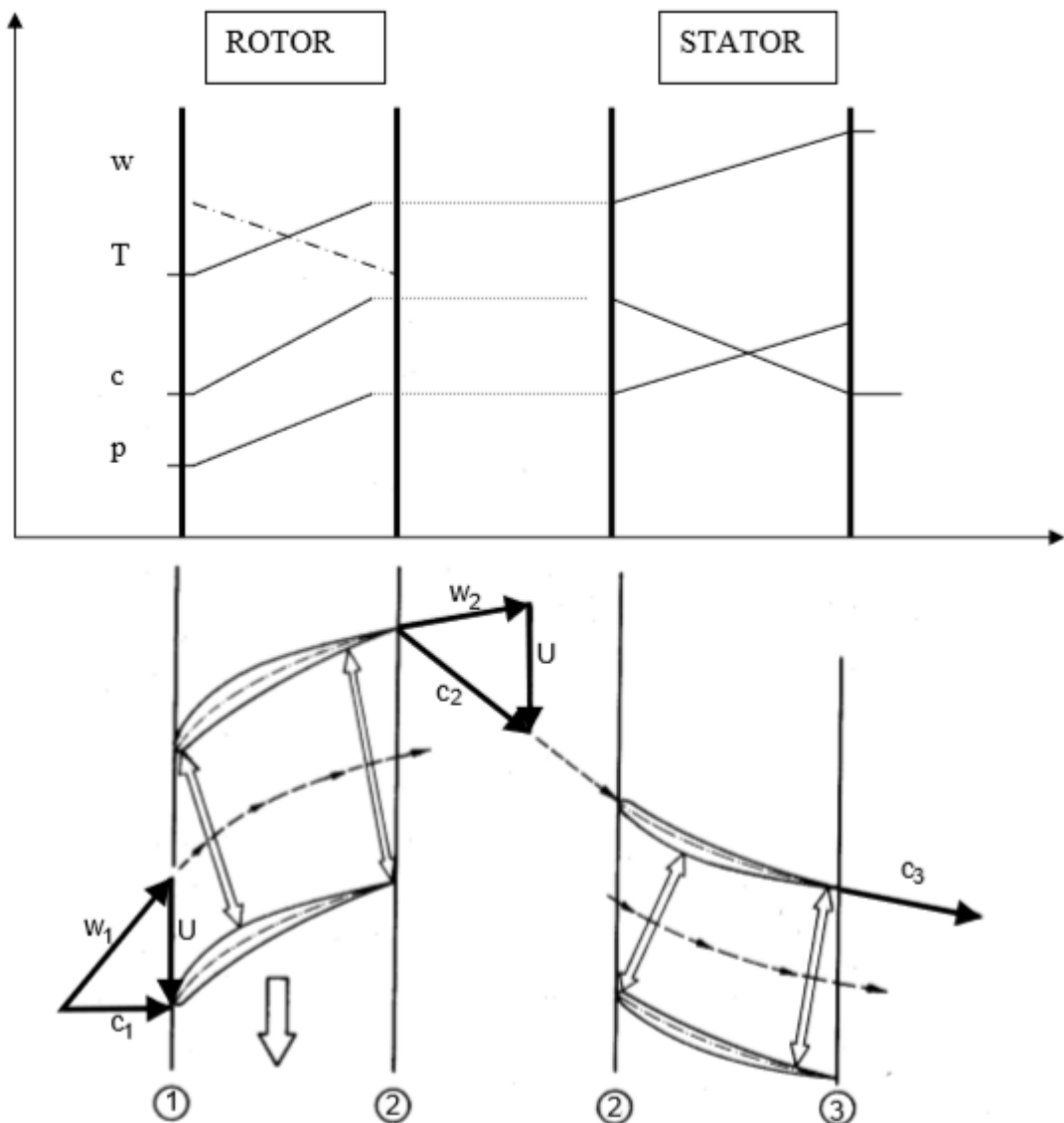
Slika 6 - Ravninski uvodnik [3]

3.4. Kompresor

Primarna zadaća kompresora je da mehaničkim radom poveća tlak na ulazu u komoru izgaranja radi povećanja toplinske iskoristivosti, također kompresor osigurava zrak za pneumatske sustave kao što su „prešerizacija“ kabine i drugo. Svi moderni mlazni motori koriste aksijalni kompresor za tlačjenje zraka. Prednost je u tome što, s obzirom da su svi motori integrirani u sklopu konstrukcije zrakoplova, zrak ide uz duž osi pa nema veliki otklon kao kod radijalnog kompresora, a moguće je ostvariti veliki maseni protok i stupanj kompresije. Zbog relativno malog poprečnog presjeka, aerodinamički otpor je manji. Najveća mana aksijalnih kompresora je ta što su vrlo komplicirani za izraditi i masa im je

velika ukoliko se želi postići dovoljan stupanj povećanja tlaka u odnosu na radijalni kompresor. [7]

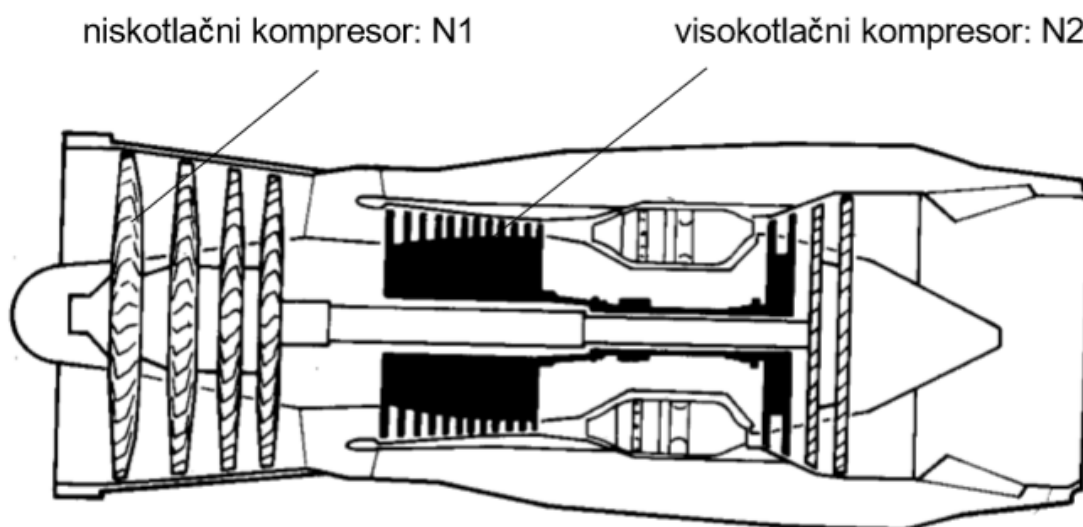
Lopatice rotora i statora kompresora ponašaju se kao mala krilca odnosno njihov presjek je mali aeroprofil i postavljene su tako da je ulazni presjek između ta dva aeroprofila manji od izlaznog (oblik difuzora). Time se dobije efekt povećanja tlaka na stupnju kompresora, razlog zašto postoje rotor i stator je taj što, s obzirom da se povećanjem tlaka difuzorskim oblikom smanjuje brzina, potrebno je na neki način očuvati, i tu uskače rotor gdje se kutnom brzinom zadržava brzina zraka. Slika 7. prikazuje trokut brzina i promjenu parametara kroz jedan stupanj kompresora. [3]



Slika 7 – Promjena parametara kroz jedan stupanj kompresora [7]

Jedan stupanj kompresora treba odraditi što veće povećane statičkog tlaka da bi motor bio što iskoristiviji. Postoje dva osnovna ograničenja pri cilju da se što više poveća statički tlak, a to su odvajanje strujnica zbog negativnog gradijenta tlaka i utjecaj stlačivosti i pojava udarnih valova. Zbog tih ograničenja stupanj povećanja tlaka po jednom stupnju iznosi oko $\pi = 1.2 - 1.3$. Današnji motori imaju ukupni stupanj povećanja tlaka oko 30 pa kompresori uglavnom imaju od 10 do 15 stupnjeva. [7]

Kompresori modernih mlaznih motora za borbene zrakoplove uglavnom su izvedeni u obliku dvovratilnih kompresora. Oni omogućuju da se jedan dio kompresora, niskotlačni dio, vrti jednom brzinom, a drugi, visokotlačni, drugom. Time brzina vrtnje nije ograničena pojavom Machovog kritičnog broja na prvim stupnjevima kompresije, a i na stražnjim stupnjevima tada nema problema iz razloga što zbog povećanja temperature, lokalni Machov kritični broj je manji. Slika 8. prikazuje skicu dvovratilnog mlaznog motora.



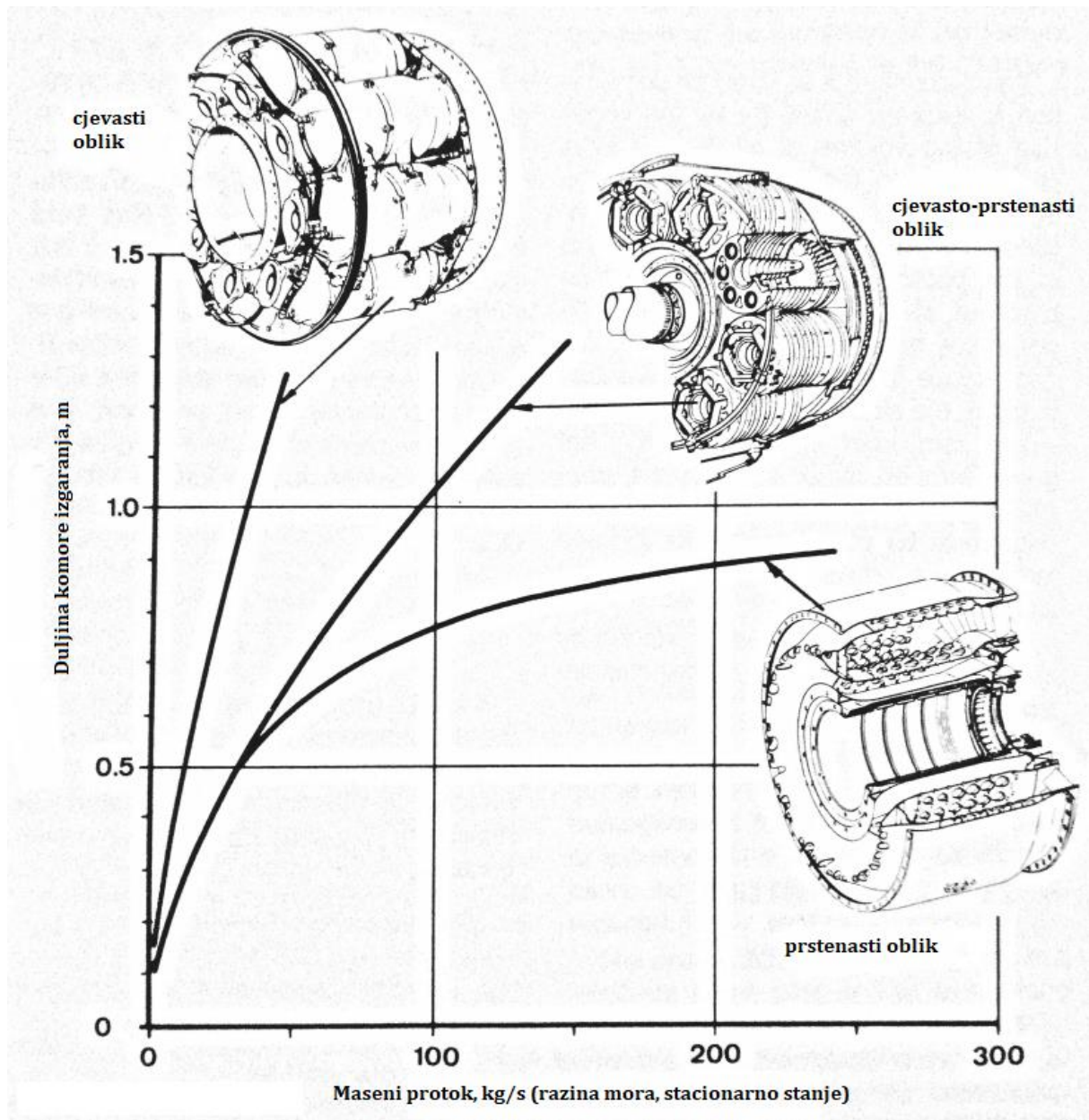
Slika 8 – Dvovratilni mlazni motor s niskim stupnjem obtočnosti [6]

Najnoviji kompresori za mlazne motore znaju biti izvedeni sa tri stupnja kompresije što daje dodatnu mogućnost kontrole temperature motoru. Uz to izvedba motora sa kontra-rotirajućim visokotlačnim kompresorom koji daje aerodinamičku efikasnost je nešto na čemu se puno radi. Što se tiče materijala za izradu kompresora, koriste se većinom za visoke stupnjeve kompresije, nikal-krom legure koje dobro podnose visoku temperaturu i titana koji ima malu gustoću i veliku čvrstoću te dobro podnosi naprezanja.

3.5. Komora izgaranja

U komori izgaranja stlačeni zrak koji je došao iz kompresora miješa se sa raspršenim gorivom i potom zapali tako da bi se kemijska energija pretvorila u toplinsku energiju izgaranja koja se kasnije troši za rad turbine i pogon zrakoplova. Komora izgaranja podlegnuta je velikim opterećenjima iz razloga što temperatura zapaljenog zraka može doseći i do 2400 K sa tlakom koji je nešto manji od 30 bara. Zbog toga konstruiranje izdržljive, pouzdane i efektivne komore izgaranja jedan je od glavnih zadataka pri izradi motora. Komora izgaranja može se podijeliti u dvije zone, zona gorenja i zona hlađenja. U zoni gorenja, zrak koji dolazi iz kompresora se prvo usporava iz razloga što dolazi brzinom od oko 150 m/s i kao takav je pre brz za proces gorenja. Zrak se usporava na način da se napravi perforirani ulaz u komoru izgaranja i da se prvi dio komore izgaranja konstruira kao difuzor. Uz to u tom dijelu jedan dio zraka se odvaja na vanjski dio komore da bi hladio plamenu cijev i da bi se kasnije pomiješao s produktima izgaranja te smanjio temperaturu ispušnih plinova. Primarna struja zraka odnosno ona koja ulazi u samu komoru i tu sa raspršenim gorivom izgara. Struja ulazi u zonu hlađenja gdje miješa se sa prethodno odvojenim zrakom. U zoni hlađenja završava se proces izgaranja i temperatura se snižava tako da bi mogla doći do sljedeće faze koja se odvija u turbini. Postoje tri vrste komore izgaranja, a to su: prstenasta, cjevasta i cjevasto-prstenasta. Cjevasta konstrukcija komore izgaranja najčešće je bila kod starijih tipova motora. Zasebne komore imale su svoj dotok zraka i svjeće, a bile su smještene u krug oko osi motora. Mana ovakve vrste komore je u tome što je bio mali maseni protok, relativno velika duljina i loša iskoristivost prostora. Prednost je lako održavanje iz razloga što se svaka komora mogla posebno odvojiti i zamijeniti. Cjevasto prstenasta komora izgaranja je najkorišteniji tip iz razloga što individualne komore za izgaranje međusobno su povezane tako da dijele sekundarni zrak dok primarni zrak za sagorijevanje ide u zasebnim komorama. Ovaj tip predstavlja dobru iskoristivost prostora i dobar maseni protok zajedno s dobrom mehaničkom stabilnošću dizajna. Prstenasti oblik komore izgaranja je najiskoristiviji oblik s obzirom na volumen motora, smanjena je ukupna duljina, a najveća mana je u tome što kod bilo kakvog kvara ili oštećenja, potrebno je rastaviti cijeli motor za popravak. Ovaj oblik komore koristi se u svim najmodernijim mlaznim motorima. Slika 9. prikazuje izgled i utjecaj pojedine vrste komore izgaranja na ukupni duljinu i maseni protok. S obzirom na visoku temperaturu unutar komore izgaranja, za izradu se koriste uglavnom legure

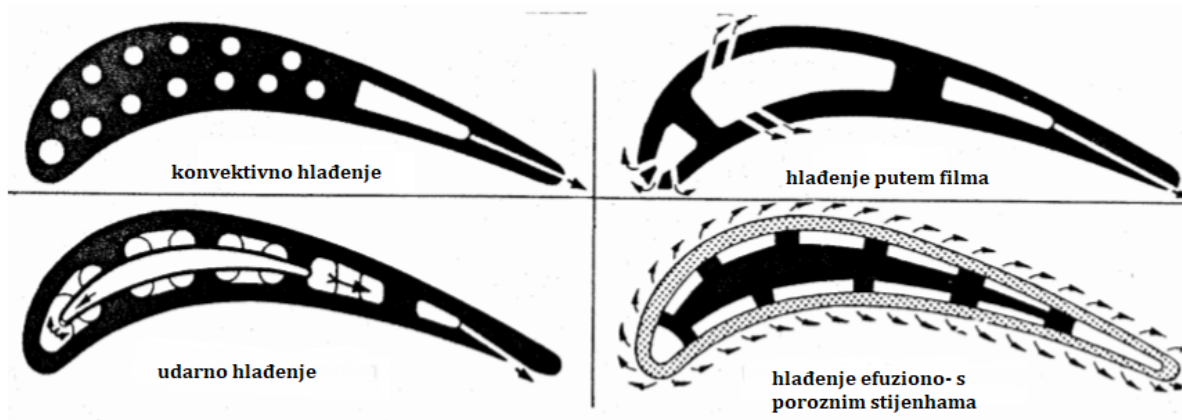
Nikl-kroma koje imaju dobra mehanička svojstva na visokoj temperaturi, otporni su na plinsku koroziju i vrlo su stabilni prilikom promjena temperatura. [3]



Slika 9 – Vrste komore izgaranja i utjecaj na maseni protok i duljinu [3]

3.6. Turbina

Zadaća turbine je pogon kompresora i pomoćnih uređaja, pumpi, generatora, itd. Turbina predstavlja najkritičniji komponentu motora zbog mehaničkih i toplinskih opterećenja koje mora podnijeti, pogotovo kod mlaznih motora borbenog zrakoplova zbog temperatura koje je potrebno postići u režimima maksimalnog potiska. Princip rada turbine je skoro jednak principu rada kompresora samo što turbina koristi energiju ispušnih plinova da bi stvorila mehanički moment. Turbine su bez iznimke u svim zrakoplovima aksijalnog tipa zbog velikog masenog protoka. Može se slobodno reći da snaga motora ovisi o turbini odnosno o temperaturi koju produkti izgaranja imaju na ulazu u turbini to govori činjenica da povećanjem temperature s 1600 K na 1850 K povećava specifični potisak za čak 40%. Zbog istih razloga pri razvijanju turbina za mlazne motore težilo se pronalasku novih materijala za izradu lopatica turbine i posebnih načina hlađenja. Lopatice turbine se mogu hladiti na četiri načina: konvektivno, udarno, putem filma i efuziono-s poroznim stijenkama. Konvektivno hlađenje je najjednostavnija vrsta hlađenja gdje se u lopaticu upuhuje hladan zrak, posebne vodovi unutar lopatice su dizajnirani za tu svrhu. Udarne vrste hlađenja je slična kao i konvektivna samo što se zrak upuhuje na vanjsku stijenku, posljedica tome je intenzivnije i bolje hlađenje lopatice. Kod hlađenja filmom, hladan zrak koji se upuhuje unutar lopatice, izlazi na male otvore i stvara tanki sloj hladnog zraka oko lopatice što sprječava pregrijavanje. Ovom metodom se mogu kontrolirati temperature do 1800 Kelvina. Najveće temperature, čak do 2000 Kelvina, lopatica turbine podnosi kad se hladi efuziono-s poroznim stijenkama. Ovom metodom zrak za hlađenje konstantno izlazi kroz pore na lopatici i oko same lopatice postavljen je hladni omotač. Slika 10. prikazuje metode hlađenja turbina lopatica. [3]



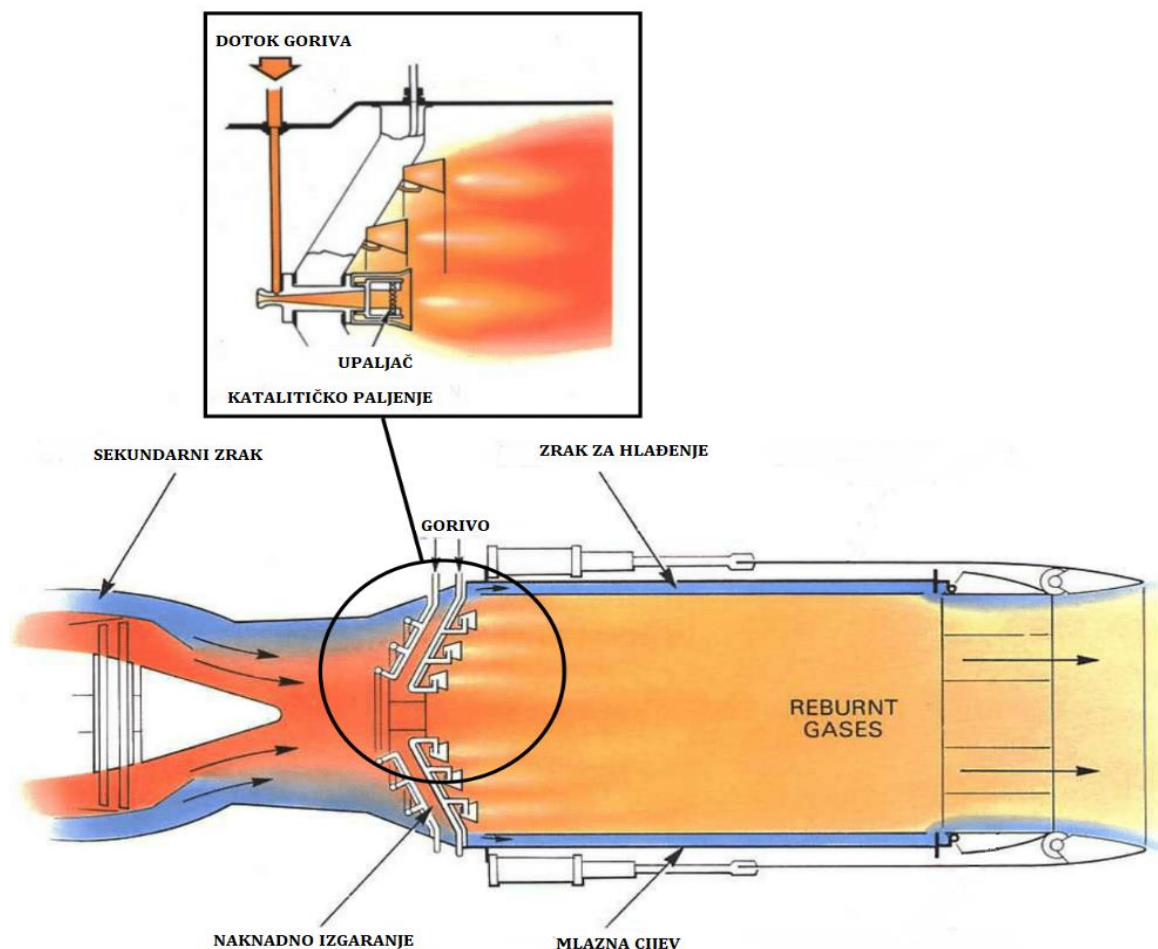
Slika 10 – Metode hlađenja lopatica turbine [3]

Kako je prethodno navedeno turbina je najkritičniji dio i samo hlađenje nije dovoljno da lopatice podnesu visoke temperature. Stoga se lopatice izrađuju lijevanjem posebno legiranih čelika. Uz to osim temperature, zbog centrifugalne sile, lopatice su izložene istezanju pa se većina njih radi i od materijala na bazi nikla koji ima dobru otpornost na puzanje. Otpornost na puzanje se može postići i strukturiranjem kristala u smjeru istezanja čime lopatica dobiva na čvrstoći. Najnovija generacija takvih lopatica mogu raditi na temperaturama od 1100 °C. Za sprječavanja oksidacije i korozije, lopatice se mogu dodatno pokriti prevlakama koje su većinom na bazi keramike. [7]

3.7. Komora naknadnog izgaranja

S obzirom na potrebe borbenog zrakoplova za većom brzinom i manevrabilnosti koji direktno ovise o potisku, osmišljen je način kako zrak dodatno zagrijati i time ubrzati. Komora naknadnog izgaranja je kao što ime navodi dodatna komora koja se nalazi nakon turbine i u kojoj se zrak, sa preostalim kisikom za izgaranje, dodatno brizga gorivom i zapali. Komora dodatnog izgaranja ima ograničeno vrijeme rada zbog vrlo velike potrošnje goriva i velikih temperatura. Slika 11. prikazuje komponente sustava komore za naknadno izgaranje. Da bi mogla podnijeti velike temperature, komora naknadnog izgaranja je uglavnom izrađena od super-legura koji su dodatno obloženi slojem keramike koje dodatno štiti sekundarni zrak. [6]

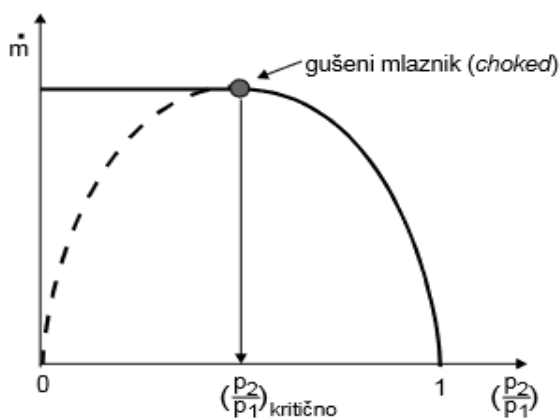
Potisak u režimu rada motora s naknadnim izgaranjem se povećava za 50-70 %, ali se i specifična potrošnja goriva poveća za oko 60% jer se naknadno izgaranje obavlja pri manjim stupnjevima povećanka tlaka, te se time proces odvija s manjim stupnjevima iskoristivosti.



Slika 11 – Komora naknadnog izgaranja [8]

3.8. Mlaznik

Mlaznik služi za pretvaranje potencijalne energije ispušnih plinova u kinetičku energiju potrebnu za let zrakoplova. S obzirom da potisak motora ovisi o razlici brzine zraka na ulazu i brzine ispušnih plinova na izlazu iz motora, povećanjem brzine ispušnih plinova povećava se i potisak. Iz Bernoullijeve jednadžbe znamo da ukupni tlak u fluidu u gibanju je veći što je brzina strujanja manja, a brzina strujanja je veća što je poprečni presjek fluida u odnosu na neku ravninu manji. Kod mlaznih motora, s obzirom da je zrak fluid, također vrijedi isti zakon do određene granice. Naime na ulazu u mlaznik može se uvijek pretpostaviti da je podzvučna brzina, i prema tome da bi se postigao potisak zrak se mora ubrzati. Ako izlazna brzina ne treba



Slika 12 – Gušeni mlaznik [3]

prijeći brzinu zvuka onda konvergentni mlaznik je sasvim dovoljno rješenje, samim suženjem presjeka zrak se ubrza. No ukoliko se treba postići nadzvučna brzina nailazi se na problem. Najveći maseni protok se postiže kada je odnos tlakova na ulazu i na ispuhu jednak i to se zove kritični odnos. [7]

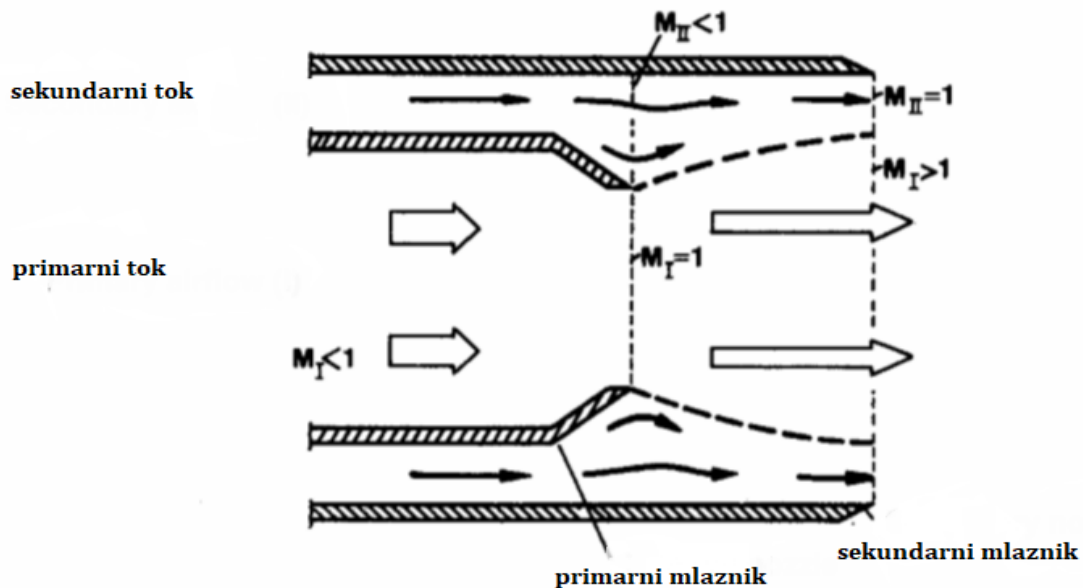
Kod tog kritičnog odnosa tlakova, postiže se maksimalna brzina na izlazu iz mlaznika koja je jednaka lokalnoj brzini zvuka i takav mlaznik zovemo gušeni. Svako dodatno suženje smanjilo bi maseni protok, a time i brzinu, Slika 12.

Ukoliko želimo postići brzinu ispušnih plinova koja ide iznad brzine zvuka potrebno je dva uvjeta zadovoljiti, a to su:

- TLAK u kritičnoj točki, gdje ima lokalnu brzinu zvuka, mora biti veći od okolinskog tlaka u kojem je izlazni mlaz, samo u tom slučaju je moguće ubrzanje do nadzvučne brzine
- Zrak mora prvo proći kroz konvergentni dio mlaznice u kojoj dostiže brzinu zvuka, a potom mora doći u divergentni dio gdje se po dolasku nadzvučne brzine događa ekspanzija plina do okolnog tlaka što rezultira povećanje brzine mlaza

Iz ovih uvjeta iznikla je ideja konvergentno-divergentne mlaznice, koja se sastoji od primarnog konvergentnog mlaznika koji je koncentrično okružen kanalom sekundarnog većeg mlaznika.

Primarni tok zraka koji predstavlja mlaz za let zrakoplova postiže maksimalnu brzinu odnosno brzinu zvuka na samom kraju primarne mlaznice (najužem dijelu). Nakon prolaska kroz prvi dio mlaz nastavlja s ekspanzijom zbog velikog tlaka i prelazi u nadzvučnu brzinu. Sekundarni tok zraka postavljen je na „rubove“ primarnog mlaza i cilj mu je da zadrži, usmjeri i osigura stabilno ubrzanje do nadzvučne brzine. [3]

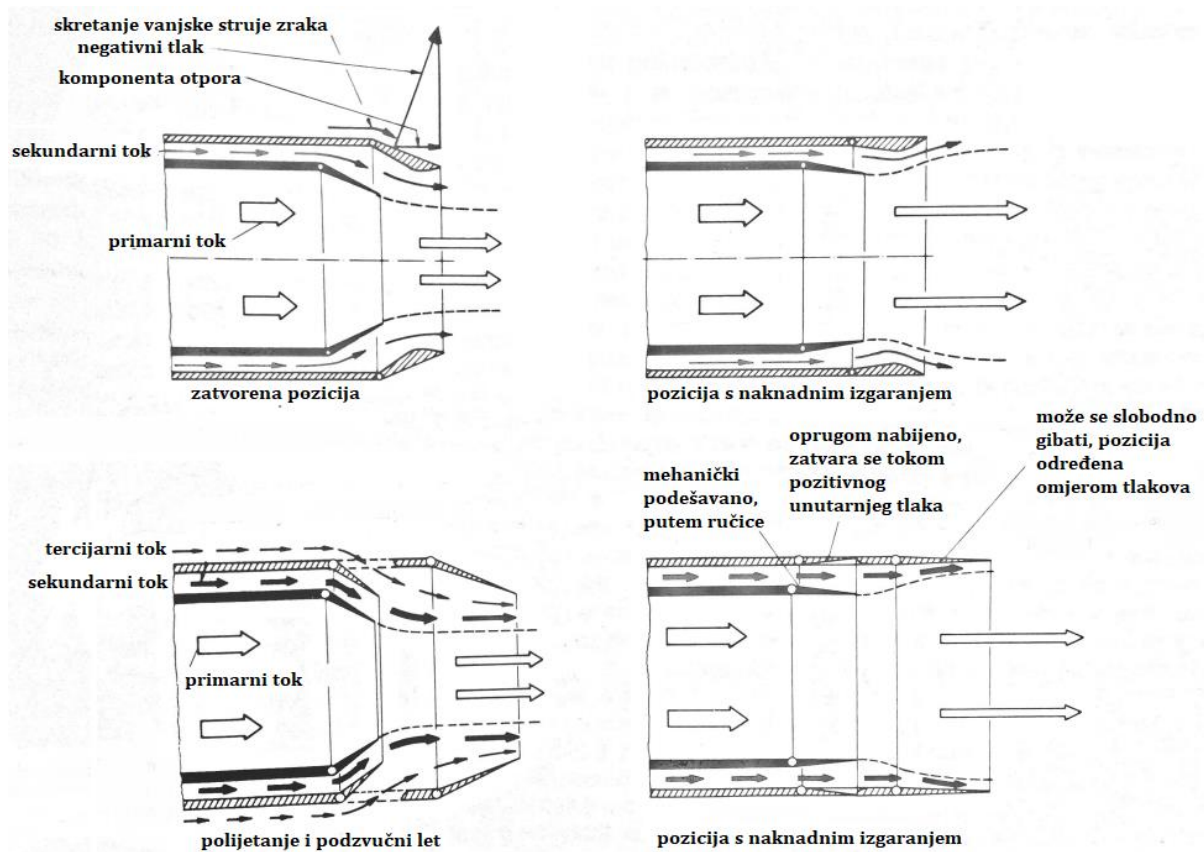


Slika 13 – Konvergentno-divergentni mlaznik sa fiksnom geometrijom [3]

Bez njega, primarni zrak bi se zbog velikog tlaka jednostavno ekspandirao do tlaka okoline, s mogućom pojavom prekomjerne ekspanzije (eng. overexpansion) koja rezultira u velikim gubitcima i manjim potiskom. Uz to sekundarni zrak predstavlja izolaciju za rubove mlaznika. Slika 13. prikazuje princip rada konvergentno-divergentnog mlaznika.

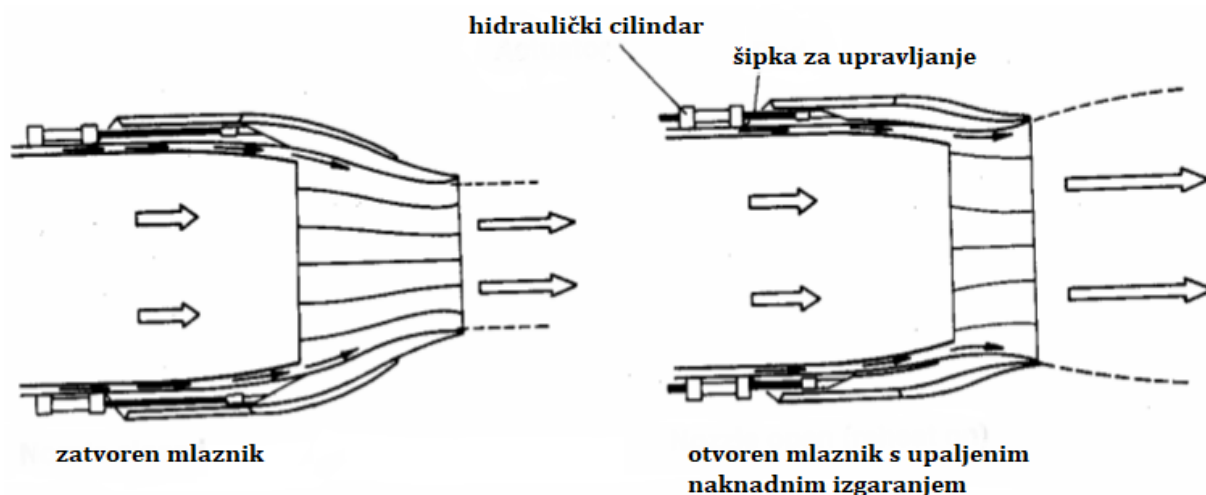
Postoji više izvedbi ovakvog mlaznika. Najjednostavnija vrsta, prikazana na Slici 12. je konvergentno-divergentni mlaznik na pneumatskom principu s fiksnom geometrijom.

Malo kompliciranija, ali i efikasnija izvedba je konvergentno-divergentni mlaznik na pneumatskom principu s promjenjivom geometrijom. Ovaj tip omogućuje promjenu površine mlaznice tako da se prilagodi režimu leta. Mana je u tome što je potrebna veća masa za izradu i potrebno je dosta sekundarnog zraka što povećava otpor. Napredniji oblik ovakvog mlaznika ima dodatna vrata za usis tercijarnog zraka pri manjim brzinama, kad je tlak unutar motora manji, da bi se smanjio otpor. Ta vrata se zatvaraju pri nadzvučnim brzinama. Slika 14. prikazuje princip rada prethodno navedenih mlaznika. [3]



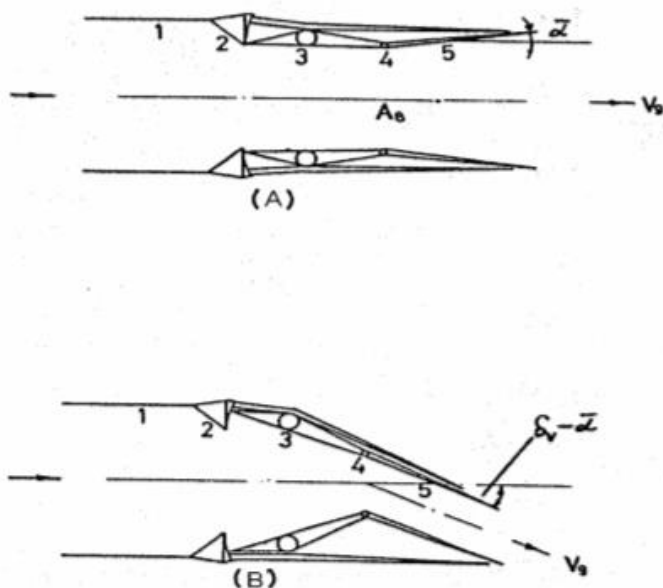
Slika 14 – (gore) konvergentno-divergentni mlaznik s promjenjivom geometrijom,
 (dolje) konvergentno-divergentni mlaznik s promjenjivom geometrijom i tercijarnim zrakom [3]

Mehanički najkompliciraniji za izraditi, ali i najefikasniji je takozvani *iris* mlaznik. Kod ovakvog tipa hidraulički, preko šipki, se kontrolira raspored individualnih segmenata samog mlaznika što pomaže pri smanjenju skokova negativnog tlaka na izlazu (koja se događala kod prethodnih tipova, to stvara dodatni otpor u podzvučnim brzinama) i osigurava nesmetan protok bez separacija uzduž rubova mlaznika. Slika 15. prikazuje *iris* mlaznik. [3]



Slika 15 – Iris mlaznik [3]

Postoji još jedna nadogradnja postojećeg mlaznika koja omogućuje upravljanje smjera ispuha mlaznika što daje zrakoplovu iznimnu manevarabilnost, vektorski potisak. Vektorska kontrola potiska omogućuje kod dvomotornih zrakoplova okretanje oko dvije osi, a kod dvomotornih zrakoplova oko tri osi. Da bi se naglasio manevarski benefit vektorskog potiska,



Slika 16 - Vektorski potisak [3]

u ekstremnim slučajevima moguće je kompletna direkionalna kontrola zrakoplova bez uporabe konvencionalnih manevarskih površina (krilca, kormilo pravca/dubine). Uz to vektorski potisak je dio sustava za kratko vertikalno polijetanje i slijetanje koji će biti objašnjen kasnije. Slika 16. prikazuje primjer vektorskog potiska. [3]

3.9. Sustavi za mlazne motore borbenih zrakoplova

3.9.1. Pomoćni pogonski sustav (Auxiliary Power Unit – APU)

APU omogućuje zrakoplovu potpunu autonomnost u radu, bez potrebe za sustavima na zemlji. Sastoji se od vratilo-mlaznog motora koji pogoni generator za napajanje elektroničkog sustava zrakoplova, kompresor koji osigurava stlačeni zrak za potrebe pokretanja motora, te zrak za klimatizaciju zrakoplova. APU se u starijim borbenim zrakoplovima nije koristio jer je predstavljao nepotrebnu masu, ali u najmodernijim borbenim zrakoplovima je obvezan zbog prednosti koje samostalnost daje. [7]

3.9.2. Sustav za napajanje gorivom

Cilj sustava za napajanje gorivom je da konstantno i sa dovoljnom količinom goriva opskrbljuje motor za optimalan rad. Rad ovog sustava opisat će se preko glavnih komponenti.

Spremnici za gorivo modernih mlaznih zrakoplova su unutar zrakoplova, integrirani u krilima i trupu, ali je moguće ugraditi i vanjske spremnike ukoliko ima potrebe za većom količinom goriva. Gorivo je uglavnom moguće puniti kroz samo jedan priključak koji se nalazi ispod krila ili trupa i većinom se ne puni do maksimalnog kapaciteta već tehničko osoblje odredi količinu i zabilježi kad i koliko je potrebno dopuniti. Tijekom punjenja goriva velike količine zraka trebaju se brzo skloniti iz razloga što se je gorivo pod tlakom da se ubrza proces. Stoga postoje posebni ventilski sustavi da spriječe pucanje spremnika, uz to ventilski sustav dopušta zraku da uđe ili izađe prilikom promjene visine iz istog razloga.

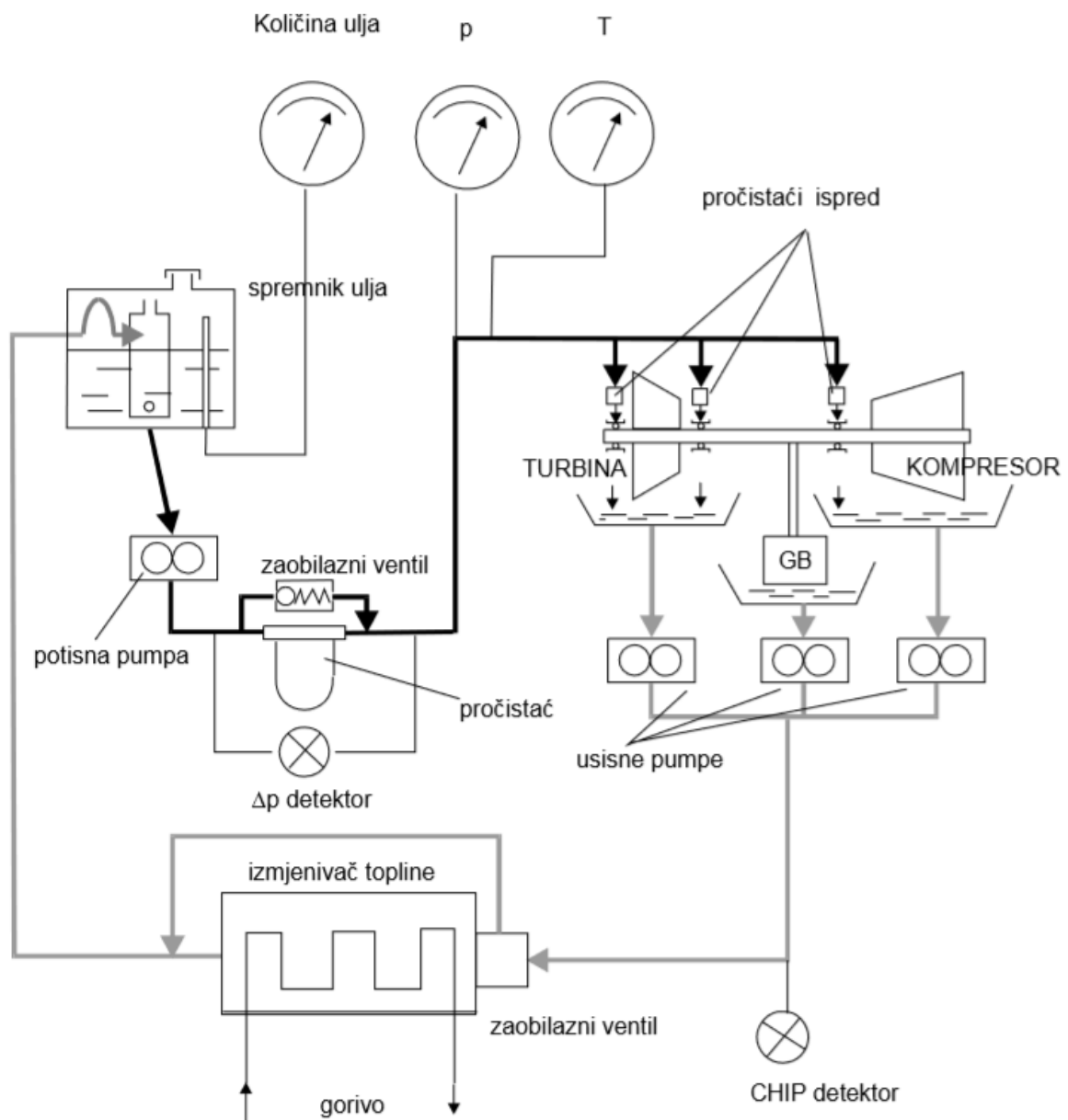
Gorivne pumpe su potrebne da potiskuju gorivo unutar sustava, između spremnika, da dovode gorivo do motora i da osiguraju konstantan i jednolik protok. Postoji nekoliko vrsti pumpi za gorivo. Postoji više vrsti pumpi za gorivo unutar sustava za napajanje. Glavne crpke koje su pokretane motorom su niskotlačna i visokotlačna crpka. Niskotlačna crpka je izvedena u obliku centrifugalne crpke i provodi gorivo na tlaku od 3 bara kroz sustav. Visokotlačna gorivna pumpa služi za dovod goriva pod tlakom do 100 bara u motor i izvedena je uglavnom u obliku zupčaničke ili rotaciono-klipne. [4]

Posebni sustav koji borbeni zrakoplovi moraju imati unutar gorivnog sustava su spremnici posebno napravljeni tako da mogu podnijeti let na leđima i komplicirane

manevre, i uz to situacije u kojima se može dogoditi da su pogođeni, a da ne cure. Ti spremnici za gorivo su napravljeni od ojačane tkanine i nekoliko slojeva gume koja se skuplja kako se gorivo troši i time izbjegava nakupljanje zraka, tako da se gorivo može crpiti u svim situacijama, uz to ti spremnici se sami „zacjeljuju“ ukoliko uh se pogodi, zbog posebnog materijala od kojih su načinjeni.

3.9.3. Sustav za podmazivanje

Sustav za podmazivanje služi da bi se svi elementi kojima je potrebno podmazali, ohladili, očistili od produkata trošenja i zaštita od korozije. Princip rada je vrlo jednostavan, ulje koje se nalazi u spremniku, preko pumpe i pročištača ide u motor te podmazuje potrebne dijelove, ukoliko je pročištač začepljen postoji zaobilazni ventil. Ulje koje prođe kroz motor sakuplja se preko posebnih sakupljača i preko usisnih pumpi gura nazad u spremnik. Na putu do spremnika ulje, ukoliko je ima veću temperaturu, izmjenjuje toplinu s gorivom (hladi se). [7] Slika 17. prikazuje sustav za podmazivanje. Za borbeni zrakoplov, sustav za podmazivanje je najkritičniji prilikom izvođenja bilo kakvih manevara i on ograničava kod većine zrakoplova duljinu trajanja npr. leđnog leta ili konstantnog opterećenja. Razlog tome je što sustav kao što je prikazan na slici može određeno vrijeme napajati sustav sa dovoljnom količinom ulja prije zaribavanja motora, stoga je u priručniku za zrakoplov dan iznos tlaka ulja koji mora biti zadovoljen pri radu motora u svim režimima.

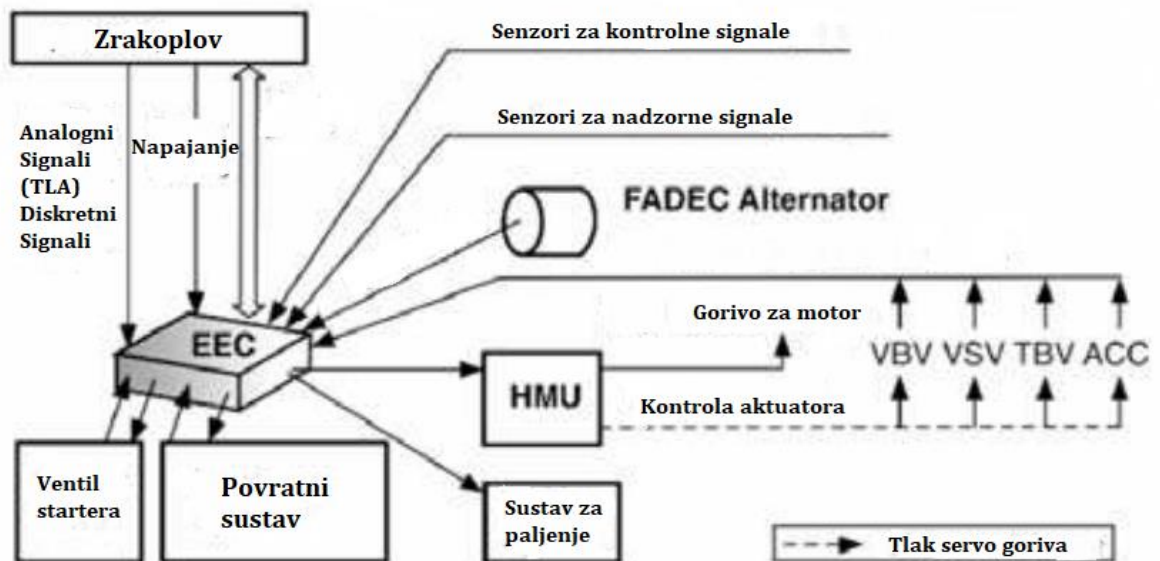


Slika 17 – Sustav za podmazivanje mlaznog motora [7]

Nadzor sustava obavlja se preko instrumenata za tlak ulja, temperaturu ulja, količinu ulja u spremniku, pada tlaka na pročistaču i detektora opiljaka na chip detektoru koji služi za detekciju metalnih opiljaka koji ukazuju na preveliko trošenje motora. Za što manje gubitke ulja u motoru koristi se sustav prešerizacije ležaja. [7]

3.9.4. FADEC sustav

Dok su se zrakoplovi starijih generacija oslanjali na mehanički ili nekakav oblik jednostavnog elektroničkog načina kontrole i upravljanja parametrima motora, 4. i 5. generacija borbenih zrakoplova koristi FADEC ili *Full authority digital engine control*. FADEC je sustav koji se sastoji od digitalnog kompjutara odnosno elektronskog upravljača koji je vezan za kontrolu svih aspekata performansi motora. FADEC ima potpunu kontrolu nad parametrima motora bez načina da se ručno premosti, što znači ako FADEC se pokvari, kvari se i motor. FADEC radi na način da prima sve parametre rada motora kao što su tlak i temperatura goriva, protok goriva, broj okretaja niskotlačnog i visokotlačnog kompresora i druge u elektronskom obliku te ih on obradi i podesi promjenu ukoliko je potrebna. Cilj FADEC-a je da „izvuče“ optimalne performanse iz motora za danu situaciju. Slika 18. prikazuje arhitekturu jedne izvedbe FADEC sustava u borbenim zrakoplovima sa centraliziranim razmještajem servo ventila unutar HMU (*Hydro-Mechanical Unit* – elektronska kontrola protoka goriva). [9]



Slika 18 - FADEC sustav [9]

3.10. Održavanje i resursi mlaznog motora borbenog zrakoplova

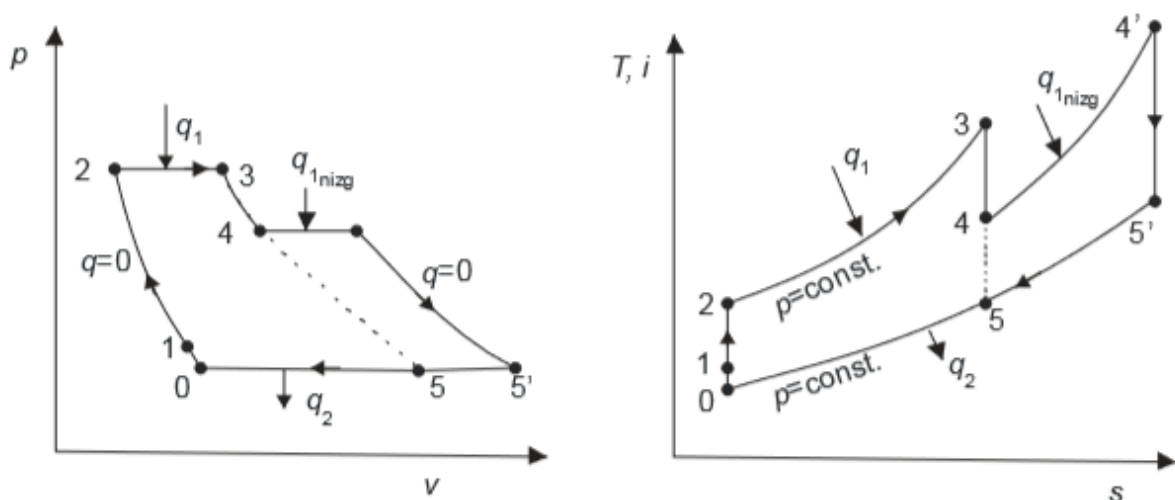
Prvi mlazni motori bili su vrlo skupi za održavanje i imali su mali životni vijek iz razloga što su bili konstantno podvrgnuti opterećenjima, a materijali od kojih su bili napravljeni nisu bili vrlo pouzdani ni izdržljivi, tako su npr. General Electric J47 i Allison J 33 imali remont nakon samo 225 do 250 sati uporabe. Kako je napredovala tehnologija napredovao je i način izrade i održavanja mlaznih motora. Prvi, može se reći značajniji, životni vijek pojavio se sa 4. generacijom zrakoplova kao što su F-16 i Mig-29 koji su imali motore sa 2500 sati rada prije prvog remonta (eng. *Time before overhaul* – TBO). Kasnija 4. generacija donosi sa sobom pojavu novih materijala i načina izrade te produžuje životni vijek motora do čak 4000 sati. Zbog smanjenja količine proizvodnje aviona i povećanja cijene razvoja samog motora, proizvođači su postrožili razvitak samog motora i ulažu sve u to da motor bude što jeftiniji za održavati, time raste cijena inicijalne kupnje motora zbog posebnih dijelova, legura i materijala od kojih je motor napravljen, ali se korisnicima puno više isplati. Peta generacija ima motore sa oko 6000 TBO. [7]

4. PERFORMANSE MLAZNIH MOTORA ZA BORBENE ZRAKOPLOVE

Praćenje performansi mlaznog motora vrlo je važna komponenta pri konstrukciji i eksploataciji. Modernom tehnologijom omogućeno je praćenje svih parametara i time pravilno održavanje, produženje radnog vijeka i najbolja moguća iskoristivost samog motora. Kod borbenih zrakoplova vrlo je važno praćenje performansi iz razloga što se od njih traži da rade na većem broju okretaja u određenim situacijama na primjer pri slijetanju ili nadzvučnom letu.

4.1. Idealni ciklus

Idealni termodinamički ciklus mlaznog motora temelji se na Braytonovom ciklusu koji pokazuje efikasnost pretvorbe toplinske energije u korisnu energiju za pogon zrakoplova. Na slici 19. je prikazan p-v i T-s dijagram za termodinamički proces s naknadnim izgaranjem



Slika 19 – Idealni ciklus mlaznog motora s dodatnim izgaranjem [7]

Opis procesa:

0-1 komprimiranje radne tvari u uvodniku

1-2 komprimiranje radne tvari u kompresoru

2-3 izgaranje goriva u komori izgaranja

3-4 ekspanzija radne tvari u turbini

4-4' izgaranje goriva u komori naknadnog izgaranja

4'-5' ekspanzija u mlazniku

5'-5-0 predavanje topline okolini, hlađenje produkata izgaranja

4.2. Rad mlaznog motora

Za idealni mlazni motor rad koji se dobiva na turbini je jednak radu kompresora, a procesi u uvodniku, kompresoru, turbini i mlazniku su izentropski. Za realni ciklus, gubitci koji su povezani s kompresorom, turbinom, uvodnikom i mlaznikom se trebaju uzeti u obzir. Tako da u stabilnom radu, rad turbine i kompresora treba bit jednak i bilo kakva razlika u tim parametrima dovodi motor do nestabilnog načina rada.

4.3. Parametri performansi

4.3.1. Potisak

Potisak je sila za pogon zrakoplova i u mlaznom motoru predstavlja promjenu impulsnog protoka na ulazu i motor (na ulazu u uvodnik) i na izlazu iz motora (na izlazu iz mlaznika):

$$\vec{F} = \Delta \vec{I} = \vec{I}_2 - \vec{I}_1$$

Impulsni protok je jednak:

$$\vec{I} = \dot{m} \vec{v}$$

$$\dot{m} = A \cdot \rho \cdot v$$

Promjena impulsnog protoka se gleda u smjeru x-osi, analiza se dalje provodi u skalarnom obliku. Maseni protok dalje iznosi:

$$I = A \cdot \rho \cdot v \cdot v = A \cdot \rho \cdot v^2$$

Primjenjujući gore navedene izraze za mlazni motor, proizlazi da su impulsni protoci na ulazu i izlazu su jednaki:

$$I_1 = \dot{m}_0 \cdot v$$

$$I_2 = (\dot{m}_0 + \dot{m}_f) \cdot v_5$$

gdje je: \dot{m}_0 maseni protok na ulazu u motor, \dot{m}_f maseni protok na izlaz iz motora, v brzina zraka na ulazu u motor, a v_5 brzina ispušnih plinova na izlazu iz motora.

Sile koje djeluju u smjeru osi x su:

$$F = F_T + p_0 \cdot A_{in} - (A_{in} - A_n) \cdot p_0 - A_n \cdot p_5$$

Nakon sređivanja:

$$F = F_T + A_n \cdot (p_0 - p_5)$$

Prema tome potisna sila je jednaka:

$$F_T = F - A_n \cdot (p_0 - p_5)$$

Ili:

$$F_T = (\dot{m}_0 + \dot{m}_f) \cdot v_5 - v_0 + A_n \cdot (p_0 - p_5)$$

$$F_T = \dot{m}_0 \cdot \left[\left(1 + \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_0} \right) \cdot v_5 - v_0 \right] + A_n \cdot (p_0 - p_5)$$

Kod turbomlaznih motora protok goriva i zraka se može zanemariti pa je:

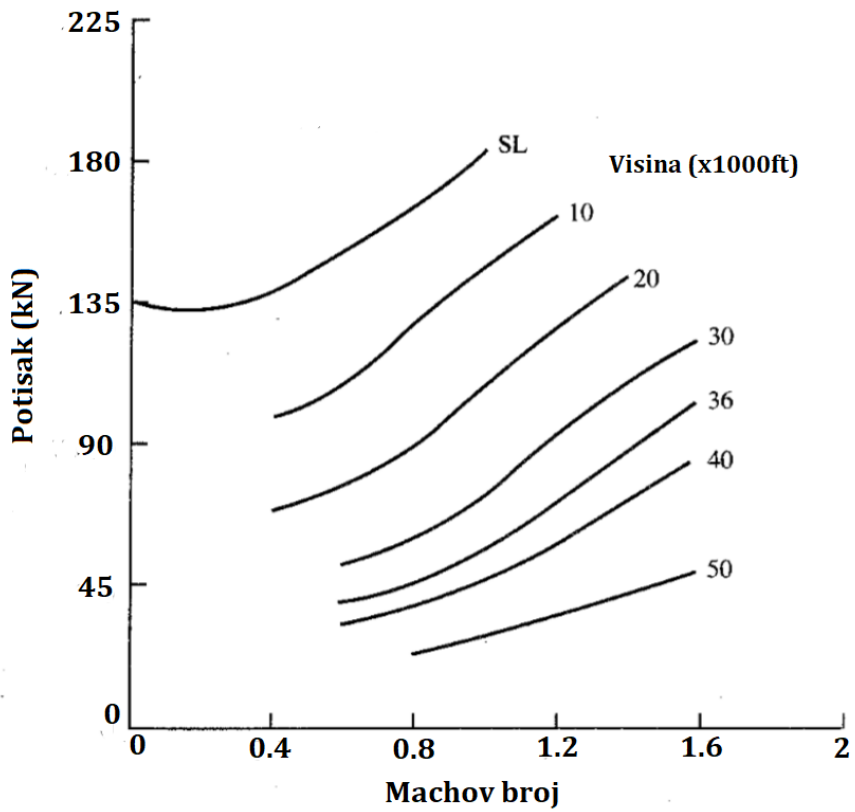
$$F_T = \dot{m}_0 \cdot (v_5 - v_0) + A_n \cdot (p_0 - p_5)$$

Što znači da potisak mlaznog motora ovisi o masenom protoku, brzini ispušnih plinova, poprečnom presjeku i razlici tlakova. [7]

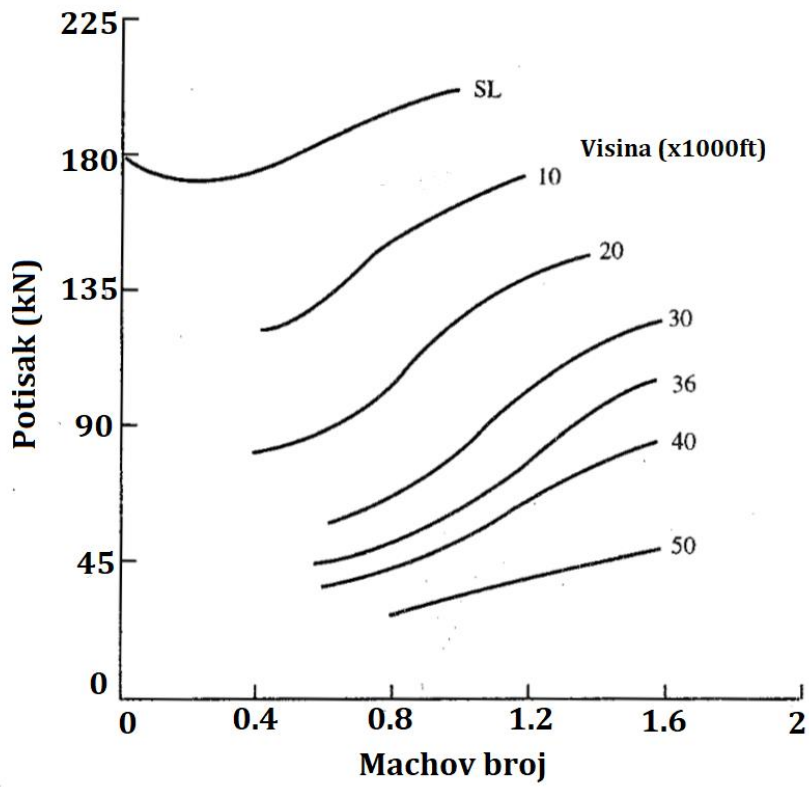
Za slučaj potpune ekspanzije ispušnih plinova u mlazniku:

$$F_T = \dot{m}_0 \cdot (v_5 - v_0)$$

Na slikama 20. i 21. su prikazane ovisnosti potiska od brzine i visine leta za tipični suvremeni mlazni motor za borbene zrakoplove.



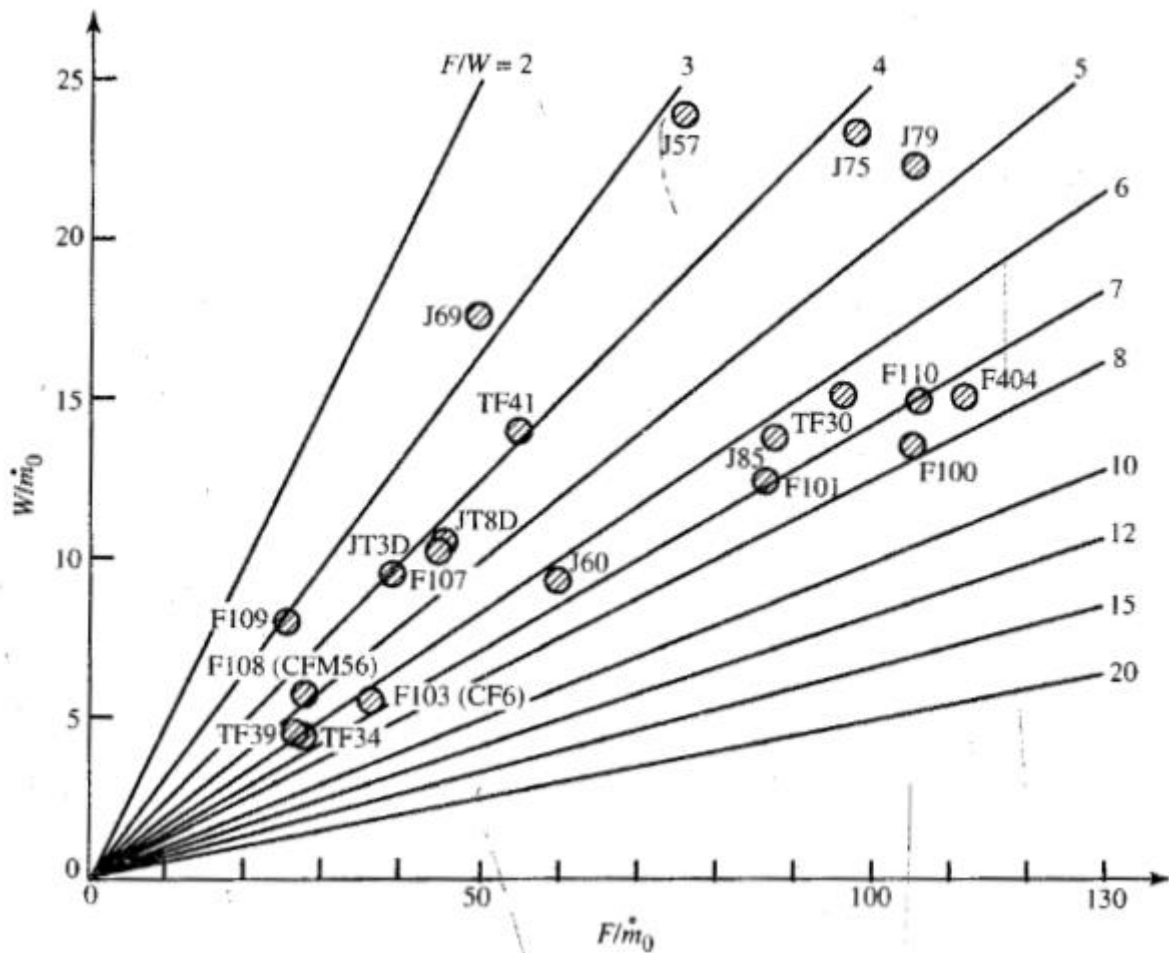
Slika 20 - Promjena potiska u ovisnosti od brzine i visine leta na režimu „Maximum Power“ [6]



Slika 21 - Promjena potiska u ovisnosti od brzine i visine leta na režimu „Military Power“ [6]

4.3.2. Omjer potiska i težine

Omjer potiska i težine ili eng. *Thrust-to-weight ratio* predstavlja bez dimenzijski pokazatelj performansi motora i manevrabilnosti. Prilikom leta taj se parametar konstantno mijenja i ovisi o brzini, visini, gustoći i dr. Slika prikazuje kako se omjer potiska i težine povećavao s razvitkom motora, tako da motori koji su prvi se prije pojavili npr. J57 (F100 Super Sabre) su imali puno manji omjer od npr. F100 (F16). [6]



Slika 22 - Dijagram potiska (F) i težine (W) različitih mlaznih motora [6]

4.3.3. Specifični potisak

Specifični potisak je omjer količine izlaznog potiska po jedinici masenog protoka zraka.

$$f_t = \frac{F_t}{\dot{m}_a} [N/kg \cdot s]$$

Vrlo je važno povećati specifični potisak kod mlaznih motora za borbene zrakoplove zbog toga što su masa i volumen motora ključni za let pri velikim Machovim brojevima gdje je otpor po jedinici čelone površine vrlo visok. [7]

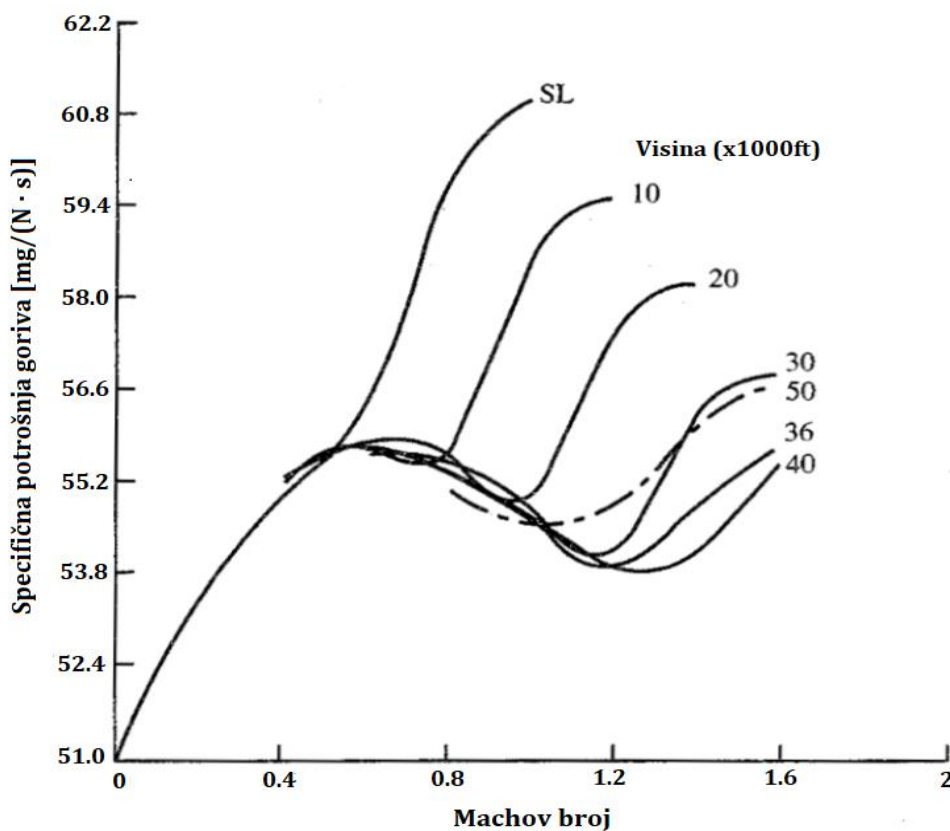
Važnost ovog kriterija je i zbog toga što smanjuje poprečni ulazni presjek što je važno zbog ugradnje i smanjuje otpor zrakoplova. Za mlazne motore borbenih zrakoplova specifični potisci se kreću od oko 0,5 do 1,1 kN/(kg · s)

4.3.4. Specifična potrošnja goriva

Specifična potrošnja goriva po potisku definira se za ekonomičnost rada motora.

$$TSFC = \frac{\dot{m}_f}{F_T} \text{ [kg/Ns ili lb}_m\text{/lb}_f\text{ h]}$$

Važno je što više smanjiti TSFC u režimima gdje su masa i gorivo od velike važnosti npr. superkrstarenje. [7] Na slici je prikazana promjena specifične potrošnje goriva, brzine i visine leta za tipični suvremeni mlazni motor za borbene zrakoplove.



Slika 23 - Promjena specifične potrošnje goriva, brzine i visine leta za tipični suvremeni mlazni motor za borbene zrakoplove [6]

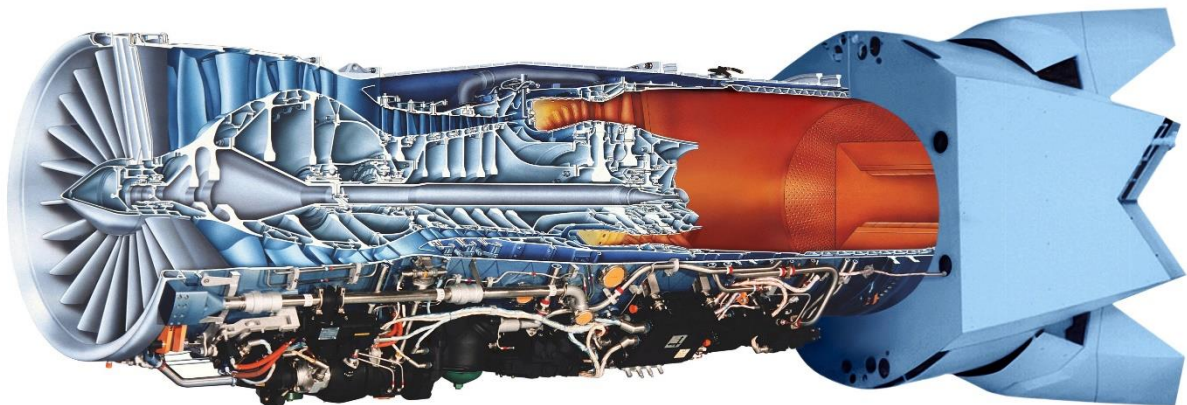
5. NAJNAPREDNIJI MLAZNI MOTORI ZA BORBENE ZRAKOPLOVE

U ovom poglavlju opisuju se neki od najnaprednijih motora za borbene zrakoplove na temelju čega se mogu zaključiti koncepti i konstrukcije za petu generaciju borbenih zrakoplova.

5.1. Pratt & Whitney F119

Pratt & Whitney F119 je prvi mlazni motor za zrakoplov pete generacije i pogoni američki F-22. F119 dizajniran je za efikasni nadzvučni let bez korištenja naknadnog izgaranja i ima vrlo velik omjer potiska i težine (eng. thrust-to-weight ratio). Najistaknutije tehnologije koje se koriste unutar ovoga motora su:

- trostupanjski fen kompresora sa lopaticama od titanija pogonjen jedno stupanjskom visokotlačnom turbinom
- kontra-rotirajuća jezgra sa visokotlačnim kompresorom u šest stupnjeva pogonjen jednostupanjskom visokotlačnom turbinom
- lopatice turbine napravljene od jedno-kristalnih superlegura
- dvodimenzionalni vektorski potisak
- FADEC sustav kontrole parametara motora
- potisak bez naknadnog izgaranja 116 kN, s naknadnim izgaranjem 155kN
- odnos potiska i težine motora je oko 9,0 [10]
- stupanj povećanja tlaka 35:1
- stupanj obtočnosti 0.45:1 [11]

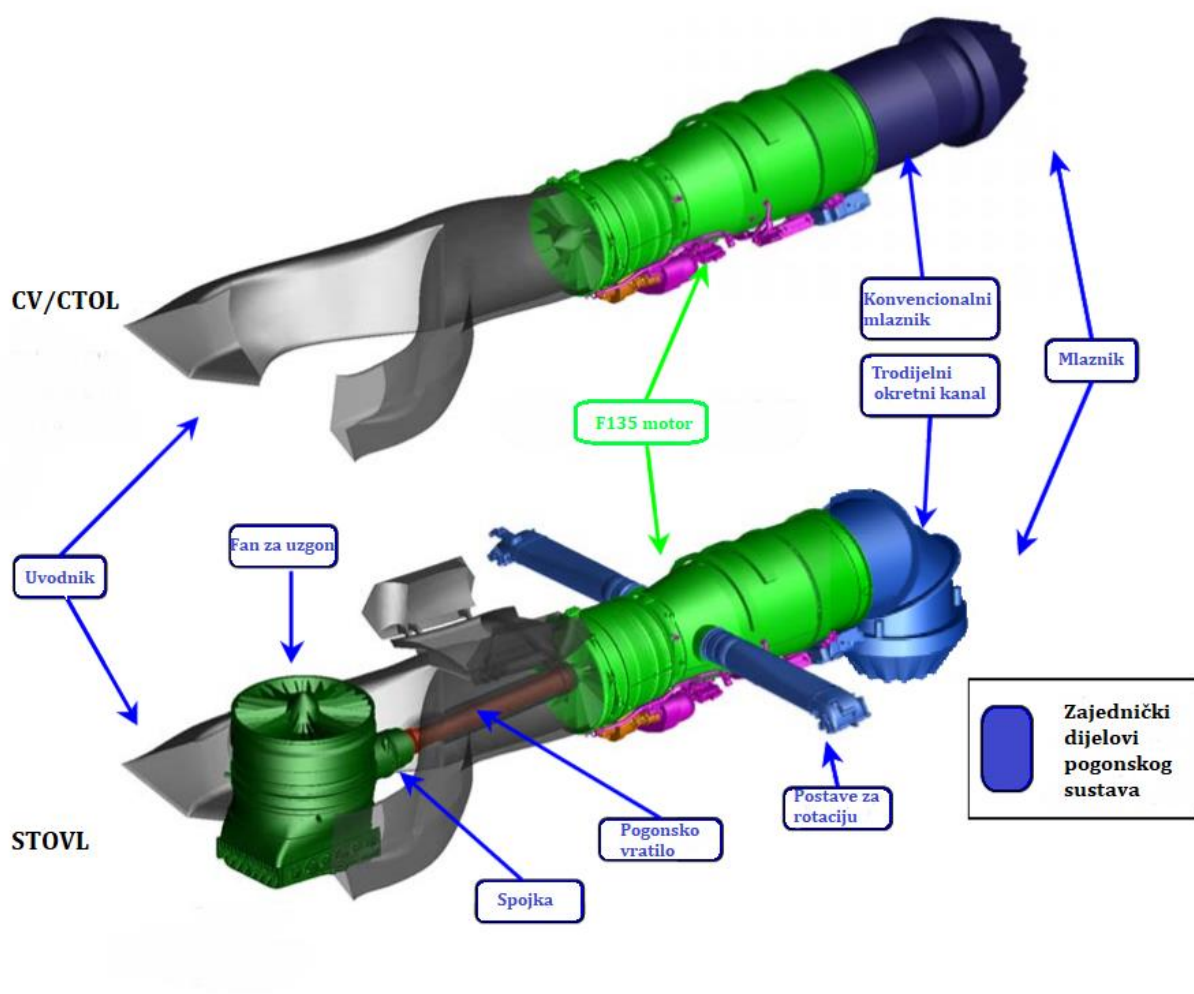


Approved for Public Release

Slika 24 – Pratt & Whitley F119 [10]

5.2. Pratt & Whitney F135

Pratt & Whitney F135 motori pogone američki zrakoplov F-35 Lightning II i dolazi u tri varijante: F-35A CTOL (*Conventional Takeoff and Landing*), F-35B STOVL (*Short Takeoff and Vertical Landing*) i F-35C CV (*Carrier Variant*). Slika 25. prikazuje zajedničke i posebne konstrukcijske značajke za F135 unutar pojedinih varijanta zrakoplova.



Slika 25 – CV,CTOL i STOVL Pratt & Whitney F135 motori [10]

F135 izašao su je prethodno spomenutog motora F119, i u njemu su implementirane sve moderne tehnologije američkog inženjerstva. Najveća razlika je u tome što F135 nema vektorski potisak u letu i spada u klasu od 190 kN potiska.

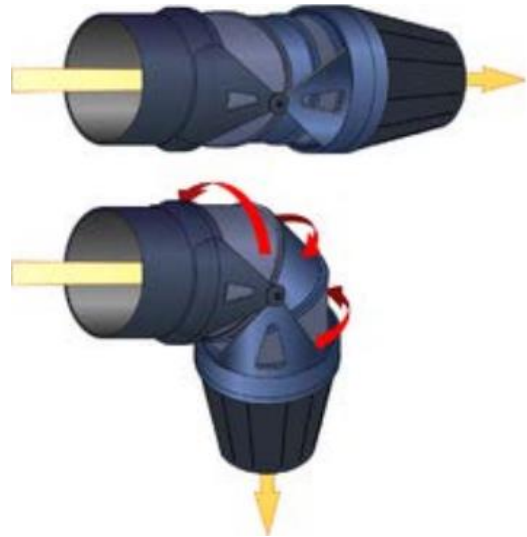
Odnos potiska i težine ovog motora je oko 11,5, a stupanj povećanja tlaka iznosi 28:1.

[10]

Kao što se može vidjeti na Slici kod STOVL varijante ovog motora dodane su tri važne komponente koje omogućuju kratko vertikalno polijetanje i slijetanje ovom zrakoplovu:

Mlaznik

Mlaznik je najvažnija komponenta ovog sustava i izveden je u obliku trodijelnog okretnog kanala što omogućuje direktni ispuh u smjeru vertikalno prema dolje. Tokom horizontalnog leta 100% potiska ide kroz njega dok kod vertikalnog leta 46% ukupnog uzgona se kroz njega postiže.



Slika 26 - Mlaznik STOVL motora [10]

Fan za uzgon

Druga vrlo važna komponenta sustava je fan za uzgon. Fan stvara uzgon koji iznosi otprilike 46% od ukupnog uzgona (isto kao i mlaznik). Pokreće ga vratilo iz motora (Slika 27.).



Slika 27 - Fan za uzgon STOVL motora [10]

Postave za rotaciju

Postave za rotaciju su mali mlaznici smješteni sa strana zrakoplova i daju 8% uzgona. Kroz njih zrak direktno iz komore izgaranja se ispuhuje stvarajući nužno sredstvo za stabilnost zrakoplova. Bez njih bi se zrakoplov prevrnuo.



Mlaznici

Slika 28 - Postave za rotaciju STOVL motora [10]

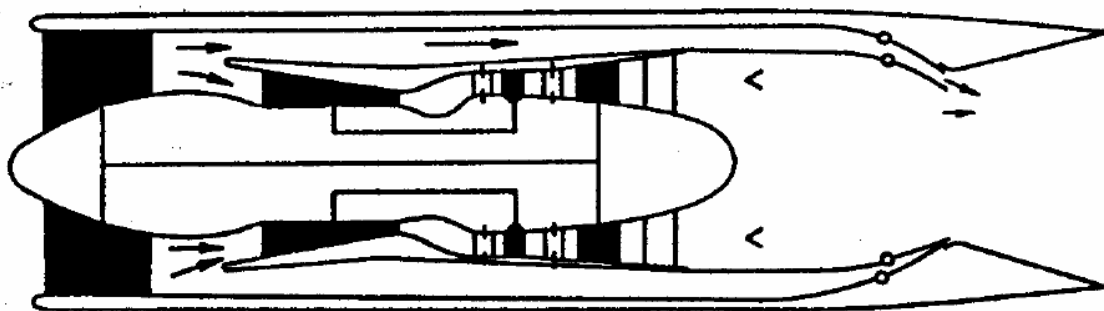
5.3. NPO Saturn Izdeliye 117

Jedan motor koji nije američki i planira se da će pogoniti ruski lovac pete generacije Su-57 je Saturn 117. Iako nema puno podataka o njemu iz razloga što je zrakoplov planiran da će krenuti u uporabu do 2020, ono što je objavljeno o njemu je da će imati povećani promjer fan-a u odnosu na prethodnik AL-31. Uz to planira se da će imati četiri stupnja niskotlačnog kompresora zajedno s pet-stupanjskim visokotlačnim kompresorom. Planirani potisak trebao bi biti u klasi od 150 kN potiska i motor bi trebao imati manju specifičnu potrošnju goriva. FADEC sustav nadzire parametre motora. Omjer potiska i težine koji bi ovaj motor trebao imati iznosi 10.5:1. [12]

6. RAZVITAK I TEŽNJE PRI KONSTRUKCIJI BUDUĆIH MLAZNIH MOTORA

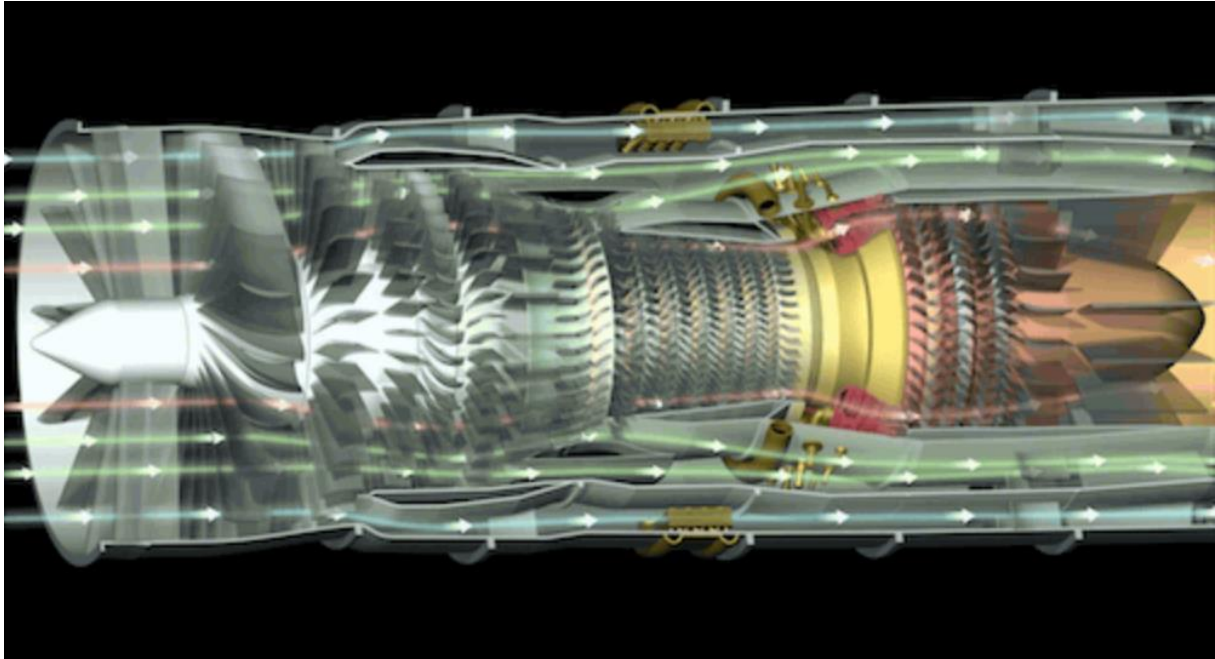
Znanstvenicu su krenuli s proračunima za zahtjeve slijedeće generacije borbenih lovaca, čiji motori su već na putu i može se već predviđati čemu se teži pri konstrukciji novih i boljih motora. Ono što se zna je da sljedeća generacija će biti ekstremno zahtjevna u svakom pogledu. Tvrtke koje predvode razvitak i koje su dobile najveći budžet su američke tvrtke Pratt & Whitney i General Electric.

Tehnologije za koje se smatra da će predvoditi šestu generaciju nazivaju se ADVENT (*Adaptive Versatile Engine Technology*) i VCAT (*Variable Cycle Advanced Technology*). Ono što se smatra pod ovim tehnologijom je „prilagodljivi“ fan mlaznog motora koji može mijenjati (varirati) volumen zraka koji prolazi kroz jezgru ili sekundarni tok tako da otvori prolaz za tercijarni zrak. Varijabilni ciklus bi omogućio motoru da se sam konfigurira u odnosu na brzinu zrakoplova. Tako bi na primjer pri podzvučnim brzinama se ponašao kao turbomlazni motor s visokim stupnjem obtočnosti za maksimalnu štednju goriva dok bi na nadzvučnim brzinama bio turbomlazni motor s niskim stupnjem obtočnosti. Vjeruje se da se time smanjiva ukupna potrošnja goriva za čak 25% uz ukupno povećanje potiska i hlađenja motora. Slika 29. prikazuje koncept motora s varijabilnim ciklusom rada. [13]



Slika 29 - Koncept rada motora s varijabilnim ciklusom [6]

Slika 30. prikazuje izgled projekta ADVENT na kojem radi američka tvrtka GE Aviation zajedno s američkim ratnim zrakoplovstvom.



Slika 30 - ADVENT I VCAT tehnologija [14]

Uz samu konstrukciju radi se i na umjetnoj inteligenciji koja bi bila kao pomoć odnosno nadogradnja FADEC sustava. Britanska tvrtka Rolls-Royce zajedno sa američkom tvrtkom Uptake Technologies počela je razvijati ovaj način kontrole parametara mlaznog motora da bi se povećala efikasnost i pouzdanost. Naime umjetna inteligencija omogućava rješavanje kompjuterskih kvarova te brži i precizniji proračun u letu tako da se sve mane FADEC sustava mogu svesti na minimum.

7. ZAKLJUČAK

Mlazni motor modernog borbenog zrakoplova predstavlja vrlo kompleksan sustav i vrhunac tehnologije 21. stoljeća koja se, povijesno gledano, razvila u vrlo kratkom roku.

Suvremeni mlazni motori za petu generaciju borbenih zrakoplova, zbog situacija u kojima se nalaze, moraju imati tehnološki naprednu konstrukciju koja omogućuje veću pouzdanost i pogodnost za održavanje (veći TBO) uz bolje performanse. Nadzvučni uvodnici, kompresori s velikim stupnjem kompresije, komore izgaranja koje mogu podnostiti vrlo visoke temperature, turbine sa tehnologijom i materijalima koji su u stanju izdržati sva toplinska i mehahanička opterećenja, mlaznike za nadzvučni let sa vektorskim potiskom i naravno komora nakandnog izgaranja koja omogućuje bolje performanse samo su neke od stvari koje mlazni motori imaju. Uz to sustavi kao što su FADEC ili gorivni sustav koji se sam zacjeljuje su neophodni.

Analizom performansi i različitih parametara mlaznih motora za borbene zrakoplove zaključeno je da ukoliko se želi postići superiornost borbenog zrakoplova, us posebnu konstrukciju, potrebno je imati turbofan motor s malim stupnjem obtočnosti, s vektorskim potiskom i naknadnim izgaranjem s potiskom od 150 kN i više, odnos potiska i mase od oko 10 i više te sa stupnjem povećanja tlaka od 30 i više kako bi specifična potrošnja goriva bila što manja.

Sve prethodno navedene značajke objedinjene su u sklopu F119 za F-22, F135 za F-35 i Saturn 117 za Su-57 koji su jedni od najboljih predstavnika mlaznih motora pete generacije.

U budućnosti teži se razvitku mlaznih motora koji su u stanju mijenjati i način rada tako da mogu raditi u režimu s niskim i visokim stupnjem obtočnosti. Primjer toga je projekt ADVENT američke tvrtke GE Aviation.

Literatura:

- [1] J. Golley, Jet, Frank Whittle and the Invention of the Jet Engine, Datum publishing, 1996.
- [2] »Hugo Junkers,« [Mrežno]. Available: <http://hugojunkers.bplaced.net/junkers-jumo-004.html>. [Pokušaj pristupa 3 Rujan 2019].
- [3] H. K., Modern Combat Aircraft Design, England: Airlife Publishing, 1987.
- [4] R. Whitford, Fundamentals of Fighter Design, Crowood, 2004.
- [5] J. D. W. H. H. D. T. P. Mattingly, Aircraft Engine Design, AIAA, 2002.
- [6] J. D. Mattingly, Elements of Gas Turbine Propulsion, Tata McGraw-Hill, 1996.
- [7] B. E., Zrakoplovni mlazni motori, Zagreb: Fakultet prometnih znanosti, 2008.
- [8] »Aerospace Engineering,« [Mrežno]. Available: <https://aerospaceengineeringblog.com/jet-engine-design-afterburning/>. [Pokušaj pristupa 15 Kolovoz 2019].
- [9] R. A. a. L. F. Ladislav Madarász, »Intelligent Technologies in Modelling and Control of Turbojet Engines,« 2010. [Mrežno]. Available: <http://citeseerx.ist.psu.edu/viewdoc/download?doi=10.1.1.688.9301&rep=rep1&type=pdf>. [Pokušaj pristupa 15 Kolovoz 2019].
- [10] & W. Pratt, »pw.utc.com,« 2018. [Mrežno]. Available: <https://www.pw.utc.com/>. [Pokušaj pristupa 15 Kolovoz 2019].
- [11] F. International, »forecastinternational.com,« 2012. [Mrežno]. Available: https://www.forecastinternational.com/archive/disp_pdf.cfm?DACH_RECNO=901. [Pokušaj pristupa 4. Rujan 2019.].
- [12] D. Alex, »Military Factory,« 7 Kolovoz 2019. [Mrežno]. [Pokušaj pristupa 5 Rujan 2019].
- [13] M. D., »USNI NEWS,« 23 Lipanj. 2014. [Mrežno]. Available: <https://news.usni.org/2014/06/23/next-generation-engine-work-points-future-u-s-fighter-designs>. [Pokušaj pristupa 27 Kololovoz 2019].
- [14] »Youtube,« GE Aviation, [Mrežno]. Available: <https://www.youtube.com/watch?v=raACUsLWzn8>. [Pokušaj pristupa 23 Kolovoz 2019].

Popis oznaka

F, F_T	Ukupna sila, potisna sila u N
$I_2, I_1, \Delta I$	Impulsni protok na izlazu/ ulazu u motor, promjena impulsnog protoka u N
v, v_5, v_0	Brzina zrakoplova, brzina ispušnih plinova, brzina zraka na ulazu u motor
p_a, p_5	Tlak okoline u Pa, tlak na izlazu iz mlaznika u Pa
$\dot{m}_a, \dot{m}_f, \dot{m}_5$	Maseni protok zraka, maseni protok goriva, maseni protok ispušnih plinova u kg/s
A_{in}, A_n	Površina poprečnog presjeka uvodnika i mlaznika u m^2
ρ	Gustoća kg/m^3
η_t	Toplinski stupanj iskoristivosti
η_{qu}	Omjer rada realne i idealne plinske turbine
η_{comb}	Gubitci u komori izgaranja
η_{mech}	Mehanički gubitci
η_p	Stupanj iskoristivosti propulzije

Popis slika:

Slika 1 – Prvi mlazni motor korišten u borbenom zrakoplovu, Jumo 004 [2]	4
Slika 2 - Profil misije borbenog lovca po fazama leta [5]	7
Slika 3 - Shema glavnih dijelova dvovratilnog mlaznog motora s niskim stupnjem obtočnosti [6]	10
Slika 4 - Promjena tlaka i brzine pri nadzvučnoj brzini u pitot uvodniku [3].....	12
Slika 5 - Konusni uvodnik sa fiksnom i konus sa promjenjivom geometrijom [3].....	13
Slika 6 - Ravninski uvodnik [3]	15
Slika 7 – Promjena parametara kroz jedan stupanj kompresora [7]	16
Slika 8 – Dvovratilni mlazni motor s niskim stupnjem obtočnosti [6].....	17
Slika 9 – Vrste komore izgaranja i utjecaj na maseni protok i duljinu [3]	19
Slika 10 – Metode hlađenja lopatica turbine [3].....	20
Slika 11 – Komora naknadnog izgaranja [8]	22
Slika 12 – Gušeni mlaznik [3].....	23
Slika 13 – Konvergentno-divergentni mlaznik sa fiksnom geometrijom [3]	24
Slika 14 – Konvergentno-divergentni mlaznik s promjenjivom geometrijom [3]	25
Slika 15 – Iris mlaznik [3]	26
Slika 16 - Vektorski potisak [3]	26
Slika 17 – Sustav za podmazivanje mlaznog motora [7]	29
Slika 18 - FADEC sustav [9]	30
Slika 19 – Idealni ciklus mlaznog motora s dodatnim izgaranjem [7]	32
Slika 20 - Promjena potiska u ovisnosti od brzine i visine leta na režimu „Maximum Power" [6]	35
Slika 21 - Promjena potiska u ovisnosti od brzine i visine leta na režimu „Military Power" [6]	35
Slika 22 - Dijagram potiska (F) i težine (W) različitih mlaznih motora [6]	36
Slika 23 - Promjena specifične potrošnje goriva, brzine i visine leta za tipični suvremeni mlazni motor za borbene zrakoplove [6]	37
Slika 24 – Pratt & Whitley F119 [10]	38
Slika 25 – CV,CTOL i STOVL Pratt & Whitney F135 motori [10]	39
Slika 26 - Mlaznik STOVL motora [10]	40
Slika 27 - Fan za uzgon STOVL motora [10]	40
Slika 28 - Postave za rotaciju STOVL motora [10]	41
Slika 29 - Koncept rada motora s varijabilnim ciklusom [6].....	42
Slika 30 - ADVENT I VCAT tehnologija [14]	43



Sveučilište u Zagrebu
Fakultet prometnih
znanosti
10000 Zagreb
Vukelićeva 4

IZJAVA O AKADEMSKOJ ČESTITOSTI I SUGLASNOST

Izjavljujem i svojim potpisom potvrđujem kako je ovaj _____ završni rad

isključivo rezultat mog vlastitog rada koji se temelji na mojim istraživanjima i oslanja se na objavljenu literaturu što pokazuju korištene bilješke i bibliografija.

Izjavljujem kako nijedan dio rada nije napisan na nedozvoljen način, niti je prepisan iz necitiranog rada, te nijedan dio rada ne krši bilo čija autorska prava.

Izjavljujem također, kako nijedan dio rada nije iskorišten za bilo koji drugi rad u bilo kojoj drugoj visokoškolskoj, znanstvenoj ili obrazovnoj ustanovi.

Svojim potpisom potvrđujem i dajem suglasnost za javnu objavu _____ završnog rada

pod naslovom **Konstrukcijske značajke i performanse suvremenih mlaznih motora za borbene zrakoplove**

na internetskim stranicama i repozitoriju Fakulteta prometnih znanosti, Digitalnom akademskom repozitoriju (DAR) pri Nacionalnoj i sveučilišnoj knjižnici u Zagrebu.

U Zagrebu, _____ 6.9.2019 _____

Student/ica:

(potpis)