

Turbo-ventilatorski motor s reduktorom

Stepanić, Michael

Master's thesis / Diplomski rad

2012

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://um.nsk.hr/um:nbn:hr:235:250768>

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

Download date / Datum preuzimanja: **2025-03-14**

Repository / Repozitorij:

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



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

DIPLOMSKI RAD

Michael Stepanić

Zagreb, 2012.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

DIPLOMSKI RAD

Mentor:

Dr. sc. Zvonimir Guzović

Student:

Michael Stepanić

Zagreb, 2012.

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

Zahvaljujem se Dr. sc. Zvonimiru Guzoviću na pomoći iskazanoj tijekom izrade ovog rada.

Najveće hvala mojoj Maji na neograničenom strpljenju, odricanju, podršci i motivaciji koju mi je pružala tijekom studija i bez čije pomoći zasigurno nikad ne bih uspio privesti ovaj studij kraju. Hvala i klincima Leonu, Sari i Viti što su imali jako puno razumijevanja na nedostatak mog vremena te svima skupa obećajem kako ću vrlo brzo nadoknaditi propušteno. Na kraju, diplomski rad, sav trud i zalaganje uloženo u ovaj studij htio bih posvetiti najboljem dedi Štefu.

Michael Stepanić



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



Sveučilište u Zagrebu	
Fakultet strojarstva i brodogradnje	
Datum	Prilog
Klasa:	
Ur.broj:	

DIPLOMSKI ZADATAK

Student: **Michael Stepanić** Mat. br.: 35973218

Naslov rada na hrvatskom jeziku: **TURBO-VENTILATORSKI MOTOR S REDUKTOROM**

Naslov rada na engleskom jeziku: **GEARED TURBOFAN ENGINE**

Opis zadatka:

Zračni prijevoz već je godinama najbrže rastuća grana prijevoza s prosječnim porastom od oko 6% godišnje. Na taj način ima veliki utjecaj i na potrošnju fosilnih goriva i s njom povezanu emisiju stakleničkih plinova. S obzirom na stalni porast cijene goriva, a također i sve strožije zahtjeve u pogledu zaštite okoliša, zrakoplovna industrija traži nove koncepte i konstrukcijska rješenja koja idu u pravcu smanjenja težine zrakoplova i potrošnje goriva. Jedno od takovih je i turbo-ventilatorski motor s reduktorom (GTF) koji za razliku od standardnog turbo-ventilatorskog motora (TF) omogućava da se turbina i ventilator vrte s različitim, sada optimalnim, brzinama vrtnje. GTF motori omogućavaju puno veći „by-pass“ omjer između tople i hladne struje što povećava njihovu iskoristivost i na taj način smanjuje potrošnju goriva i emisiju stakleničkih plinova. U okviru diplomskog rada je potrebno:

- 1) dati povijesni prikaz razvoja GTF motora;
- 2) prikazati izvedbe vodećih svjetskih proizvođača uz opis glavnih karakteristika;
- 3) dati usporedbu GTF motora s TF motorima;
- 4) provesti termodinamičke proračune ciklusa GTF i TF motora uz prethodno definirane ulazne podatke;
- 5) na temelju rezultata termodinamičkih proračuna provesti usporedbu „by-pass“ omjera, iskoristivosti i potrošnje goriva GTF i TF motora.

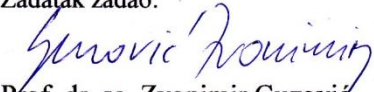
U tekstu diplomskog rada potrebno je navesti upotrijebljenu literaturu i eventualnu pomoć tokom izrade.

Zadatak zadan:
4. listopada 2012.

Rok predaje rada:
6. prosinca 2012.

Predviđeni datumi obrane:
12. – 14. prosinca 2012.

Zadatak zadao:


Prof. dr. sc. Zvonimir Guzović

Predsjednik Povjerenstva:


Prof. dr. sc. Ivica Snojver

SADRŽAJ

SADRŽAJ	I
POPIS SLIKA.....	IV
POPIS TABLICA.....	VI
POPIS KRATICA I SUBSKRIPTA	VII
POPIS OZNAKA.....	VIII
SAŽETAK.....	IX
1. UVOD.....	10
1.1. Globalni trendovi u zrakoplovnoj industriji.....	11
1.2. Povijest motora u zrakoplovstvu.....	13
1.2.1. Početak razvoja zrakoplovstva.....	13
1.2.2. Prikaz motora po godinama	13
2. OPĆENITO O MLAZNIM MOTORIMA.....	18
2.1. Specifičnosti mlaznih motora.....	18
2.2. Osnovni fizikalni zakoni kod mlaznih motora.....	19
2.3. Osnovni princip rada.....	19
2.4. Konstrukcija mlaznih motora.....	21
2.4.1. Kompresor.....	21
2.4.2. Turbina.....	22
2.4.3. Komora izgaranja.....	22
2.4.4. Konstrukcijski elementi izvan jezgre motora	23
2.5. Tipovi mlaznih motora.....	25
2.5.1. Turbo-mlazni motori (Turbojet)	25
2.5.2. Turbo-ventilatorski motori (Turbofan)	25
2.5.3. Turbo-propelerski motori.....	26
2.5.4. Turbo-osovinski motori (Turboshaft)	27
3. BYPASS OMJER	28
3.1. Općenito.....	28
3.2. Osnovna podjela motora s obzirom na bypass omjer	29
3.3. Osnovna podjela s obzirom na protok.....	29
3.4. Općeniti utjecaj BPR-a na potrošnju i dimenzije motora	30
3.5. Utjecaj ukupnog omjera tlakova motora na efikasnost	31
3.6. Utjecaj omjera tlakova na ventilatoru (FPR) na BPR i efikasnost.....	32
4. TURBO-VENTILATORSKI MOTOR S REDUKTOROM	35
4.1. Uvod.....	35
4.2. Povijest reduktora u zrakoplovstvu.....	37
4.3. Povijest i razvoj GTF motora.....	38
4.4. Usporedba energija kod GTF i TF motora.....	41
4.5. Inovativna tehnologija iza reduktora.....	42
4.6. Konstrukcija GTF motor	43
4.6.1. Ventilator i kućište.....	43

4.6.2.	Sustav za zaštitu od ulaska stranih tijela u jezgru motora (FOD).....	44
4.6.3.	Reduktor.....	44
4.6.4.	Kompresor niskog tlaka (LPC).....	46
4.6.5.	Kompresor visokog tlaka (HPC).....	46
4.6.6.	Komora izgaranja.....	46
4.6.7.	Visokotlačna turbina (HPT).....	48
4.6.8.	Niskotlačna turbina (LPT).....	49
4.7.	Usporedba motora s reduktorom, konvencionalnog TF-a i LEAP-a.....	49
4.7.1.	Uvod.....	49
4.7.2.	LEAP koncept.....	49
4.8.	Osnovne konstrukcijske razlike motora.....	52
4.9.	Usporedba troškova održavanja.....	53
4.10.	Usporedba buke motora.....	53
4.11.	Usporedba po komponentama.....	55
4.11.1.	Predio ventilatora.....	55
4.11.2.	Reduktor.....	55
4.11.3.	Niskotlačna turbina.....	55
4.11.4.	Visokotlačna turbina.....	56
4.11.5.	Komora izgaranja.....	56
4.11.6.	Visokotlačna turbina.....	56
4.11.7.	Niskotlačna turbina.....	57
4.12.	Zaključak usporedbe motora s reduktorom, konvencionalnog TF-a i LEAP-a.....	58
4.13.	Analiza GTF i TF motora u odnosu na promjer ventilatora.....	59
4.13.1.	Uvod.....	59
4.13.2.	Odabir zrakoplova i ultraefikasnih motora.....	59
4.13.3.	Napredna konfiguracija.....	60
4.13.4.	UEET konfiguracija.....	61
4.14.	Analiza konfiguracija.....	62
4.14.1.	Specifična potrošnja motora.....	62
4.14.2.	Potisak.....	63
4.14.3.	Otpor.....	64
4.14.4.	Masa.....	65
4.14.5.	Buka motora.....	66
4.14.6.	Emisija štetnih plinova.....	67
4.15.	Upravljanje rizikom uslijed novih tehnologija i konstrukcijskih rješenja.....	69
5.	TERMODINAMIČKI PRORAČUNA CIKLUSA TF I GTF MOTORA UZ PRETHODNO DEFINIRANE ULAZNE PODATKE.....	71
5.1.	Općenito.....	71
5.2.	Proračun.....	71
5.3.	Rezultati proračuna termodinamičkog ciklusa.....	78
5.4.	Karakteristične točke T-S dijagrama za GTF motor s $\alpha=12$	80
6.	PRIKAZ IZVEDBI VODEĆIH SVJETSKIH PROIZVOĐAČA MOTORA I OPIS GLAVNIH KARAKTERISTIKA.....	83
6.1.	Pregled globalnog tržišta.....	83
6.2.	CFM International.....	84
6.2.1.	Struktura.....	84
6.2.2.	Motori.....	84
6.3.	Engine Alliance.....	85

6.3.1.	Struktura.....	85
6.3.2.	Motori	85
6.4.	General Electric.....	86
6.4.1.	Struktura.....	86
6.4.2.	Motori	86
6.4.3.	GEnx	87
6.5.	International Aero Engines	88
6.5.1.	Struktura.....	88
6.5.2.	V2500.....	88
6.6.	PowerJet	89
6.6.1.	Struktura.....	89
6.6.2.	SAM146.....	89
6.7.	Pratt&Whitney	89
6.7.1.	Struktura i povijest.....	89
6.7.2.	Motori	90
6.8.	Rolls-Royce.....	91
6.8.1.	Povijest.....	91
6.8.2.	Motori	92
6.8.2.1.	BPR211 serija motora	92
6.8.2.2.	Trent.....	92
7.	ZAKLJUČAK	93
LITERATURA		

POPIS SLIKA

Slika 1.1.	Razvoj zračnog prometa kroz povijest	11
Slika 1.2.	Razvoj zračnog prometa u ovisnosti o globalnom BDP-u	11
Slika 1.3.	Kretanje cijena kerozina u posljednjih 20 godina	12
Slika 1.4.	Presjek nabojno-mlaznog motora	14
Slika 1.5.	Charles Edward Taylor izradio je prvi motor za braću Wright	14
Slika 1.6.	Rotacijski Gnome Omega motor iz osam litara razvijao je 50 KS.....	14
Slika 1.7.	Zahvaljujući Coanda-1910 motoru Bell X-22 je mogao letjeti horizontalno i vertikalno	15
Slika 1.8.	Prvi mlazni motor Heinkel HeS 3 pokretao je Heinkel He 178	16
Slika 1.9.	Messerschmitt Me 163 Komet i njegov motor na raketni pogon HWK 109-509A	16
Slika 1.10.	Charles Yeager je na Bell-u X-1 prvi put povijesti letio brzinom većom od brzine zvuka.....	16
Slika 1.11.	Prvi turbo-ventilatorski motor, Rolls-Royce Conway, bio je dugačak 3.409 metra uz promjer od 0.96 metara.....	17
Slika 2.1.	Princip rada turbo-ventilatorskog motora i temperature po fazama	20
Slika 2.2.	Tipičan izgled aksijalnog kompresora	21
Slika 2.3.	Aksijalna turbina	22
Slika 2.4.	Presjek i tipovi komore izgaranja.....	23
Slika 2.5.	Tipičan izgled usisnika na turbo-ventilatorskom putničkom zrakoplovu.....	24
Slika 2.6.	Najnoviji tip mlaznice na Boeingu 737 može smanjiti potrošnju za 2%	24
Slika 2.7.	Presjek turbo-mlaznog motora	25
Slika 2.8.	Presjek turbo-ventilatorskog motora.....	26
Slika 2.9.	Presjek turbo-propelerskog motora.....	27
Slika 2.10.	Presjek turbo-osovinskog motora.....	27
Slika 3.1.	Promjena BPR-a kroz povijest.....	28
Slika 3.2.	Zastupljenost pojedinih BPR-a u relativnim omjerima kroz povijest.....	28
Slika 3.3.	Utjecaj BPR-a na potrošnju goriva/emisiju CO ₂	30
Slika 3.4.	Specifična potrošnja u odnosu na promjer ventilatora za ultraefikasne TF motore poput GENx-a i P&W-tnijevih motora s reduktorom	30
Slika 3.5.	Trendovi OPR-a, SFC i ulazne temperature turbine	32
Slika 3.6.	Usporedba BPR-a i FPR-a kod GTF motora	33
Slika 3.7.	Usporedba BPR-a i FPR-a kod standardnih i UEET motora	33
Slika 3.8.	Opća usporedba BPR-a i FPR-a.....	34
Slika 3.9.	Trendovi propulzivne efikasnosti u odnosu na FPR	34
Slika 4.1.	Presjek turbo-ventilatorskog motora s reduktorom.....	35
Slika 4.2.	Presjek TF i GTF motora s prikazom protoka zraka izvan i u jezgri.....	36
Slika 4.3.	Reduktor se primjenjuje i kod turbo-propelerskih zrakoplova	37
Slika 4.4.	Primjena reduktora u zrakoplovstvu	37
Slika 4.5.	Primjena reduktora u zrakoplovstvu	38
Slika 4.6.	Povijesni prikaz testnih GTF motora	38
Slika 4.7.	Prikaz proizvođača koji su razvijali GTF motor	39
Slika 4.8.	Razvoja karta GTF motora.....	40
Slika 4.9.	Prvi let PurePower motora	40
Slika 4.10.	Konstrukcija i opis karakteristika GTF-a.....	42

Slika 4.11.	Ventilator GTF-a.....	43
Slika 4.12.	CAD crtež lopatice ventilatora GTF motora.....	43
Slika 4.13.	Cijene pojedinih dijelova motora.....	44
Slika 4.14.	Konstrukcija planetarnog reduktora u GTF motoru.....	45
Slika 4.15.	Kompresor niskog i visokog tlaka	46
Slika 4.16.	Stehiometrijski omjer daje najveću emisiju NO _x -a	47
Slika 4.17.	Potencijal redukcije NO _x -a kod osiromašenog izgaranja.....	47
Slika 4.18.	Jedan stupanj visokotlačne turbine	48
Slika 4.19.	Reduktor omogućuje i bolju efikasnost LP turbine	48
Slika 4.20.	LEAP motor i njegove karakteristike.....	50
Slika 4.21.	Prednosti LEAP-a mjerena kroz aerodinamiku i tehnologiju materijala	51
Slika 4.22.	Promjeri ventilatora i potrošnja goriva na zrakoplovima s LEAP motorima ...	51
Slika 4.23.	Konstruktivne razlike između LEAP-a i GTF-a.....	52
Slika 4.24.	Mjerenje buke na minhenskoj zračnoj luci (lijevo – TF, desno – GTF).....	54
Slika 4.25.	Lijevo: Manja brzina ventilatora razvija manje buke; Desno: Usporedba buke GTF-a i TF-a po komponentama	54
Slika 4.26.	Niskotlačni modul turbine za velike brzine (GTF i LEAP).....	57
Slika 4.27.	Tri osnovna tipa zrakoplova odabrana u usporedbi	59
Slika 4.28.	Dimenzije osnovnog modela zrakoplova.....	60
Slika 4.29.	Raspored sjedenja u 777-200ER zrakoplovu	60
Slika 4.30.	Konstrukcija P&W-ovih UEET motora.....	61
Slika 4.31.	Konstrukcija GE UEET motora	62
Slika 4.32.	P&W UEET specifična potrošnja u odnosu na promjer ventilatora	62
Slika 4.33.	GE UEET specifična potrošnja u odnosu na promjer ventilatora.....	63
Slika 4.34.	Potrošnja goriva pri optimalno BPR-u za GE i P&W UEET motore	63
Slika 4.35.	Potisak motora pada s porastom brzine polijetanja.....	64
Slika 4.36.	Potisak na razini mora za motore s istim potiskom na 0.25 Macha.....	64
Slika 4.37.	Koeficijent ukupnog otpora u odnosu na omjer dužine/širine gondole	65
Slika 4.38.	Odnos mase i promjera ventilatora kod UEET motora.....	66
Slika 4.39.	Ovisnost buke o FPR-u na razini mora pri polijetanju.....	66
Slika 4.40.	Emisija Nox-a pri polijetanju u odnosu na PR (omjer tlakova).....	67
Slika 4.41.	Profil UEET Talon X komore izgaranja	68
Slika 5.1.	Presjek turbo-ventilatorskog motora s označenim granicama sustava.....	72
Slika 5.2.	Ovisnost specifičnog potiska o kompresionom omjeru	75
Slika 5.3.	Ovisnost specifičnog potiska o Machovom broju i bypass omjeru	75
Slika 5.4.	Ovisnost specifične potrošnje goriva u odnosu na π_c	76
Slika 5.5.	Ovisnost specifične potrošnje goriva o Machovom broju i bypass omjeru	76
Slika 5.6.	Ovisnost ukupne i propulzivne efikasnosti o α i π_c	77
Slika 5.7.	T-s dijagram turbo-ventilatorskog motora s gubicima za struju kroz jezgru motora (lijevo) i bypass struju (desno)	81
Slika 6.1.	GE90-115B je najsnažniji motor na svijetu	87
Slika 6.2.	Presjek PurePower motora s reduktorom.....	90

POPIS TABLICA

Tablica 1.	Omjer kompresije i ukupni omjer tlakova	31
Tablica 2.	Razine razvoja tehnologije u zrakoplovstvu.....	41
Tablica 3.	Razlike u konfiguracijama s obzirom na broj komponenti.....	52
Tablica 4.	Tehničke specifikacije osnovnog tipa zrakoplova.....	60
Tablica 5.	Tehničke karakteristike P&W-ovih motora.....	61
Tablica 6.	Tehničke karakteristike GE-ovih motora	62
Tablica 7.	Prethodno definirane veličine u termodinamičkom proračunu	72
Tablica 8.	Trendovi potisne sile i potrošnje u ovosnosti o bypass omjeru	77
Tablica 9.	Veličine koje ne ovise o bypass omjeru (iste su za TF i GTF motor)	78
Tablica 10.	Veličine za hladnu struju za TF i GTF motor.....	78
Tablica 11.	Rezultati termodinamičkog ciklusa za TF i GTF motor.....	78
Tablica 12.	Izračunate efikasnosti za TF i GTF motor.....	79
Tablica 13.	Izračunate vrijednosti potisne sile za TF i GTF motor uz $m = 370 \text{ kg/s}$	79
Tablica 14.	Temperatura i tlak na karakterističnim točkama termodinamičkog procesa	81
Tablica 15.	Maseni protok za $\alpha := 12$	81
Tablica 16.	Izračunate snage za $\alpha := 12$	82
Tablica 17.	Tržište novih zrakoplova s jednim prolazom u 2011.	83
Tablica 18.	Tržišni udio proizvođača zrakoplovnih motora.....	84
Tablica 19.	Tehničke specifikacije CFM56 motora	84
Tablica 20.	Tehničke specifikacije LEAP motora.....	85
Tablica 21.	Tehničke specifikacije GP7200 motora.....	86
Tablica 22.	Tehničke specifikacije GE90 i GENx motora.....	87
Tablica 23.	Tehničke specifikacije V2500 motora.....	88
Tablica 24.	Tehničke specifikacije SaM146 motora	89
Tablica 25.	PurePower serija GTF motora	91
Tablica 26.	Tehničke specifikacije Trent motora	92

POPIS KRATICA I SUBSKRIPTA

TF	Turbo-ventilatorski motor
GTF	Turbo-ventilatorski motor s reduktorom
IPCC	Međunarodna organizacija za praćenje klimatskih promjena
IATA	Međunarodna udruga zrakoplovnih prijevoznika
LPC	Niskotlačni kompresor
HPC	Visokotlačni kompresor
LPC	Niskotlačni kompresor
HPT	Visokotlačna turbina
CAEP	Odbor za zaštitu okoliša u zrakoplovstvu (Committee on Aviation Environmental Protection)
CLEAN	Europski program za čistu energiju
FOD	Sustav za zaštitu od ulaska stranih tijela u jezgru motora (Foreign object damage)
SFC	Specifična potrošnja goriva
OPR	Ukupan omjer tlakova
CR	Omjer kompresije
BPR	Bypass omjer
P&W	Pratt&Whitney
GE	General Electric
R-R	Rolls-Royce
UEET	Ultraefikasna tehnologija
c	Kompresor
t	Turbina
d	Usisnik
f	Ventilator

POPIS OZNAKA

Oznaka	Jedinica	Opis/značenje
c_{pc}	[J/kg K]	Specifični toplinski koeficijent pri konstantom tlaku u kompresoru
c_{pt}	[J/kg K]	Specifični toplinski koeficijent zraka u turbini
g	[m/s^2]	Standardno ubrzanje slobodnog pada
h_{PR}	[J/kg]	Specifična entalpija goriva
m_f	[kg/s]	Maseni protok zraka izvan jezgre motora
m_c	[kg/s]	Maseni protok zraka kroz jezgru motora
M		Machov broj
a	[m/s]	Brzina zvuka
V	[m/s]	Brzina leta zrakoplova
p	[Pa]	Apsolutni tlak
p_0	[Pa]	Zaustavni tlak
p_a	[Pa]	Atmosferski tlak
sfc	[mg/sec/N]	Specifična potrošnja goriva
T	[K]	Apsolutna temperatura
T_a	[K]	Temperatura atmosfere
R_c	[J/kgK]	Individualna plinska konstanta za zrak
R_t	[J/kgK]	Individualna plinska konstanta za plinove izgaranja

Grčke oznake	Opis/značenje
γ	politropski eksponent
η	koeficijent iskoristivosti
α	Bypass omjer
π	Omjer tlakova
τ	Omjer temperatura
γ	politropski eksponent

SAŽETAK

Na početku rada napravljen je kratak osvrt na globalno zrakoplovno tržište te su navedeni osnovni razlozi zbog kojih ćemo uskoro letjeti u zrakoplovima opremljenim motorima s reduktorom. Prikazan je i općeniti razvoj mlaznih motora kroz povijest te je opisana njihova konstrukcija po elementima, istaknute su specifičnosti i razlike.

Nadalje, napravljena je pregled turbo-ventilatorskog motora s reduktorom (GTF) te analizirano kako parametri poput bypass omjera, ukupnog tlaka na ventilatoru, promjer ventilatora i ostali parametri utječu na performanse, potrošnju, emisiju štetnih plinova...

Kod turbo-ventilatorskog motora (TF), pokazano je kako se koncept razvijao kroz povijest, opisana je konstrukcija motora po komponentama te napravljena usporedba s klasičnim turbo-ventilatorskim motorom bez reduktora, kao i s konkurentnom LEAP tehnologijom. Na kraju teoretskog dijela naveden je pregled novih motora i tehnologija najvećih svjetskih proizvođača.

U analitičkom dijelu proveden je termodinamički proračun ciklusa GTF i TF motora te na temelju istih provedena usporedba bypass omjera, iskoristivosti i potrošnje.

1. UVOD

Zračni prijevoz već je godinama najbrže rastuća grana prijevoza s prosječnom stopom rastom od oko 5% godišnje [1]. Ukupna emisija štetnih plinova postala je sve veća prijetnja globalnoj atmosferi pa je čitava grana prijevoza s gledišta ekologije pod sve većim povećalom lokalne zajednice, međunarodnih Vlada i organizacija, ali i samih proizvođača zrakoplova. Sagorijevanjem goriva zrakoplovi u okoliš ispuštaju plinove koji uzrokuju efekt staklenika. Prema podacima Međunarodne organizacije za praćenje klimatskih promjena ti isti štetni plinovi na visini od nekoliko tisuća metara imaju od 2 do 4 puta veći utjecaj na zagađenje okoliša nego na zemlji. Već danas zrakoplovi su odgovorni za ukupno 5% svih antropogenih zračenja (nastalih kao posljedica ljudske djelatnosti), a prema sadašnjim projekcijama rasta do 2050. mogli bi utjecati s ukupno 12.2%.

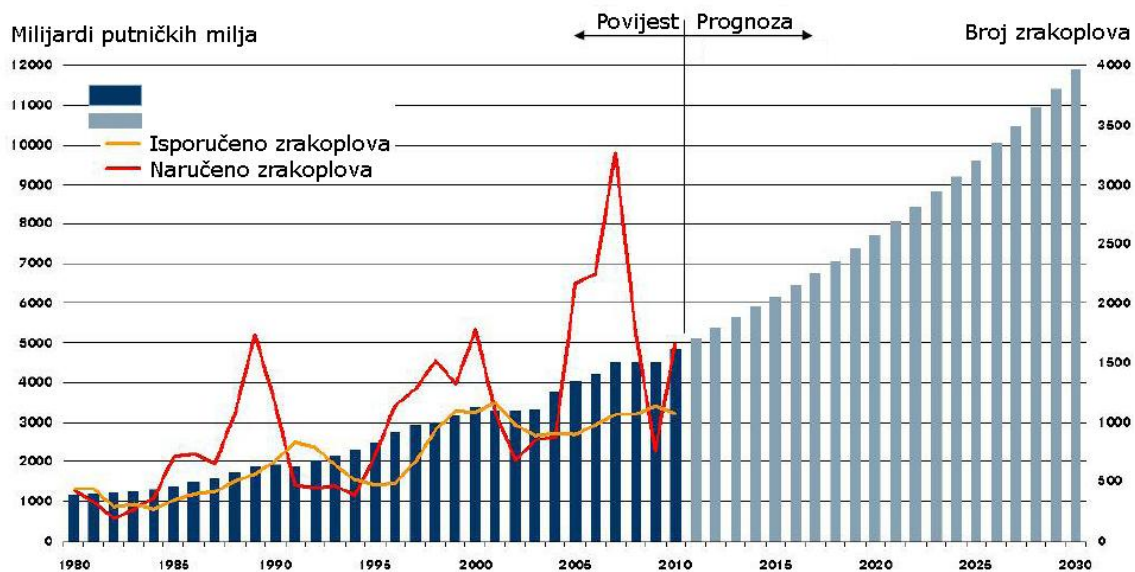
Nadalje, osim ekološkog, zračni prijevoz ima veliki utjecaj i na potrošnju globalne energije. Tako trenutačno globalno zrakoplovstvo troši između 2 i 3% ukupno proizvedenih fosilnih goriva, čak 80% odlazi na civilno zrakoplovstvo [2]. S obzirom na trendove taj će se postotak u nadolazećim godinama značajno povećati. Općenito, svake se godine od 20 do 25% proizvedenih fosilnih goriva potroši na prijevoz, od čega zrakoplovstvo troši 13% što ga svrstava na drugo mjesto najvećih potrošača energije, odmah iza cestovnog.

U nastojanju za smanjenjem težine samog zrakoplova i prosječne potrošnje goriva, operativnih troškova, emisije štetnih plinova i zagađenje bukom, proizvođači zrakoplova u stalnoj su potrazi za inovativnim tehnologijama i novim rješenjima koja bi im mogla omogućiti tako nešto. Jedan obećavajući koncept, nakon gotovo dva desetljeća istraživanja i razvijanja, uskoro kreće u masovnu proizvodnju. Za razliku od standardnih turboventilatorskih motora kod kojih se ventilator na prednjem dijelu motora i turbina okreću istom brzinom, GTF motori omogućuju svakom od njih da se okreću svojom optimalnom brzinom, nudeći pritom znatno veću energetska učinkovitost.

Ovakvim pristupom omogućeno je daljnje povećanje bypass omjera (omjer između količine zraka koji prolazi kroz jezgru motora s količinom zraka koja je obilazi) s uobičajenih 8:1 na revolucionarnih 12:1. Zrakoplovi opremljeni ovakvim motorima trošiti će 15% manje goriva, u zrak će ispuštati 12% manje ugljičnog dioksida i do 50% manje dušikovih oksida, a bit će i tiši za čak 50% [3].

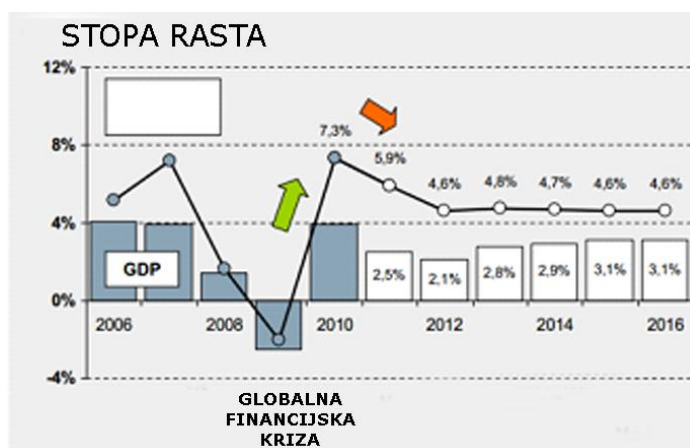
1.1. Globalni trendovi u zrakoplovnoj industriji

Danas diljem svijeta na oko 3700 zračnih luka leti više od 2000 zrakoplovnih prijevoznika s ukupno više od 23.000 zrakoplova. Rast zračnog prijevoza u proteklih trideset godina iznosio je u prosjeku 5% godišnje uz značajne oscilacije uslijed turbulentne ekonomije, ratova, visokih cijena goriva, a nove projekcije govore kako će u nadolazećim godinama biti još i veći.



Slika 1.1. Razvoj zračnog prometa kroz povijest [1]

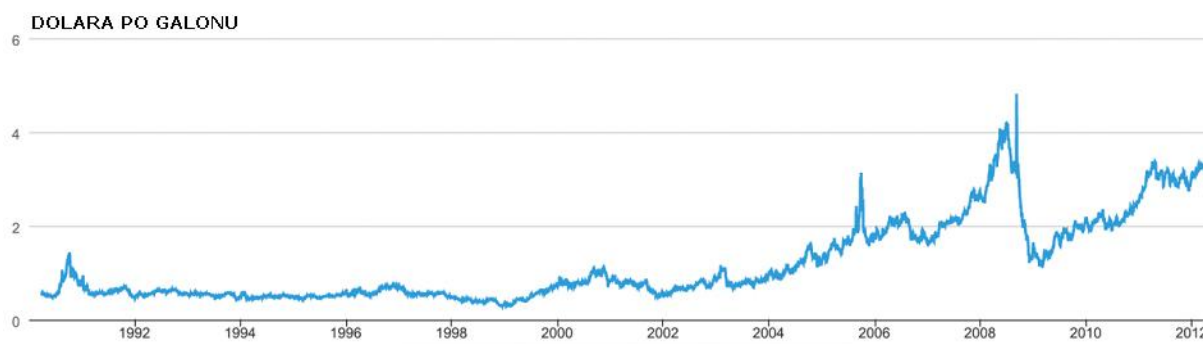
Globalni rast zračnog prometa u pravilu je za 1.5% veći od stope rasta globalnog bruto društvenog proizvoda i on bi prema procjeni IATA-e [1] i ove godine trebao iznositi 4.6%. U sljedeći 15 godina zračni promet će se udvostručiti uz dosadašnje stope rasta.



Slika 1.2. Razvoj zračnog prometa u ovisnosti o globalnom BDP-u

Zrakoplovna industrija oduvijek je uvelike pridonosila velikom rastu gospodarstva, prijevoza, proizvodnje, razvoja novih tehnologija te općenito boljitku mnogih drugih grana modernog društva. Prema podacima Međunarodne udruge za zračni prijevoz (IATA-e) zarada zrakoplovne industrije u 2011. iznosila je 4 milijarde dolara što je čak 78% manje u odnosu na 18 milijardi dolara iz 2011. U 2012. očekuje se daljnji pad profita na 3 milijarde dolara. Trenutačno najveća potražnja za novim zrakoplovima je na Bliskom istoku i Aziji (prvenstveno Kini) koje si uslijed velikog prihoda od prodaje nafte, odnosno uslijed velikog gospodarskog rasta, mogu priuštiti daljnju ekspanziju postojećih flota.

U Europi, drugom najvećem tržištu na svijetu po pitanju zračnog prometa, zrakoplovne kompanije ove su godine ostvarile gubitak od gotovo 600 milijuna dolara. U odnosu na 2011., na Starome kontinentu broj letova ove se godine smanjio za 1.3%, odnosno s 9.8 na 9.7 milijuna. Od 2013. očekuje se blagi oporavak, a 2014. ponovno bi brojka trebala premašiti rekordnih 10 milijuna letova iz 2008.



Slika 1.3. Kretanje cijena kerozina u posljednjih 20 godina [4]

Od svih navedenih, upravo je visoka cijena goriva glavni razlog velikog pada profitabilnosti zrakoplovnih kompanija. Promjena cijene goriva [4] za svega jedan dolar zrakoplovne kompanije stoji 1.6 milijardi na godišnjoj bazi. Uslijed porasta barela nafte, 2012. čak 34% operativnih troškova odlazi upravo na gorivo, dok je 2001. to bilo svega 13%.

1.2. Povijest motora u zrakoplovstvu [5]

1.2.1. Početak razvoja zrakoplovstva

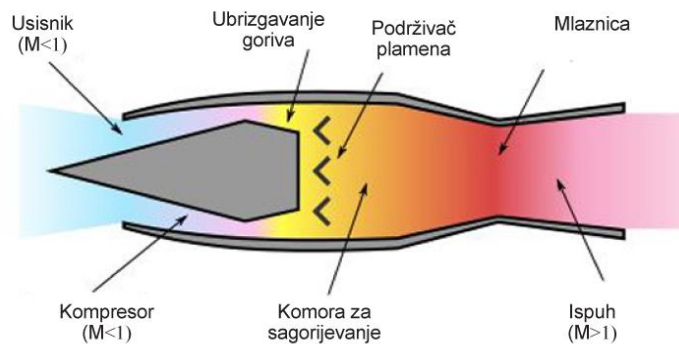
Propulzija, nevidljiva sila koja je u stanju podignuti zrakoplov sa zemlje, održati ga u zraku te sigurno spustiti na zemlju, bila je velika zagonetka za mnogobrojne pionire zrakoplovstva. Mehanički rad ljudskih mišića nije bio dovoljan za takav poduhvat, parni strojevi zbog svoje velike mase također nisu bili opcija, kao ni prvi praktični plinski motor iz 1860. koji je izumio Francuz J.J. Etienne Lenoire, odnosno njegov četverotaktni nasljednik iz 1867. kojeg su razvili Otto i Langen. Velika prekretnica, kako za industriju općenito tako i za zrakoplovstvo, je pojava četverotaktnog benzinskog motora 1885. kojeg su odvojeno razvili Gottlieb Daimler i Karl Benz. Kako je za potrebe prvog zrakoplova braće Wright ovakav motor imao loš odnos snage i mase, angažirali su mehaničara Charles Edward Taylor koji je u samo šest tjedana izradio aluminijski, vodom hlađeni motor mase 68.9 kilograma. Motor je razvijao 12 KS.

1.2.2. Prikaz motora po godinama

Nakon prvih uspješnih letova, uslijedio je strelovit napredak po pitanju propulzije i daljnjeg razvoja motora:

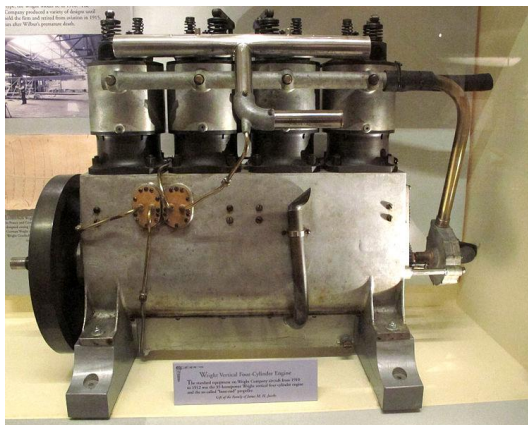
- 1903: Manly-Balzer izradili su radijalni motor s 52 KS mase svega 54 kilograma, ujedno i daleko najlakši u to vrijeme
- 1906: Léon Levavasseur proizveo je uspješni, vodom hlađeni, V8 motor za zrakoplove
- 1908: René Lorin patentirao je nabojno-mlazni (*ramjet*) motor koji se zasnivao na ideji da se ispuh iz motora s unutrašnjim sagorijevanjem iskoristi kao mlazni pogon. Motor je u biti cijev u kojoj se promjenom poprečnog presjeka kinetička energija zraka pretvara u potencijalnu. Zrak ulazi na usisniku te se postepeno usporava uslijed povećanja poprečnog presjeka, a sukladno Bernoulijevoj jednadžbi tlak mu raste. U najširem dijelu motora, smješteni su raspršivači goriva koji ubacuju gorivo u komoru izgaranja gdje se pod tlakom zapali mješavina goriva. Dolazi do oslobađanja velike količine toplinske energije. Tlak naglo raste i stvara se velika razlika tlakova u odnosu na onaj u okolišu. Na principu te razlike tlakova i promjene poprečnog presjeka mlaznice, plin se ubrzava na brzinu zvuka. Potencijalna energije nastala ovim procesom gura zrakoplov prema naprijed. Konstrukcija motora izuzetno je jednostavna, nema nikakvih pokretnih dijelova, no motor ne može raditi u statičkim uvjetima, niti se može sam pokrenuti iz stanja mirovanja. Efikasan je tek

na velikim brzinama iznad tri Macha. Posebno je pogodan za upotrebu koja zahtjeva male i jednostavne pogone na velikim brzinama leta poput raketa.



Slika 1.4. Presjek nabojno-mlaznog motora [5]

- 1908: Gnome Omega dizajnirao je prvi rotacijski motor za masovnu proizvodnju. Ovaj motor zaslužan je za pravu revoluciju u zrakoplovnoj industriji, 1909. postavio je svjetski rekord sa 180 prijeđenih kilometara u jednom letu



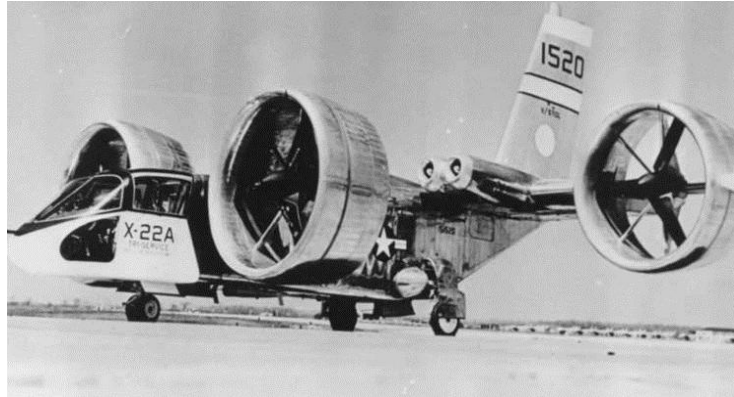
Slika 1.5. Charles Edward Taylor izradio je prvi motor za braću Wright [5]



Slika 1.6. Rotacijski Gnome Omega motor iz osam litara razvijao je 50 KS [5]

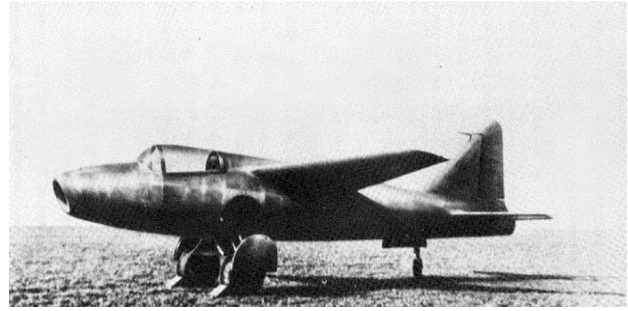
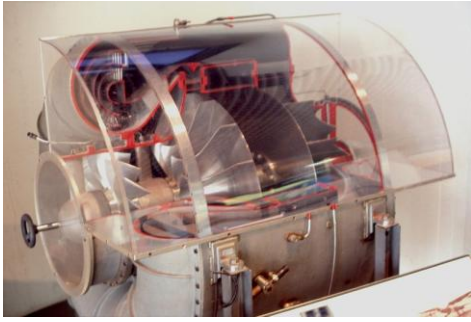
- 1910: Coandă-1910; izložen je prvi motor s ventilatorom, vrstom propelera, smještenim u cijev koja reducira vršne vrtloge. U odnosu na klasični propelerski motor s ventilatorom u cijevi donosi mnoge prednosti. Ventilatori u cijevi imaju kraće krakove nego klasični propeleri što im omogućuje da se okreću većim brzinama. Zbog manjih gubitaka na vrhovima lopatica propelera, znatno su efikasniji, posebice pri manjim brzinama. Nadalje, zahvaljujući promjenjivom presjeku cijevi moguće je (prema Bernoullijevom principu) povoljno utjecati na brzinu i tlak zračne struje zbog čega je ovakav motor učinkovitiji čak i na većim brzinama. Ujedno su tiši, a nude veću razinu sigurnosti na zemlji zbog manje mogućnosti ozljeđivanja propelerom. S druge

strane, kompleksniji su za izradu i pridonose povećanju mase zrakoplova, čak iako su djelomično izrađeni od kompozitnih materijala. Manje su učinkoviti na brzinama krstarenja, zahtijevaju veći broj okretaja po minuti i minimalne vibracije. Također pri letu s kutom nagiba većim od 30 stupnjeva, na dijelu motora znatno raste otpor zraka.



Slika 1.7. Zahvaljujući Coanda-1910 motoru Bell X-22 je mogao letjeti horizontalno i vertikalno [5]

- 1914: Auguste Rateau predložio je, kao jedno od rješenja za poboljšanje performansi na većim visinama leta, upotrebu kompresora pokretanog ispuhom - turbopunjača. Nakon testiranja odustalo se od te ideje, no danas se naveliko primjenjuju u autoindustriji i proizvodnji energije.
- 1918: Sanford Alexander Moss iskoristio je Rateauovu ideju te izradio prvi uspješni turbopunjač.
- 1926: Inženjer zrakoplovstva Armstrong Siddeley Jaguar izradio je prvi kompresor s prednabijanjem namijenjen zrakoplovima te ga sparao s dvorednim, zrakom hlađenim, radijalnim 14-cilindarskim motorom (365 KS).
- 1930: Frank Whittle patentiravši svoj prvi mlazni motor započeo je novu eru u povijesti zrakoplovstva.
- 1939: Prvi mlazni motor u povijesti Heinkel HeS 3 pokretao je njemački zrakoplov He 178 [10]. Izradio ga je Hans von Ohain. Iako je bio uspješan, motor je imao premali potisak za serijsku proizvodnju. Njegova poboljšana izvedba HeS 3b razvijala je potisak od 4.4 kN pri 13.000 okr/min i brzini od 800 km/h. Motor od 360 kilograma bio je dugačak 1.48 i širok 0,93 metara.



Slika 1.8. Prvi mlazni motor Heinkel HeS 3 pokretao je Heinkel He 178 [5]

- 1940: Jendrassik Cs-1 je prvi zrakoplov s turbo-propelerskim motorom
- 1944: Poletio je Messerschmitt Me 163 Komet, prvi zrakoplov na raketni pogon. Njegov dizajn bio je revolucionaran razvijajući do tada neviđene performanse - 1123 km/h. Proizvedeno je više oko 370 primjeraka, no Komet se ipak pokazao kao neučinkovit borbeni zrakoplov.



Slika 1.9. Messerschmitt Me 163 Komet i njegov motor na raketni pogon HWK 109-509A [5]

- 1947: Chuck Yeager prvi je letio nadzvučnom brzinom na Bell-u X-1 na raketni pogon. X-15 kasnije je postigao brzine veće od 6 Macha.



Slika 1.10. Charles Yeager je na Bell-u X-1 prvi put povijesti letio brzinom većom od brzine zvuka [5]

- 1948: predstavljen je prvi turbo-osovinski motor (100 KS); dvije godine kasnije stigao je i njegov snažniji nasljednik - Turbomeca Artouste (280 KS).
- 1949: Poletio je Leduc 010, prvi zrakoplov pokretan nabojno-mlaznim (ramjet) motorom
- 1950: Rolls-Royce Conway, prvi serijski turbo-ventilatorski motor s bypass omjerom od 4:1, ima je sedam-stupanjski kompresor niskog tlaka. Prvih šest bilo je izrađeno od aluminija, a posljednji od titana. Visokotlačni kompresor bio je izveden u devet stupnjeva, prvih sedam izrađeno je od titana, a posljednja dva od čelika. Pokretala ga je dvostupanjska turbina preko šupljih, zrakom hlađenih, lopatica. Slijedila je dvostupanjska turbina zadužena za pokretanje niskotlačnog kompresora. Svi dodatni elementi smješteni su oko prednjeg dijela zrakoplova kako bi se što manje povećao promjer motora. Kućište motora izrađeno je od titana.



Slika 1.11. Prvi turbo-ventilatorski motor, Rolls-Royce Conway, bio je dugačak 3.409 metra uz promjer od 0.96 metara [5]

- 1960: General Electric je predstavio TF39, turbo-ventilatorski mlazni motor s visokim bypass omjerom što je rezultiralo većim potiskom i boljom učinkovitosti
- 2002: Testiran je HyShot scramjet
- 2004: Hyper-X, prvi scramjet motor koji je uspješno održao visinu
- 2013. Turbo-ventilatorski motor s reduktorom ulazi u serijsku proizvodnju

2. OPĆENITO O MLAZNIM MOTORIMA

2.1. Specifičnosti mlaznih motora

Zrakoplovni motor jedan je od najzahtjevnijih sustava na samom zrakoplovu. Za razliku od motora namijenjenih pokretanju automobila, znatno su kompleksniji te su pred njima postavljeni mnogobrojni dodatni zahtjevi:

- visoka razina pouzdanosti; jer unatoč znatno ekstremnijim uvjetima rada (po pitanju temperature, tlaka, brzine i ubrzanja) u letu nema prostora za grešku ili kvar
- mala masa i što veći omjer snage i mase; zbog postizanja što niže ukupnu masu zrakoplova, odnosno veće nosivosti i boljih performansi
- male dimenzije; povećanjem gabarita raste otpor, potrošnja i troškovi, a padaju performanse
- Jednostavnost održavanja sa što kraćim servisnim intervalima i nižim troškovima
- visoka učinkovitost
- niska emisija štetnih plinove kako bi se što manje utjecalo na okoliš

Nadalje, za razliku od automobilske koji u prosjeku 20% vremena radi s ukupno 65% ili više svoje snage (pretežito dok ubrzava), zrakoplovni motor na prosječnom putničkom zrakoplovu, barem 65% vremena radi s opterećenjem od 75% maksimalne snage, a prilikom polijetanja po nekoliko minuta na maksimalnoj. Omjer je još izraženiji kod borbenih zrakoplova, no dugo vrijeme rada na režimu velike snage i bezbolno održavanje stalnih promjena režima rada, ne smije ugroziti pouzdanost zrakoplova. Zbog veće razine sigurnosti, mnogi dijelovi se udvajaju što u određenom broju slučajeva dovodi do novog povećanja težine zrakoplova. Primjerice, klipni motori imaju dva neovisna sustava za paljenje. S porastom visine zrak postaje rjeđi pa je motoru potrebna veća količina kisika za pravilno izgaranje. Stoga su zrakoplovi opremljeni i turbopunjačem ili kompresorom.

Za razliku od automobila kod kojih je hlađenje potpomognuto izmjenjivačem topline, kod zrakoplova to nije potrebno. Kako se zrakoplov kreće velikom brzinom, već i zračno hlađenje može lako održati optimalnu temperaturu za rad motora.

2.2. Osnovni fizikalni zakoni kod mlaznih motora

Pri mnogobrojnim izračunima sila, performansi, potrošnje i ostalih veličina, primjenjuju se tri osnovna zakona:

Newtonov treći zakon – zakon akcije i reakcije

„Lex III: Actioni contrariam semper et æqualem esse reactionem: sive corporum duorum actiones in se mutuo semper esse æquales et in partes contrarias dirigi.“

Svakom djelovanju (akciji) suprotstavlja se po intenzitetu jednako i suprotno usmjereno djelovanje (reakcija). Djelovanje dva tijela jednog na drugo jednako je i suprotno usmjereno. Potisak nastaje uslijed kretanja zraka kroz mlazni motor brzinom koja je veća nego na ulasku u sam motor. Ova sila gura zrakoplov naprijed – baš kao što balona koji ispušta zrak pod tlakom gura isti prema naprijed.

Bernoullijev princip

Zrak koji se kreće brže djeluje na površinu pod manjim tlakom nego zrak koji se kreće sporije. Povijena napadna ivica aeroprofila prisiljava zrak na gornjaci da se kreće brže, te prijeđe veći put, nego na donjaci. Zrak koji se kreće brže na gornjaci, prema Bernoulliju, stvara niži tlak nego onaj na donjaci profila. Upravo ta razlika tlakova stvara silu uzgona. Lopatice motora također imaju profil aeroprofila. Uzgon nastao rotacijom lopatica ventilatora stvara silu koja gura zrakoplov prema naprijed.

Boyleov zakon

Postoji veza između tlaka i volumena zraka iste količine. Kada zrak komprimiramo, sabijemo na manji volumen, njegov tlak mijenja se proporcionalno. Ako to nije uvjetovano nekom vanjskom promjenom, temperatura zraka rasti će s porastom tlaka. U mlaznom motoru, jako zagrijani i komprimirani, zrak se miješa s gorivom te potom izgara.

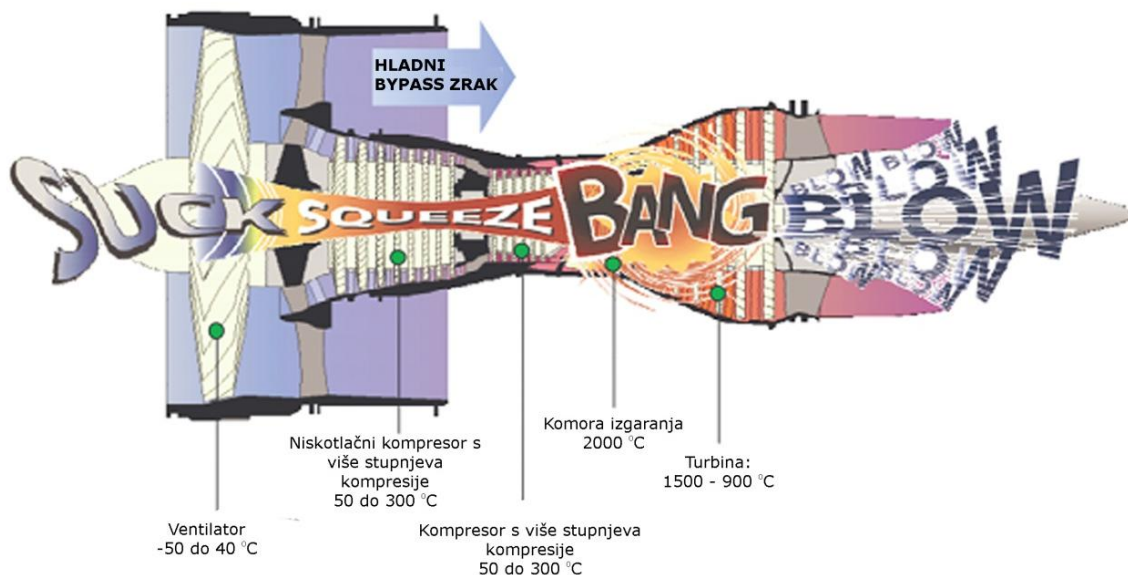
2.3. Osnovni princip rada

Princip dobivanja potiska kod mlaznih motora zasniva se na trećem Njutnovom zakonu, zrak se dovodi pod visokim tlakom u komoru izgaranja gdje se miješa s gorivom. Izgaranjem dolazi do još većeg tlaka koji plinove velikom brzinom tjera iz komore kroz mlaznicu pritom stvarajući snažnu struju zraka na stražnjoj strani motora. Ta se struja zraka kreće tako brzo u odnosu na okolišni zrak da njihova reakcija potiskuje zrakoplov prema naprijed, poput nekog

balona koji ispušta zrak. Nazivaju se još i plinske turbine jer u njima izgara plinovito gorivo koje neprekidno okreće lopatice turbine.

Mlazni motori međusobno se razlikuju po načinu rada i termodinamičkom ciklusu. Za turbo-mlazne motore aktualan je Braytonov, dok je za pulsirajuće Humphreyev termodinamički ciklus. Zahtjevi za pogon letjelica su različiti, što je također dovelo i do razlika u koncepciji i u konstrukciji mlaznih motora. Svima je zajedničko da stvaraju mlaz plinova koji velikom brzinom izlazi iz mlaznice.

Efikasnost mlaznog motora najviše ovisi o tlaku kompresije, odnosno omjeru tlakova na ulazu i izlazu iz kompresora, te temperaturi plinova koji izlaze iz komore izgaranja. Za putničke avione na dugim letovima potreban je ekonomičan motor, poput dvoprotočnog turbo-ventilatorskog motora. Raketama je potreban veliki potisak s velikim brzinama pa njihove zahtjeve najbolje ispunjava raketni i nabojno-mlazni motor. Svi mlazni motori, uzimaju zrak iz atmosfere izuzev raketnog motor, koji nosi kisik i gorivo.



Slika 2.1. Princip rada turbo-ventilatorskog motora i temperature po fazama

Princip rada plinske turbine je jednostavan:

- Usis: zrak se usisava na prednjem dijelu zrakoplova
- Kompresija: zrak se sabija na što veći tlak
- Izgaranje: u komori izgaranja gorivo se miješa sa zrakom i izgara
- Ispuh: vrući zrak se širi i ispuhuje kroz mlaznicu

2.4. Konstrukcija mlaznih motora

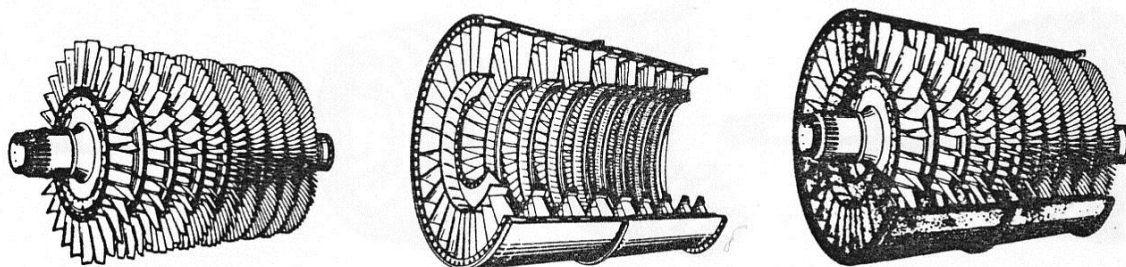
U svojoj najjednostavnijoj izvedbi mlazni motor sastoji se od tri osnovna dijela: kompresora, komore izgaranja i turbine, zajedno ih nazivamo jezgra.

2.4.1. Kompresor

Ovaj dio motora zadužen je za sabijanje zraka. U zrakoplovstvu se koriste centrifugalni i aksijalni kompresori. Kod velikih zrakoplova i motora velike snage primjenjuju se aksijalni, a zbog malog omjera kompresije po stupnju izvode se uvijek u više stupnjeva. Svaki stupanj aksijalnog kompresora pridonosi malom porastu tlaka uz veliku efikasnost. Kompaktniji su i imaju manju prednju površinu od centrifugalnih. Aksijalni kompresor čini niz rotirajućih diskova s lopaticama aerodinamičkog oblika koji progresivno sabijaju zrak. Nepokretne statorske lopatice, smještene iza svakog rotirajućeg diska, usmjeravaju strujanje zraka na sljedeći rotirajući disk. Kako se zrak kreće kroz kompresor, smanjuje mu se brzina, tlak raste i za 40 puta, a i temperatura raste znatno. Zbog bolje iskoristivosti kompresor se obično izvodi u dva ili više zasebna stupnja. Preko vratila pokreće ga turbina.

Kompresor niskog tlaka sastoji se od serije rotirajućih lopatica (rotora). Ventilator na ulazu motora gura zrak na lopatice kompresora, pritom mu se povećava tlak, temperatura kao i njegova unutrašnja energija. Nagib statora moguće je podesiti tako da podrži optimalan tlak i gladak protok zraka. Kompresor je povezan s vratilom koju pokreće turbina niskog tlaka smještena u stražnjem dijelu motora.

Slično kako i kod kompresora niskog tlaka, **visokotlačni kompresor** čine diskovi s rotirajućim lopaticama (rotorima) koje guraju zrak na stacionarne lopatice (stator). Tako zrak prvo prolazi kroz niskotlačni te potom kroz visokotlačni kompresor gdje mu tlak i temperatura dodatno rastu. Visokotlačni kompresor okreće se drugačijom brzinom nego niskotlačni, omogućavajući veću efikasnost unutar više stupnjeva kompresije.



Slika 2.2. Tipičan izgled aksijalnog kompresora [7]

2.4.2. Turbina

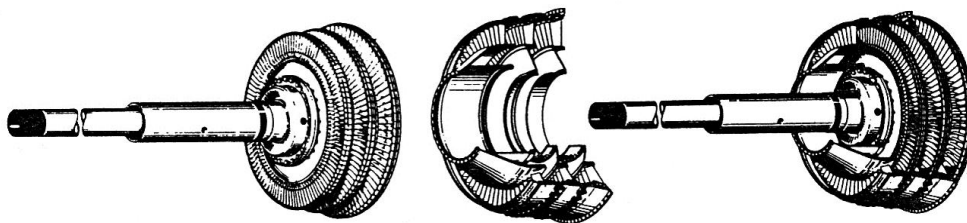
Turbinu kinetičku energiju ispušnih plinova pretvara u mehanički rad. Sastoji se od rotirajućih diskovi na koji su učvršćene lopatice aerodinamičkog oblika. Vrući plin koji izlazi iz komore izgaranja, usmjerava se preko statorskih lopatica na turbinske lopatice, te ih okreće na isti način kao što vjetar okreće vjetrenjaču. Turbina je preko vratila povezana s kompresor. Energijom koju stvara turbina pokreće se kompresor, koji potom komprimira zrak, započevši ponovno čitav ciklus. Tako praktički zrak koji je već prošao kroz kompresor, isti pokreće još jednom. Kao kompresor i turbina se obično izvodi u više stupnjeva.

Visokotlačna turbina smještena je odmah iza komore izgaranja te na sebe preuzima dio energije ispušnih plinova. Ta sila pokreće turbinu, a potom i visokotlačni kompresor. Iako je sila koja djeluje na pojedinu lopaticu relativno mala, ukupna snaga je velika zahvaljujući zbroju svih lopatica i velikom broju okretaju koje turbina može postići.

Niskotlačnu turbinu pokreću ispušni plinovi nakon što su prošli kroz visokotlačnu turbinu. Ona pokreće ventilator na prednjem dijelu motora i niskotlačni kompresor. Ventilator uvlači zrak, koji se potom komprimira i ulazi u komoru koja ponovno okreće turbinu.

U pravilu turbina dolazi s manje stupnjeva nego kompresor jer kod kompresora tlak raste, a na turbini pada.

Sve ove komponente smještene su u izdržljivom kućištu ovješnom na gondolu.

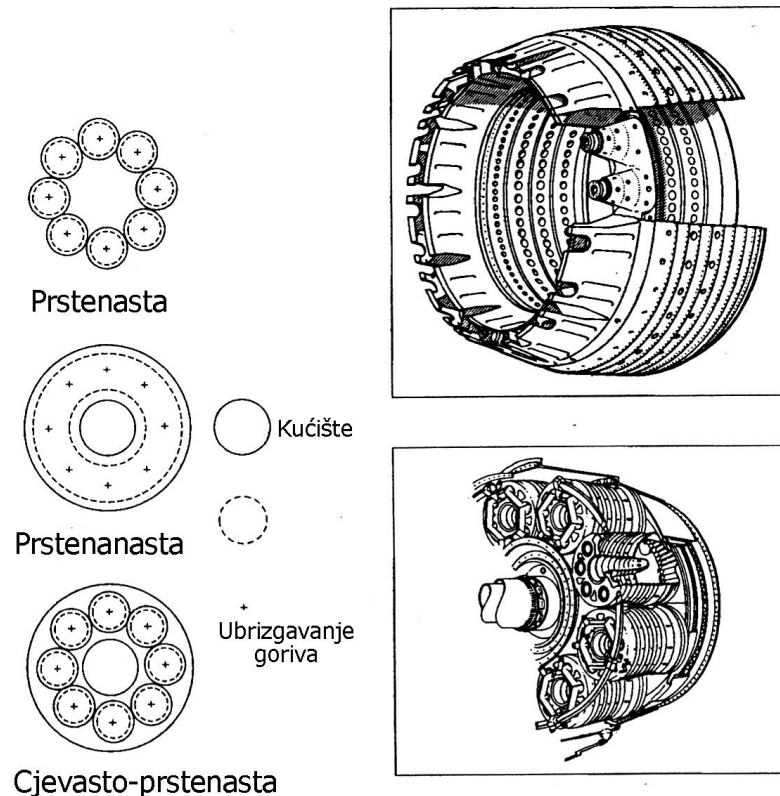


Slika 2.3. Aksijalna turbina [7]

2.4.3. Komora izgaranja

Nakon prolaska kroz kompresor, komprimirani zrak ulazi u komoru, odnosno točnije u komore izgaranja - perforirano ovalno-spljošteno kućište smješteno odmah iza kompresora i ispred turbine. Kada zrak uđe u komoru izgaranja on je na tlaku od oko 40 bara i putuje brzinom od gotovo pola Machova broja. Gorivu je u ovakvim uvjetima jako teško izgarati. Zato komora mora osigurati bolji okoliš za izgaranje, pa kroz male procjepe ulazi i sporiji zrak koji se potom miješa s gorivom. Ova mješavina se zapali te razvija temperaturu od gotovo 2000 stupnjeva Celzijevih što je vrlo blizu temperaturi taljenja lopatica turbine. Kako ne bi došlo do taljenja, mješavina zraka i goriva po izlasku iz komore izgaranja miješa se s

hladnijom strujom zraka te do samog dodira s turbinom ima temperaturu od oko prihvatljivi 1500 stupnjeva. Ispušni plinove iz komore izgaranja izlaze prema stražnjem dijelu motora stvarajući potisak. Protok zraka iz kompresora dijeli se na primarni, onaj koji se miješa s gorivom i sagorijeva u komorama izgaranja, i sekundarni koji struji oko komora (i jednim dijelom kroz otvore ulazi u komore i zadržava plamen u sredini) spuštajući temperaturu na zadovoljavajuću vrijednost. Poželjno je da pad tlaka pri prolasku plinova kroz komoru bude što manji, a cjelokupni proces izgaranja mora se odvijati unutar komore.



Slika 2.4. Presjek i tipovi komore izgaranja [7]

2.4.4. Konstrukcijski elementi izvan jezgre motora

Osim jezgre, svaki mlazni motor ima i:

Usisnik zraka - dio koji usmjerava struju zraka iz okoliša u motor. Dijelimo ih na podzvučne i nadzvučne. Kod podzvučnih zrakoplova usisnik je konstrukcijski nezahtijevan i izveden je kao konvergentna cijev. Sastoji se od aerodinamičkog otvora koji mora osigurati što manji otpor zraka, a ujedno i što manje poremetiti strujanje zraka. Usisnici su najbolji na samo jednoj brzini strujanja (leta), na svim ostalima kompresija je nešto lošija, a otpor oblika veći. Zrak koji dolazi do kompresora mora imati brzinu manju od brzine zvuka što kod nadzvučnih

zrakoplova zahtijeva kompleksniju konstrukciju usisnika koja će nadzvučnu brzinu smanjiti na podzvučnu.

Ventilator na prednjem dijelu motora sastoji se od više lopatica izrađenih od egzotičnih materijala poput ugljičnih vlakana ili titana. Pokreće ga niskotlačna turbina. Kad se ventilator okreće, u motor usisava veliku količinu zraka. Zbog velikog protoka zraka moderni mlazni motori učinkovitije stvaraju potisak. Dio zraka usmjerava se na kompresore, no najveći dio zaobići će jezgru s vanjske strane.

Mlaznica se nalazi na samom kraju motora, ima zadatak ubrzati i usmjeriti ispušne plinove u okoliš. Ukoliko je brzina ispušnih plinova veća od brzine leta dolazi do pozitivnog potiska odnosno potiskivanja zrakoplova prema naprijed.



Slika 2.5. Tipičan izgled usisnika na turbo-ventilatorskom putničkom zrakoplovu



Slika 2.6. Najnoviji tip mlaznice na Boeingu 737 može smanjiti potrošnju za 2%

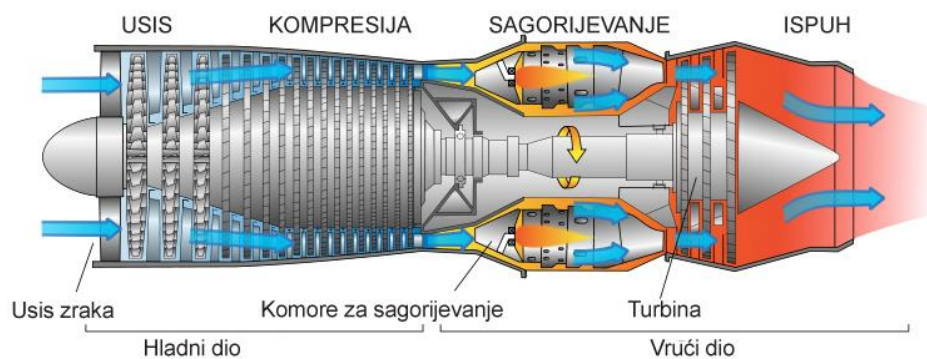
Svima mlaznim motorima zajedničko je da stvaraju potisak usmjerenog djelovanja prema naprijed, a suprotno od smjera izlaska ubranog mlaza ispušnih plinova.

2.5. Tipovi mlaznih motora

Tijekom razvoja, brzo je shvaćeno da učinkovitost motora ovisi o stupnju kompresije usisanog zraka. Kompresor je postao "nužno zlo", no ujedno je i znato zakomplicirao izvedbu jer zahtijeva turbinu za svoj pogon, a ona dolazi s mnogo pokretnih dijelova te troši značajan dio energije. U potrazi za povoljnijim i učinkovitijim načinom uvlačenja zraka međusobno su nastali različite vrste i tipovi mlaznih motora.

2.5.1. Turbo-mlazni motori (Turbojet)

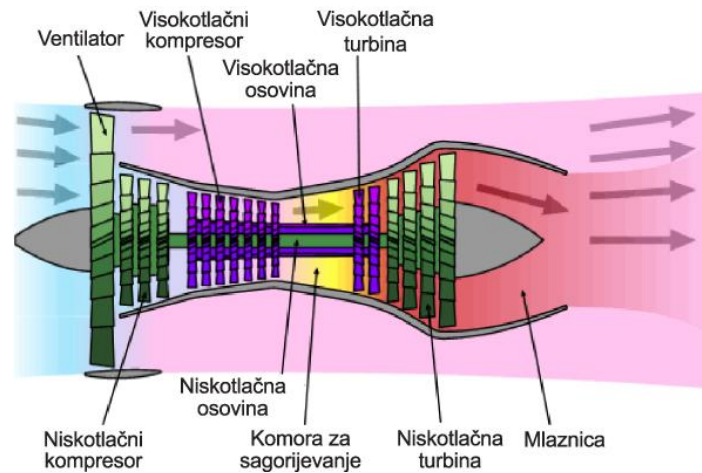
Ovo je najstarija i najjednostavnija vrsta mlaznog motora, temelji se na principu plinske turbine. Osnovni su mu dijelovi usisnik, kompresor, komora izgaranja, turbina i mlaznica. Prvenstveno je razvijen za vojne lovačke zrakoplove tijekom Drugog svjetskog rata. Kompresor (aksijalni, centrifugalni, ili oba, u kombinaciji) sabija zrak, gorivo se miješa s komprimiranim zrakom, ta smjese izgara u komori izgaranja, a zatim tako vruća prolazi kroz turbinu. Kinetička energija ispušnog mlaza plina, prolazeći kroz mlaznicu, stvara potisak.



Slika 2.7. Presjek turbo-mlaznog motora [5]

2.5.2. Turbo-ventilatorski motori (Turbofan)

Turbo-ventilatorski motor (TF) nastao je iz turbo-mlaznog te mu je konstrukcijski vrlo sličan. Ovo je dvoprotočni motor; dio zraka ulazi u jezgru motora, a dio je obilazi te odlazi u atmosferu ili ulazi u prostor iza turbine miješajući se potom s ispušnim plinovima prije ulaska u mlaznicu. Omjer količine zraka koji prolazi izvan jezgre motora u odnosu na količinu zraka kroz jezgru motora naziva se bypass omjer. Kod TF motora potisak ne dolazi samo od jezgre motora već i od bypass struje odnosno ventilatora.



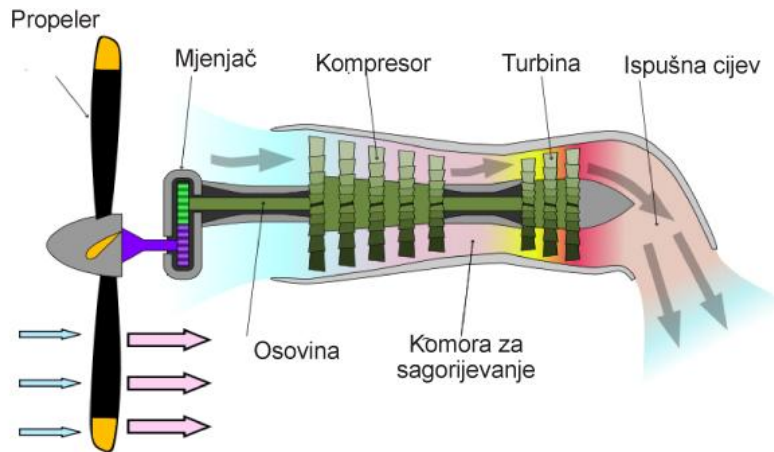
Slika 2.8. Presjek turbo-ventilatorskog motora [5]

Na podzvučnim brzinama, turbo-ventilatorski motori s malim bypass omjerom za isti specifičan potisak koriste znatno manje goriva nego mlazni motori. Mnoge moderne borbene zrakoplove pokreću upravo ovakvi motori dodatno opremljeni afterburnerom - komorom za naknadno izgaranje čija je zadaća stvaranje dodatnog potiska pri vojnom djelovanju. Motori s velikim bypass omjerom efikasni su gotovo poput turbo-propelerskih motora i uglavnom se koriste za pokretanje velikih komercijalnih zrakoplova.

2.5.3. Turbo-propelerski motori

Turbo-propelerski motori većinu energije mlaza ispušnih plinova koriste za pokretanje turbine, a ona preko osovine direktno, ili preko mjenjača za upravljanje brzinom, pokreće propeler. Brzina vrtnje propelera uglavnom je nepromjenjiva, a sila potiska koju stvara ispuh je gotovo zanemariva. Kao i ostali mlazni motori, sastoji se od usisnika zraka, kompresora, komore izgaranja i turbine. Zrak ulazi u kompresor te se sabija, gorivo se dodaje sabijenom zrakom, a potom smjesa izgara u komorama izgaranja. Vrući plinovi nastali procesom izgaranja prolaze kroz turbinu. Dio nastale energije troši se na pokretanje turbine za pogon kompresora, a preostala energija pokreće turbinu za pogon propelera.

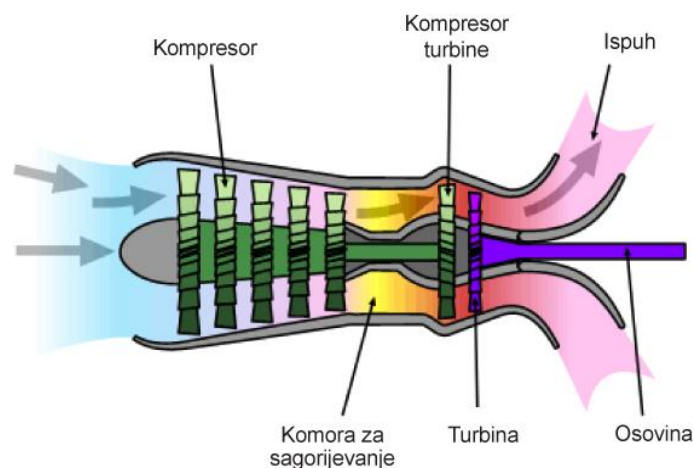
Ovi motori ugrađuju se na manje putničke i teretne zrakoplove, namijenjeni su za letove na manjim visinama i s manjim brzinama. Iako vizualno nalikuju na klipne motore, kakve možemo vidjeti na rekreativnim zrakoplovima, znatno su snažniji. Propeler je najučinkovitiji i najtiši kada se vrhovi okreću brzinom nešto manjom od brzine zvuka.



Slika 2.9. Presjek turbo-propelerskog motora [5]

2.5.4. Turbo-osovinski motori (Turboshaft)

Gotovo su identični turbo-propelerskim motorima, razlikuju se po tome što se gotovo sva energija iz ispušnih plinova koristi za pokretanje osovine koja zatim okreće propeler. Ostatak ispuha proizvodi mali ili gotovo nikakav potisak. Motor se najčešće ugrađuje u helikoptere kod kojeg pogonska osovina motora preko prijenosnih zupčanika pokreće rotor. Osim helikoptera, koristimo ih i u postrojenjima za proizvodnju električne energije ili čak za pokretanje tenkova poput modela M1.



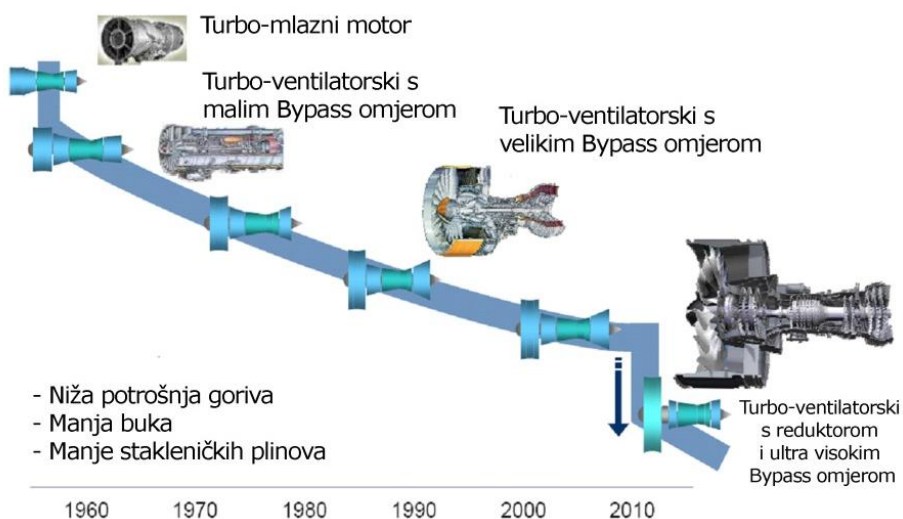
Slika 2.10. Presjek turbo-osovinskog motora [5]

Od egzotičnih mlaznih motora tu su još i nabojno-mlazni motori (ramjet), supersonični nabojno-mlazni (scramjet), propelersko-ventilatorski (propfan)... Sljedećih godina biti će sve više riječi o novoj konfiguraciji - turbo-ventilatorskim motorima s reduktorom koji u odnosu na klasične TF motore donose mnogobrojne prednosti i uštede.

3. BYPASS OMJER

3.1. Općenito

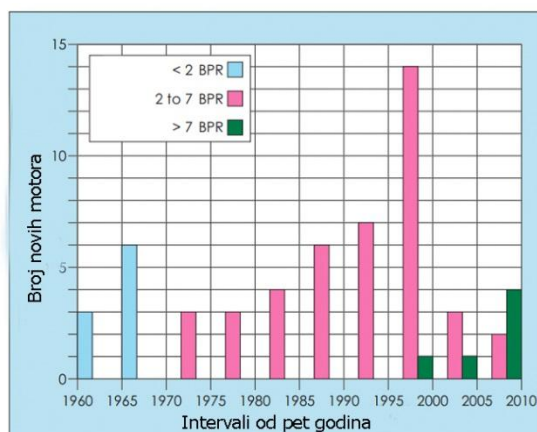
Bypass omjer (BPR) predstavlja omjer količine zraka usisane kroz ventilator koja prolazi kroz dio motora izvan jezgre motora i one koja prolazi kroz samu jezgru. Odabir BPR-a ima glavni utjecaj na efikasnost motora i potrošnju goriva, a za zadanu jezgru on određuje i brzinu izlaznog mlaza. Potraga za nižom potrošnjom rezultirala je evolucijom plinskih turbina za pokretanje komercijalnih zrakoplova od prvih turbo-mlaznih motora s BPR-om 0, do prve generacije turbo-ventilatorskih motora s niskim bypass omjerom od oko 1 do 2, pa sve do današnjih motora s visokim bypass omjerom koji se kreće u granicama od 5 do 10.



Slika 3.1. Promjena BPR-a kroz povijest

Evolucija motora se nastavlja s GTF motorima koju su ljestvicu BPR-a već podignuli iznad 12, a do 2020. očekuje se daljnji rast na više od 20.

Slika 3.2. Zastupljenost pojedinih BPR-a u relativnim omjerima kroz povijest



Zrak s vanjske strane jezgre kreće se znatno manjom brzinom nego onaj koji prolazi kroz jezgru motora. Izravna posljedica manje brzina zraka s vanjske strane jezgre je i ukupno manja brzina leta. Točna brzina ovisi o ulaznom tlaku na ventilatoru, uvjetima leta, efikasnosti kompresora i turbine... Za manju potrošnju bolji je veći BPR i što manja brzina zraka koja se kreće s vanjske strane jezgre.

Dok mlazni motori s niskim BPR-om mogu letjeti na velikim nadzvučnim brzinama, zrakoplovi s visokim bypass omjerom ograničeni su na brzine do 0.85 Macha ili manje, no uz znatno bolju efikasnost i nižu potrošnju goriva što će biti pokazano i izračunom u zadnjem poglavlju.

3.2. Osnovna podjela motora s obzirom na bypass omjer

Motori s niskim BPR-om

Najzastupljeniji su kod borbenih zrakoplova jer im je potreban kompromis između potrošnje goriva i visokih performansi na nadzvučnim brzinama. Dodatan razlog je i jednostavnija ugradnja afterburnera.

Motori s visokim BPR-om

Zbog svojih performansi i karakteristika, trenutačno su najzastupljeniji kod komercijalnih i vojnih transportnih zrakoplova, odnosno kod velikih zrakoplova kojima je u prvome planu efikasnost, a ne manevarska sposobnost, s obzirom na to da većinu vremena provode na jednoj visini i jednoj brzini leta.

Sastoje se od dvije osnovne cjeline:

- plinske turbine optimizirane za što bolje pretvaranje toplinske energije u mehaničku i
- ventilatora čiji je primarni zadatak usisati što više zraka uz što manju promjenu brzine.

Kod njih najveći dio potiska proizvodi ventilator, a ne ispušni plinovi koji prolaze kroz mlaznicu. Viši BPR osigurava nižu specifičnu potrošnju po potisku (TSFC) - troši se manje goriva (grama po sekundi) za proizvodnju potiska (kN) i to posebice kada je najpotrebnije: prilikom polijetanja i pri krstarenju.

3.3. Osnovna podjela s obzirom na protok

Jednoprotočni mlazni motor

Najjednostavniji mlazni motori imaju bypass omjer jednak nuli jer čitav zrak prolazi kroz jezgru. Potisak stvaraju ispušni plinovi koji se pod visokim tlakom i pri visokoj temperaturi

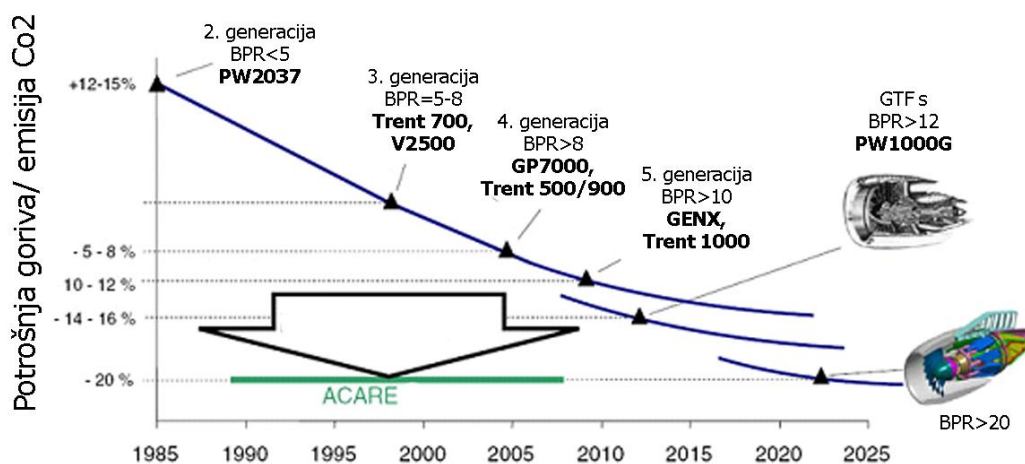
dodatno ubrzavaju ekspanzijom kroz sužavajuću mlaznicu. Energija nastala okretanjem turbine troši se na pokretanje kompresora.

Dvoprotočni mlazni motor

Za razliku od jednaprotočnih, jezgra i turbina kod dvoprotočnih motora proizvode znatno više snage nego što je potrebno za pokretanje kompresora. Višak snage koristi se za pokretanje ventilatora na prednjem dijelu motora koji bi tako trebao usisati još više zraka.

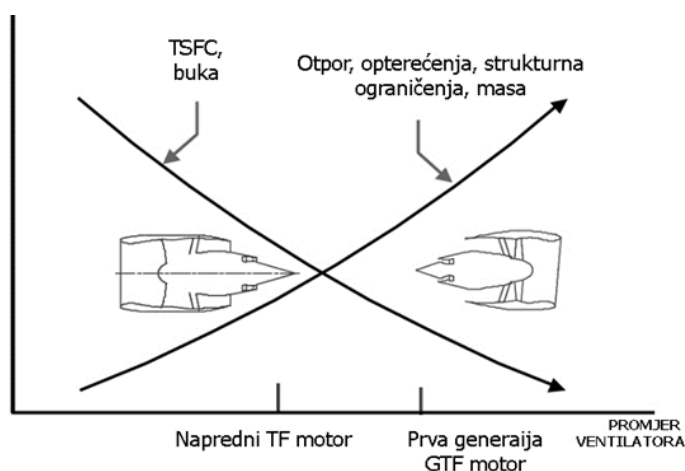
3.4. Općeniti utjecaj BPR-a na potrošnju i dimenzije motora

Odabir bypass omjera ima glavni utjecaj na efikasnost motora, a specifična potrošnja goriva (SFC) i buka smanjuju se kako BPR raste.



Slika 3.3. Utjecaj BPR-a na potrošnju goriva/emisiju CO₂

Teoretski, minimalna SFC za idealan TF motor bila bi na beskonačno velikom BPR-u. No kako se on povećava, rastu otpor i opterećenja, pa ga nije moguće povećavati beskonačno. S porastom BPR-a također raste i iznos potiska koji je dostupan iz fiksne veličine jezgre.



Slika 3.4. Specifična potrošnja u odnosu na promjer ventilatora za ultraefikasne TF motore poput GEnx-a i P&W-tnijevih motora s reduktorom [36]

Osim toga, BPR izravno utječe i na izgled, veličinu i težinu motora: klasični turbo-mlazni motori imaju mali promjer u odnosu na dužinu, dok motori s visokim bypass omjerom imaju promjer gotovo jednak dužini motora.

Naravno, veći BPR nužno ne mora značiti i da je motor bolji ili manje troši, već je neophodno za svaki promjer motora pronaći optimalni BPR u skladu s trenutno raspoloživom tehnologijom i najboljim povratom investicije.

3.5. Utjecaj ukupnog omjera tlakova motora na efikasnost

Ukupan omjer tlakova (Overall pressure ratio - OPR) je omjer tlaka prije i poslije kompresora [15]. Isto kao što omjer kompresije (CR) kod motora s unutrašnjim izgaranjem ukazuje na efikasnost, tako i ukupni omjer tlakova pokazuje kolika je efikasnost „otvorenih“ motora. Omjer kompresije i ukupni omjer tlakova povezani su na sljedeći način; kako je kompresijski omjer definiran preko volumena slijedi: $CR = \frac{V_1}{V_2}$, a omjer tlakova: $OPR = \frac{P_2}{P_1}$. Ako

primijenimo Kombinirani zakon plinova (Charlesov, Boyleov i Gay-Lussacov zakon) slijedi poveznica: $\frac{P_1 V_1}{T_1} = \frac{P_2 V_2}{T_2} \Rightarrow \frac{V_1}{V_2} = \frac{T_1 P_2}{T_2 P_1} \Leftrightarrow CR = \frac{T_1}{T_2} PR$.

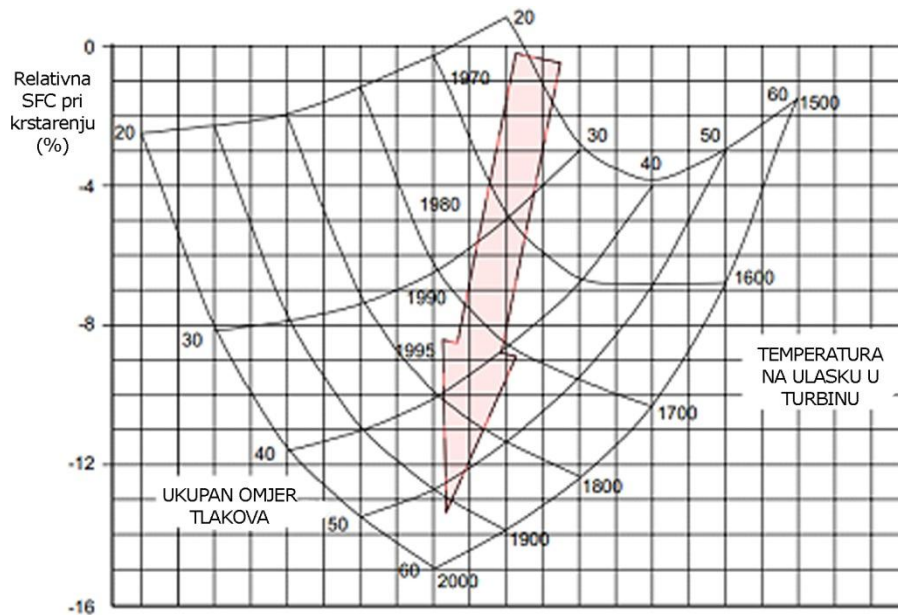
Iz gornjih izraza možemo izračunati koji omjer kompresije odgovara kojem ukupnom omjeru tlakova, rezultati su pokazani u tablici (1).

Tablica 1. Omjer kompresije i ukupni omjer tlakova [15]

CR	1:1	3:1	5:1	10:1	15:1	20:1	35:1
OPR	1:1	4:1	10:1	22:1	40:1	56:1	110:1

Naravno, kako je uslijed kompresije T_2 mnogo veći od T_1 , CR je mnogo niži nego OPR. Generalno gledajući, veći ukupni omjer znači i veću efikasnost, no uslijed većeg kompresora raste masa pa i ovdje treba postojati kompromis.

Prvi mlazni motori imali su ograničen ukupni omjer tlakova zbog neefikasnih kompresora i ograničavajućih svojstava materijala. Tako su bolji borbeni zrakoplovi tijekom Drugog svjetskog rata imali OPR oko 3:1, dok su poslijeratni zrakoplovi letjeli s omjerom od oko 5:1. Daljnji razvoj i spoznaje o materijalima, poboljšana aerodinamika kompresorskih lopatica i posebice pojava mlaznih motora s više vratila i stupnjeva kompresije doveo je do znatno većih OPR-ova, oko 39:1.



Slika 3.5. Trendovi OPR-a, SFC i ulazne temperature turbine

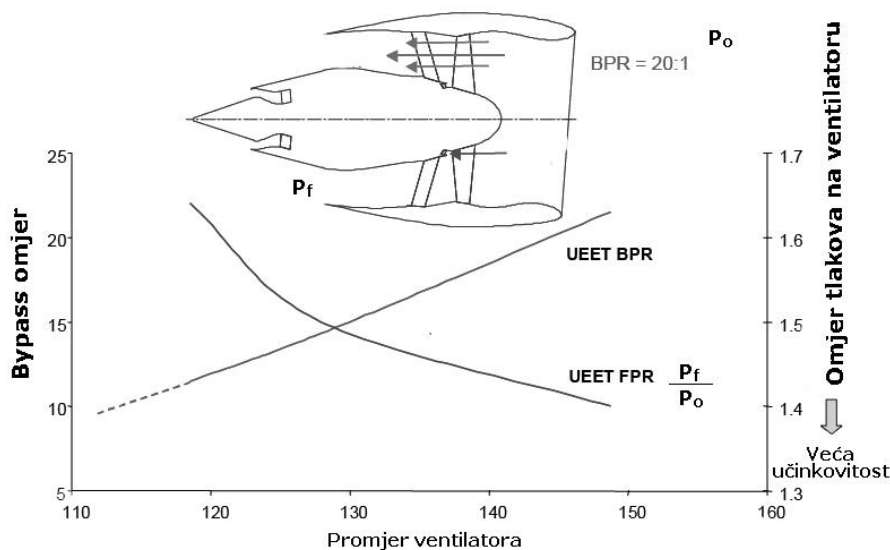
Veći ukupni omjer tlakova omogućuje ugradnju veće mlaznice što izravno znači da će se više toplinske energije pretvoriti u brzinu mlaza, a energetska efikasnost povećati, odnosno potrošnja smanjiti. Visoki ukupni omjera tlakova ima i nedostataka. Kako se zrak kreće kroz stupnjeve kompresije raste mu tlak, ali i temperatura. Javlja se jači zamor materijala uslijed viših temperatura, a posebno je izložen zadnji stupanj kompresije. Sada su kompresioni omjeri narasli na 40-50:1, što je dovelo do još većih temperatura.

3.6. Utjecaj omjera tlakova na ventilatoru (FPR) na BPR i efikasnost

Kako bismo proizveli potisak, učinkovitije je ubrzati veliku količinu zraka za mali iznos nego ubrzati malu količinu zraka za veliki iznos. Ovo je jedan od razloga zašto se teži povećanju BPR. Osim dimenzijom ventilatora, njegovo povećanje ograničeno je i količinom energije dostupne za pokretanje bypass struje. Kako bi se poboljšala efikasnosti propulzije poželjno je smanjiti omjera tlakova na ventilatoru, odnosno poželjno je da razlika tlakova prije i poslije ventilatora (u bypass struji) bude što manja. Uslijed manjeg FPR-a manja je i energija potrebna za pokretanje ventilatora, a sami time i učinkovitija propulzija.

Kako promjer ventilatora raste, povećava se omjer zraka izvan jezgre u odnosu na zrak u jezgri motora. Ovaj omjer već smo definirali kao BPR. Gledajući protok zraka kroz Drugi Newtonov zakon, osnovni Zakon gibanja; Za konstantan iznos potiska (F), kada se količina zraka (m) u bypass struji poveća, ubrzanje zraka (a), a stoga i omjer tlakova na ventilatoru

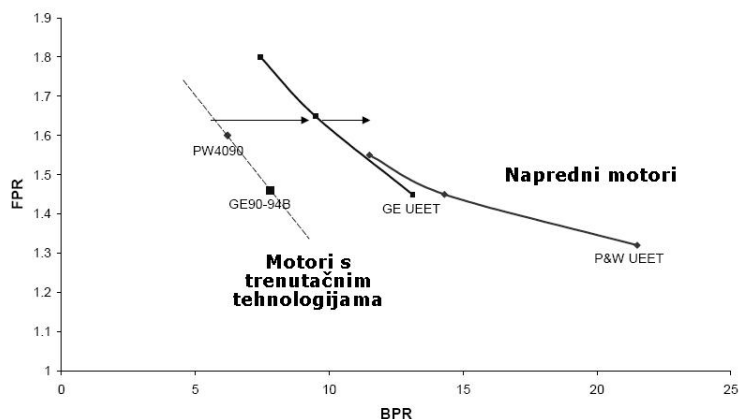
(FPR), moraju se smanjiti kako bismo zadržali istu potisnu silu ($F=ma$). Ovu inverznu poveznicu BPR-a i FPR-a pokazuje slika 3.6.



Slika 3.6. Usporedba BPR-a i FPR-a kod GTF motora [36]

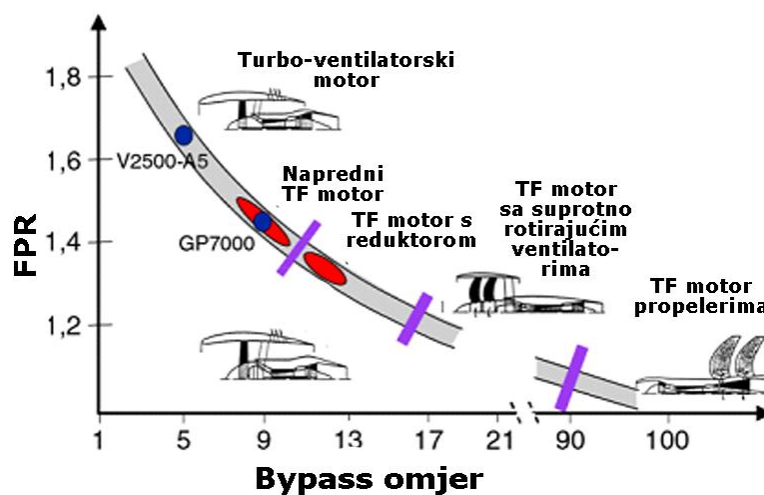
Proizvođači motora su prisiljeni povećavati BPR jer specifična potrošnja goriva i buka padaju s njegovim povećanjem. Naravno, s povećanjem BPR-a rastu masa, otpori, opterećenja i problem strukturne integracije. Stoga je za svaki motor potrebno poznavati i optimalni BPR i FPR koji mu najbolje dogovara za postizanje najboljih performansi uz najnižu potrošnju goriva, a istovremeno imajući u vidu i najbolji povrat investicije.

Slika 3.7. pokazuje usporedbu FPR-a i BPR-a standardnih motora, kakvi se danas ugrađuju u zrakoplove (GE90-94B s OPR 40 i maksimalnim potiskom od 420 kN te P&W 4090 s potiskom 440 kN i OPR 40), i motora s ultraefikasnom tehnologijom kakvi će uskoro pokretati najmodernije putničke zrakoplove. To su General Electricov GENx i P&W motor s reduktorom.



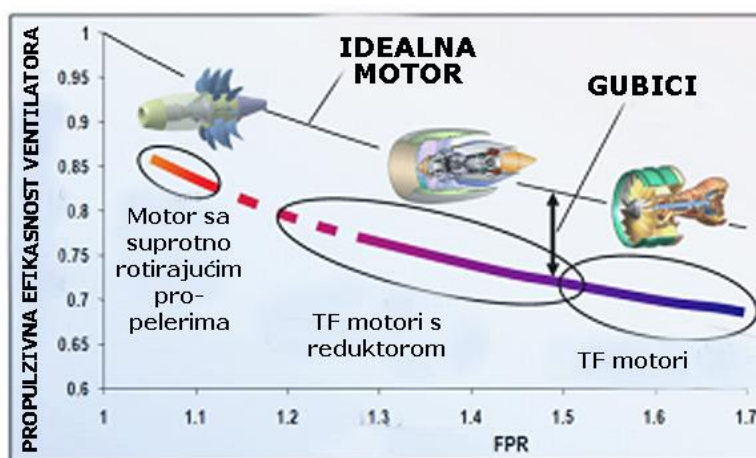
Slika 3.7. Usporedba BPR-a i FPR-a kod standardnih i UEET motora [36]

Za isti FPR, oba ultraefikasna motora nude znatno veći BPR. Primjerice na FPR 1.6, GENx motor ima gotovo dvostruki BPR nego postojeća generacija motora. Razlog leži u većem omjeru ukupnog tlaka motora (OPR), poboljšanoj turbini koja na sebe može preuzeti više kinetičke energije te manjem broju lopatica ventilatora, odnosno općenito manjoj masi motora. P&W motori znatno su bolji na bilo kojem FPR-u. To je izravna posljedica još većeg OPR-a, a posljedično i zbog reduktora koji je povećao efikasnost jezgre motora. Općenito ovisnost bypass omjera o FPR-u prikazuje slika [18].



Slika 3.8. Opća usporedba BPR-a i FPR-a [29]

Za svaki motor poželjna je postići što veću propulzivnu efikasnost. Što je ova vrijednost veća više mehaničke energije je iskorišteno za stvaranje propulzivne sile odnosno sile potiska. Propulzivna efikasnost ventilatora može se pokazati i u ovisnosti o omjeru ukupnog tlaka ventilatora. Standardni turbo-ventilatorski motori imaju manji FPR nego GTF motori, no općenito pravilo je: što je FPR manji veća je propulzivna efikasnost.

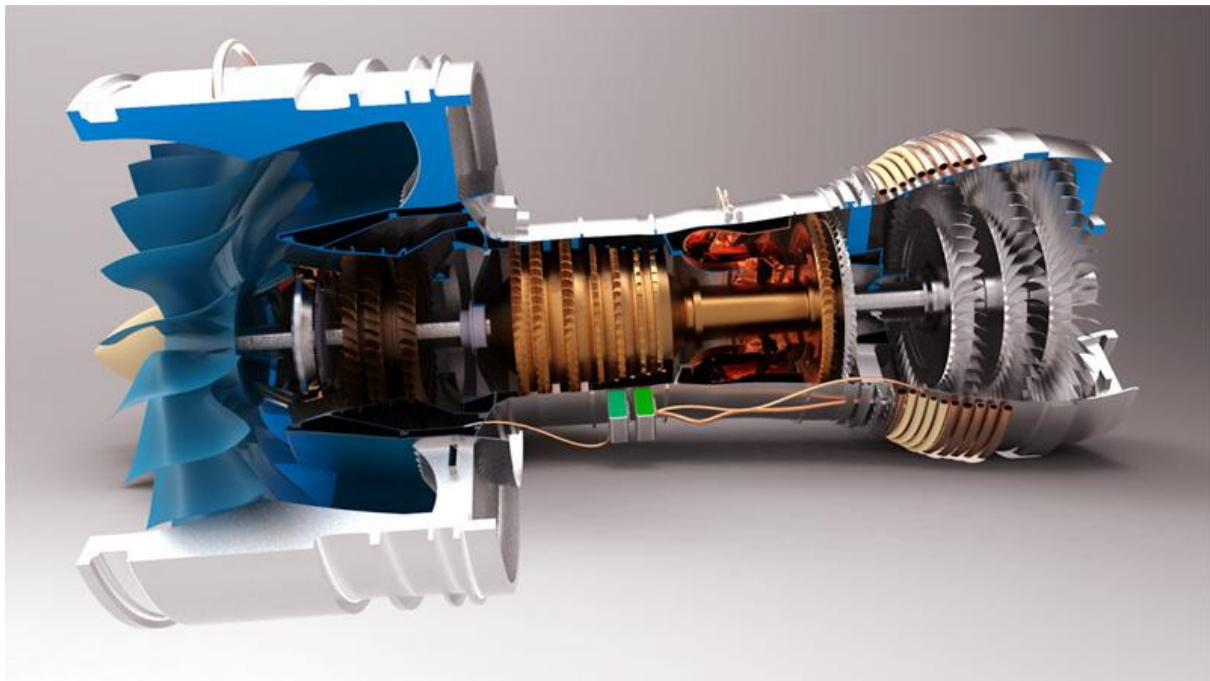


Slika 3.9. Trendovi propulzivne efikasnosti u odnosu na FPR [29]

4. TURBO-VENTILATORSKI MOTOR S REDUKTOROM

4.1. Uvod

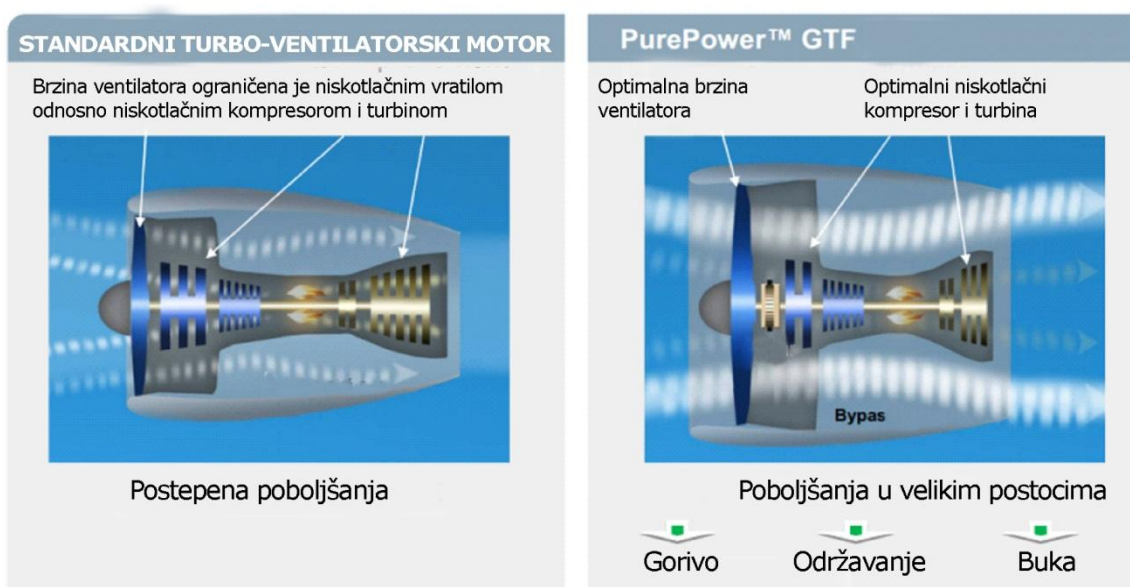
Nakon gotovo dva desetljeća istraživanja i razvijanja, mnogobrojnih testiranja na zemlji i u zraku, tijekom sljedeće godine prvi putnici poletjeti će i u zrakoplovima pokretanim ovim tipom mlaznog motora. Za razliku od običnog turbo-ventilatorskog, GTF pomoću zupčaničkog prijenosnika (reduktora) razdvaja ventilator od niskotlačnog kompresora i turbine, omogućavajući svim komponentama da rade na svojim optimalnim brzinama [28]. Tako se ventilator okreće sporije u odnosu na niskotlačni kompresor i turbinu. Rezultat je veća učinkovitost, znatno niža potrošnja goriva, emisija štetnih plinova i buka...



Slika 4.1. Presjek turbo-ventilatorskog motora s reduktorom

S obzirom na to da se ventilator okreće manjom brzinom nego kod TF motora, niskotlačni kompresor (LPC) može jače stlačiti zrak prije nego što uđe u visokotlačni (HPC). Stoga mu je za bolje stlačivanje zraka, u odnosu na klasični TF motor, potrebno manje stupnjeva kompresije, manje dijelova i do nekoliko stotina manje aeroprofila te drugih dijelova s ograničenim ciklusima upotrebe. Povećanje brzine jezgre nema nikakve negativne posljedice na trošenje motora i troškove održavanja, što je već dokazao JT8D motor s visokim BPR-om koji se godinama ugrađivao u Boeing 727, Douglas DC-9 i mnoge druge zrakoplove.

Kako se uslijed većih brzina razvijaju veće centrifugalne sile, bilo je neophodno izraditi aeroprofile koji se razlikuju od postojećih. Ovakve preinake trebale su vanjskoj oplati, aeroprofilu i korijenu lopatice osigurati još veću otpornost na centrifugalne sile. Optimiziranjem brzina, povećan je specifični rad pri rotaciji i to bez dodavanja novih stupnjeva u pojedinim dijelovima motora. To je rezultiralo manjom masom, kraćom, dužinom motora, manjim brojem dijelova i nižim troškovima održavanja.



Slika 4.2. Presjek TF i GTF motora s prikazom protoka zraka izvan i u jezgri [17]

Prvi GTF motor proizveo je Pratt&Whitney. Primjenjujući gore navedena načela, njihovi motori osim znatno manje potrošnje imaju oko 900 manje aeroprofila na LPT i 600 na LPC. Prosječan, srednje velik, komercijalni zrakoplov ima oko 3500 aeroprofila na kompresoru i turbini, dok ih je na P&W-ovom GTF-u svega 2000 - čak 60% manje.

U prosjeku GTF je i do 10% lakši od TF-a, u ventilator se ugrađuje 18 lopatica za razliku od prijašnjih 22 do 24. Dodatne prednosti sporijeg ventilatora su i niža buka motora, ali i mogućnost ugradnje ventilatora s većim promjerima, pri čemu HPC i HPT mogu biti još manje dimenzionirane.

No dok ventilator najbolje radi pri manjim, turbine su najučinkovitije pri velikim brzinama. U usporedbi s TF motorom, LPT se okreće 2.5 puta brže dok se ventilator okreće s tek 2/3 prijašnje brzine [16]. Prema izračunima Pratt&Whitneya, GTF motori mogli bi klasičnim putničkim zrakoplovima s kapacitetom od 120 do 180 putnika godišnje uštedjeti oko 600.000 dolara kroz niže troškove održavanja, niže operativne troškove te bolju učinkovitost. Nadalje, već prva generacija GTF motora ima 40% manju emisiju štetnih plinova nego što to nalaže regulativa iz 1996 godine. O uspješnosti ovog motora govori i podatak da će ih u svoje

zrakoplove uskoro serijski ugrađivati Mitsubishi, Bombardier, ruski Irkut, a i Airbus je nedavno potvrdio kako će pokretati i njihov revolucionarni A320neo.

4.2. Povijest reduktora u zrakoplovstvu

Reduktor u zrakoplovstvu upotrebljava se već više od 70 godina. Prva poznata primjena bila je na turbo-propelerskim zrakoplovima gdje je reduktor propeleru omogućio okretanje optimalnom brzinom koja je manja od brzine turbine. Na ovaj način reduktor je omogućio promjenu visokog broja okretaja i malog momenta (koji dolaze s turbine) u manji broj okretaja s većim momentom (na propeleru). Redukcija brzine ujedno je sprječavala da se vrhovi propelera ne okreću nadzvučnim brzinama koje uzrokuju znatan porast otpora.



Slika 4.3. Reduktor se primjenjuje i kod turbo-propelerskih zrakoplova

Iz istih razloga reduktor je široku primjenu našao i kod helikoptera.



Slika 4.4. Primjena reduktora u zrakoplovstvu [18]

Reduktor kod turbo-ventilatorskih zrakoplova počeo se primjenjivati još 70-ih godina prošloga stoljeća, no koristio se uglavnom za pokretanje malih poslovnih mlažnjaka.



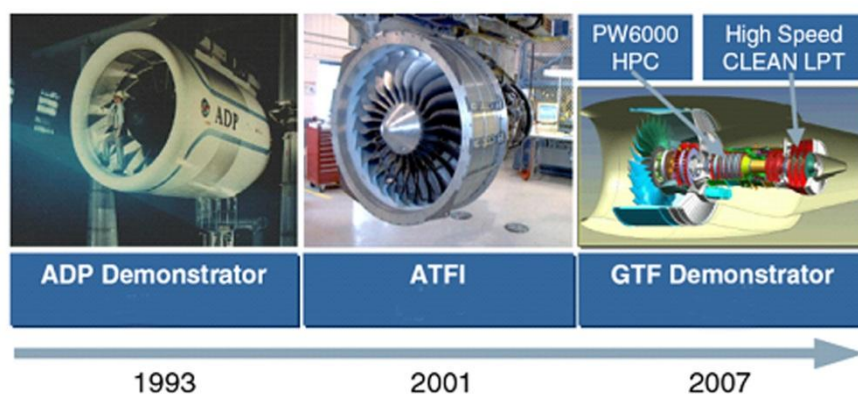
Slika 4.5. Primjena reduktora u zrakoplovstvu

Najveći problem u razvoju GTF motora za velike zrakoplove bila je činjenica da nikada u povijesti komercijalnog zrakoplovstva nije proizveden reduktor za tako velike snage. Nakon što je u posljednjih dvadeset godina P&W uložio više od milijardu dolara u istraživanje [16] i razvoj GTF-a, te svake godine ulaže dodatnih 100 milijuna, 2008. godine predstavljen je prvi testni model koji je u potpunosti potvrdio prethodne numeričke izračune uključujući i revolucionarnu - 15% nižu potrošnju goriva.

4.3. Povijest i razvoj GTF motora

Koncept primjene reduktora na TF motoru koji bi se ugrađivao na srednje i velike komercijalne zrakoplove nastao je još krajem 1980. godine, no kako su cijene goriva do kraja devedesetih godina prošlog stoljeća bile prihvatljive, sami zupčanički prijenosnici i dalje su bili poprilično teški i komplicirani, a razvoj novih tehnologija zahtijevalo velika financijska ulaganja, nijedan od proizvođača zrakoplovnih motora nije posvećivao veliku pažnju ovome konceptu.

Uslijed porasta cijena goriva, pojavom novih materijala i novom, strožom, regulativom zaštite okoliša gotovo zaboravljeni koncept zbog svog velikih potencijala ipak je zaživio deset godina kasnije, kada ga je Pratt&Whitney (u suradnji s NASA-om) prepoznao kao jedan od ključnih novih tehnologija u području zrakoplovne propulzije.

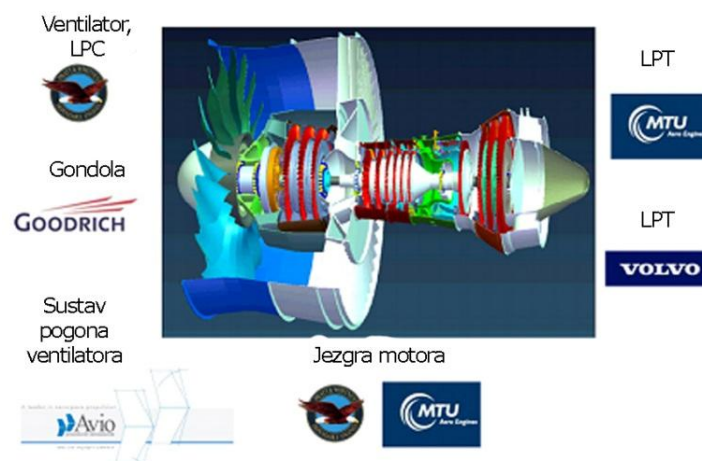


Slika 4.6. Povijesni prikaz testnih GTF motora [17]

Po prvi put u povijesti, 1992. godine, Pratt&Whitney je objavio „da je pravo vrijeme da se ozbiljnije razmisli o GTF motoru s visokim BPR-om“. Njihov prvi testni motor zvao se ADP Demonstrator (Advanced Ducted Propfan), koristio je PW2037 plinsku jezgru povezanu s doradenim niskotlačnim kompresorom iz JT8 TF motora. Jezgra je s kompozitnim ventilatorom bila povezana preko reduktora s prijenosnim omjerom 4:1, a razvio ga je talijanski proizvođač automobila Fiat [34]. Već su prva testiranja na razini mora pokazala da je moguć BPR od 15:1 i da će to doprinijeti 10-15 dB nižoj buci nego što su zahtijevale tadašnje regulative i osigurati oko 10-12% manju potrošnju goriva.

Nedugo nakon predstavljanja prvog demonstratora, izgrađena su još tri motora na kojima su testirani različiti reduktori namijenjeni za prijenos snage do 40.000 KS. Testiranja su trebala dati odgovor o efikasnosti reduktora, zamoru materijala, opterećenjima i deformacijama, podmazivanju te otpornosti na toplinu uslijed različitih opterećenja motora, preopterećenju, različitim napadnim kutevima, protoku ulja... Reduktor je testiran i u radu bez podmazivanja. Novije izvedbe ADP-a dobile su nove LPC i LPT prilagođene većim brzinama, a po prvi put u zraku testirana je 1993. ATF izvedba. ATFI (Advanced Technology Fan Integrator) s unaprijeđenim sustavom ventilatora i opremljen novom LPT, namijenjenom za više brzine rotacije, predstavljen je 2001. Do 2007. proizvedena je čitava serija testnih motora s novim tehnologijama i inovativnim rješenjima koji su trebali ovaj motor učiniti sigurnijim i efikasnijim.

Pratt&Whitney je GTF motor razvijao s partnerima: MTU-om, Avio-om i VAC-om (Volvo Aero Corporation). Svaki od njih bio je zadužen za određenu komponentu: P&W za LPC, difuzor i ventilator, HPT, dizajn cjelokupnog sustava i integraciju komponenti te sva postrojenja za testiranje; MTU za HPC i LPT, AVIO za cjelokupni sustav pogona ventilatora, VAC za TEC (Turbine Exhaust Case - kućište ispuha turbine), a Googrich za gondolu.



Slika 4.7. Prikaz proizvođača koji su razvijali GTF motor

Daljnja izvedba sastojala se od jezgre PW6000 motora, CLEAN (Europski program za čistu energiju) LPT, dorađene turbine te potpuno novog prednjeg kraja koji je uključivao izmijenjeni ventilator namijenjen još većim BPR-ovima, bržu LPC i dorađeni cjelokupni sustav reduktora.

U svibnju 2007. proizvedena je završna izvedba GTF motora, a početkom 2008. GTF je preimenovan u PW1000G, prvi model u seriji PurePower motora.



Slika 4.8. Razvojna karta GTF motora [17]

Nakon novih testiranja na zemlji, 11. srpnja 2008. poletio je Boeingu 747SP, prvi zrakoplov s PurePower motorom. Prvi Airbus A340 poletio je 1. listopada 2008. Potom su uslijedila mnogobrojna testiranja u zraku i certificiranje motora koja će mu omogućiti serijsku proizvodnju i prve komercijalne letove krajem 2012. ili najkasnije početkom 2013.



Slika 4.9. Prvi let PurePower motora

Prikaz stupnja spremnosti tehnologije (Technology Readiness Level - TRL) prikazan je u tablici 2, nakon završenog osmog TLR-a motor može ući u serijsku proizvodnju.

Tablica 2. Razine razvoja tehnologije u zrakoplovstvu

Stupanj razvoja tehnologije (TLR)	
9	U punoj funkciji
8	Certificiranje
7	Testiranja u zraku
6	Prototip motora
5	Detaljno testiranje opreme i jezgra
4	Osnovno testiranje opreme
3	Dokazivanje koncepta
2	Tehnologija koncepta
1	Osnove

4.4. Usporedba energija kod GTF i TF motora

Turbo-ventilatorski motori koncepcijski su vrlo slični turbo-propelerskim s obzirom na to da oba razdvajaju snagu na onu koja se prenosi vratilu uslijed djelovanja plinske turbine i energiju ispušnih plinova na mlaznici. Nadalje, oni su svojevrsan kompromis između turbo-mlaznih motora, koji potisak dobivaju od ispušnih plinova, i turbo-propelerskih kod kojih oko 90% potiska nastaje okretanjem propelera.

S gledišta termodinamičke učinkovitosti, kod plinskih turbina optimiranih za dobivanje potiska preko vratila odnosno ventilatora, tlak i temperatura ispušnih plinova minimizirani su kako bi bila postignuta što veća efikasnost sukladno Braytonovom ciklusu. S druge strane, klasični turbo-mlazni motori zahtijevaju što veći tlak i temperaturu izlaznih plinova.

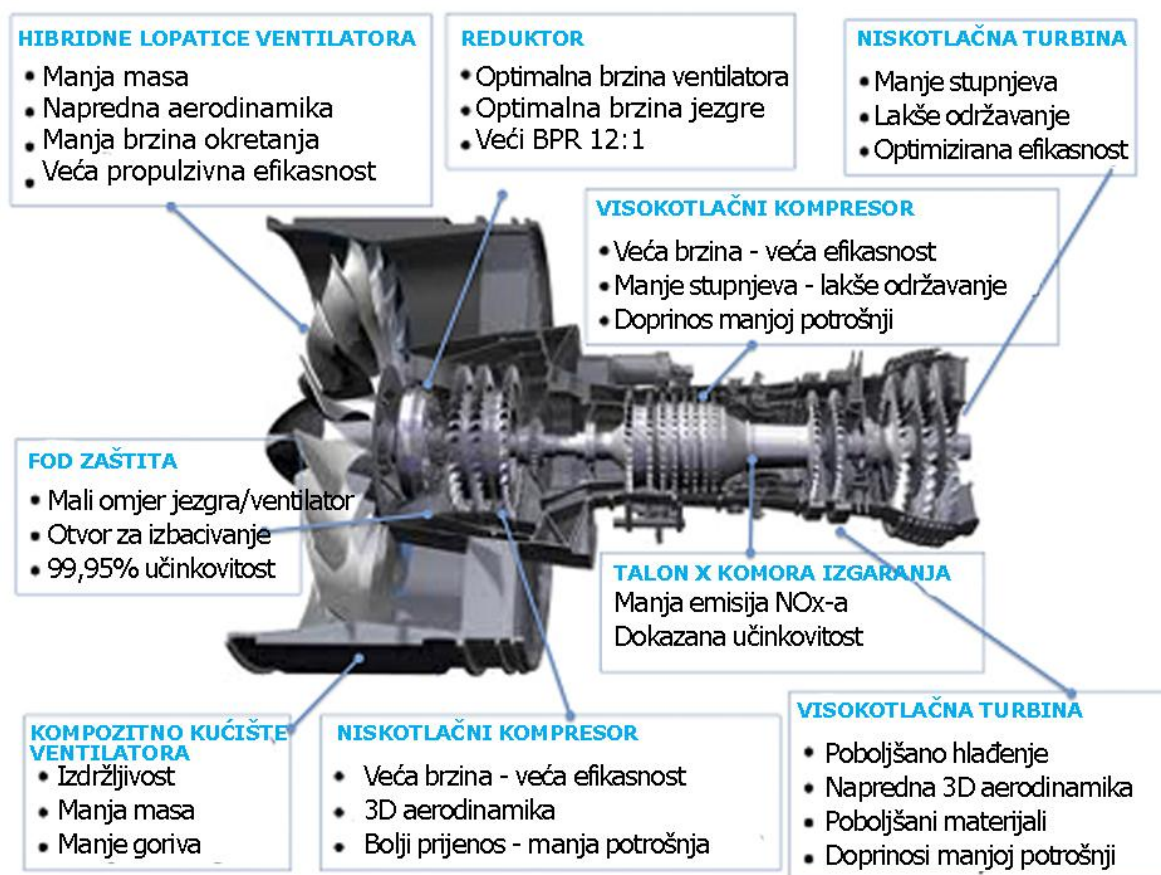
Osnovna zadaća turbo-mlaznih motora je stvaranje potiska pretvaranjem toplinske energije u kinetičku u vidu mlaza ispušnih plinova koji velikom brzinom izlaze kroz mlaznicu. Samo se mali dio energije troši na pokretanje kompresora i gotovo neznatan dio za pokretanje ostalih potrošača. Poželjni su što veća temperatura i tlak ispušnih plinova, no oni su ograničeni čvrstoćom i točkom taljenja materijala turbine. Postizanje veće učinkovitosti postiže se ugradnjom dodatnih statora i rotora, no to je poželjno samo do određenog stupnja jer uslijed novih elemenata raste i masa motora. Povećanje tlaka, dodavanjem novih stupnjeva kompresije, može se povećati ukupna efikasnost motora uslijed čega raste i temperatura na turbini.

Turbo-ventilatorski motori moraju što više toplinske energije pretvoriti u mehaničku snagu na vratilu. Stoga su na turbinu dodani diskovi i statori koji dodatno smanjuju temperaturu, tlak i brzinu, a istovremeno poboljšavaju kompresiju. Za postizanje što veće efikasnosti, poželjno

je da izlazni tlak na turbini bude što bliži tlaku okoliša. Uslijed toga doći će do pada efikasnosti energije mlaza ispušnih plinova, no ona je znatno manja nego što je nastalo više potisne sile na ventilatoru. Općenito, za bilo koji iznos dostupne energije (mehaničke ili toplinske), optimalan potisak postiže se uz što veći protok zraka i što manju razliku brzina struja zraka na ulazu i izlasku iz motora.

4.5. Inovativna tehnologija iza reduktora

Iako je u prvome planu reduktor, GTF motori posjeduju mnoge inovativne tehnologije [38] koje su podjednako zaslužne za povećanje efikasnosti. Napredna tehnologija proizvodnje materijala omogućila je izradu oblika i otvora kakve do sada nije bilo moguće proizvesti tradicionalnim načinom, i sve to uz izuzetno veliku preciznost, a ujedno dovoljno energetski efikasno i povoljno. Jedna od njih je i tehnologija hlađenja koja je omogućila smanjenje temperatura metala turbine uz još veću temperaturnu otpornost i to bez povećavanja mase turbine te uz još veću učinkovitost. Ova tehnologija, od prije poznata kod borbenih zrakoplova, GTF motoru je omogućila da podnese veće omjere tlakova i veće temperature bez utjecaja na svojstva materijala i trošenje komponenti.



Slika 4.10. Konstrukcija i opis karakteristika GTF-a

4.6. Konstrukcija GTF motor

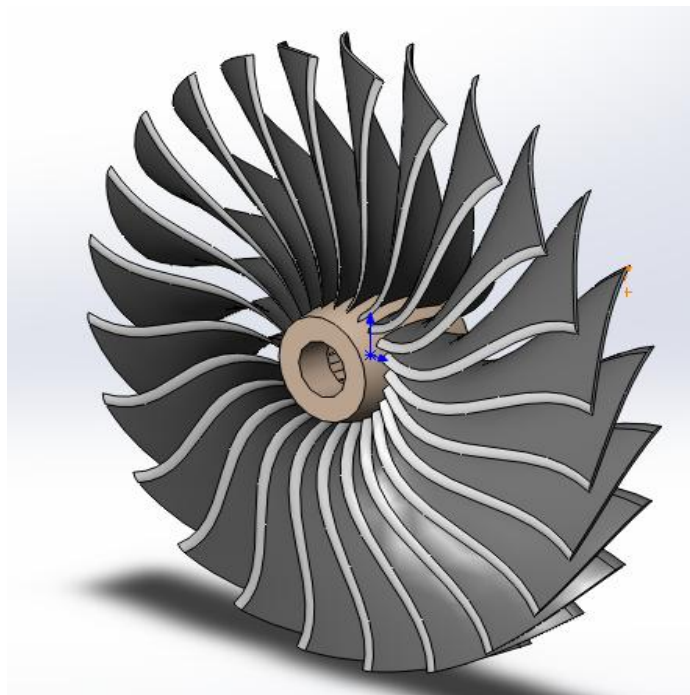
Pojedinačno, svaka od tehnologija sama za sebe ne vrijedi mnogo, no kao kompaktna cjelina daje rezultate koje do sada u povijesti zrakoplovstva nijedan motor nije ostvario.

4.6.1. Ventilator i kućište

Ventilator nije dio jezgre, no izuzetno je važan dio cjeline motora. Iako su na prethodnim generacijama motora izrađivani uglavnom od titana ili titanovih leguru, GTF će imati ventilator od laganijih hibridno-metalnih materijala [19], odnosno kombinacije titana i kompozita, s još tanjom napadnom ivicom aeroprofila. Prema navodima P&W-a, ova kombinacija daje bolje performanse od kompozitnih lopatica, a osim toga njihova je izrada izuzetno kompleksna i skupa. Kućište ventilatora izrađeno je od jednostavnih kompozita.



Slika 4.11. Ventilator GTF-a



Slika 4.12. CAD crtež lopatice ventilatora GTF motora

4.6.2. Sustav za zaštitu od ulaska stranih tijela u jezgru motora (FOD)

Ulazak stranih tijela (poput ptice) u jezgru motora može izazvati veliku štetu po zrakoplov i putnike, primjerice samo jedna lopatica turbine košta i više od 6000 eura. GTF motor ima jezgru koja je čak 99,95% zaštićena od ulaska stranih tijela.



Slika 4.13. Cijene pojedinih dijelova motora [20]

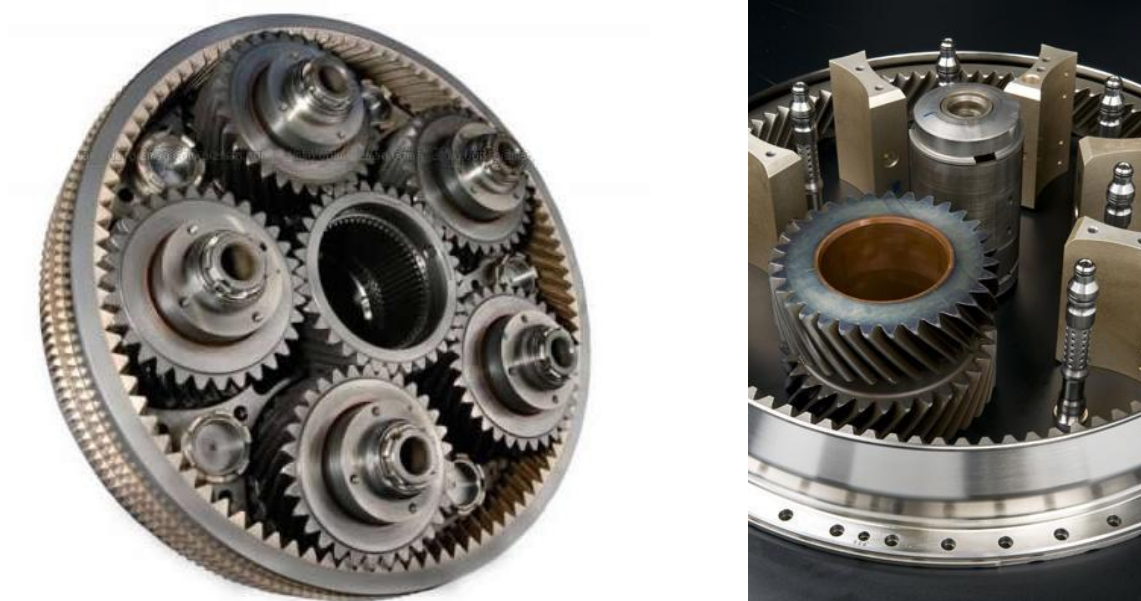
4.6.3. Reduktor

Osnovna zadaća reduktora je smanjiti brzinu ventilatora i povećati brzinu kompresora, odnosno svakome od njih omogućiti da rade na svojim optimalnim brzinama. Na ovaj način povećava se efikasnost propulzije, a kompresor bez dodavanja novih stupnjeva kompresije osigurava još veći kompresioni omjer.

Reduktor GTF motora smješten je odmah iza ventilatora, a ispred niskotlačnog kompresora. Izveden je kao jednostavni planetarni zupčanički prijenosnik; ima tek jedno sunce, jedan prsten, jedan nosač i pet planeta. Izveden je s prijenosnim omjerom 3:1, a s turbine preuzima snagu od 31.000 KS pri 9000 okretaja u minuti. Vrtilo turbine završava u suncu. Kad se turbina okreće, okreću se planeti i vanjski prsten. Planeti su povezani s niskotlačnim kompresorom, a vanjski prsten s ventilatorom. Kad se niskotlačna turbina vrti brzinom od 9000 okretaja u minuti, ventilator se okreće s 3000 okretaja [16]. Kao i kod ostalih prijenosnika, moguće ga je konstruirati s jednim ili više stupnjeva prijenosa te različitim prijenosnim omjerima.

GTF motor koristi jednostupanjski planetarni reduktor izrađen od čelika visoke čvrstoće. Konstruiran je tako da, pored onoga redovnog, ne zahtijeva nikakvo dodatno održavanje, a

ugrađeni dijelovi imaju neograničen životni vijek. Na njegovo održavanje odlaziti će svega 2% ukupnih troškova održavanja motora. Sposoban je nositi se s najvećim snagama poznatim u komercijalnom zrakoplovstvu i to bez povećavanja same mase motora. Reduktor mase 100 kg u promjeru ima oko 50 cm i velik je poput prosječnog kotača na automobilu. Radi uz efikasnost veću od 99%, a čak i na najrigoroznijim testiranjima, koja su odgovarala ekvivalentu od 20 godina rada, nije pokazao nikakve znakove trošenja. U budućnosti cijena izrade reduktora znatno će se smanjiti, no i sada on stoji manje od jednog stupnja kompresora ili turbine.



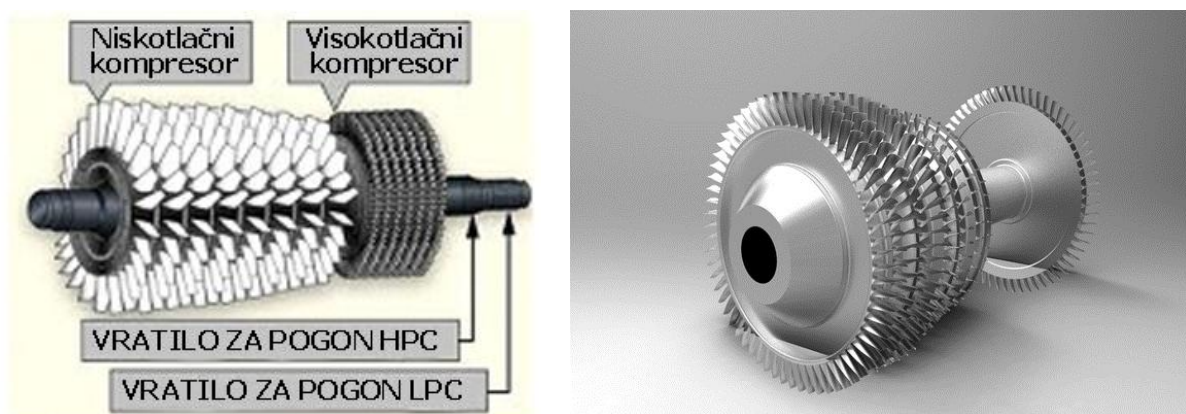
Slika 4.14. Konstrukcija planetarnog reduktora u GTF motoru

Temperatura, podmazivanje i trošenje reduktora predstavljali su glavni problem za konstruktore. Testiranja na modelima manjih razmjera pokazala su kako 80% topline unutar reduktora uzrokuje višak ulja za hlađenje. Konstrukcija reduktora zahtjeva raspršivanje ulja samo na problematičnim mjestima i u slučaju pojačane recirkulacije odnosno kod pojačanog hlađenja. Kako je reduktor evoluirao kroz godine testiranja, na posljednjoj generaciji doraden je sustav podmazivanja što je smanjilo tlak ulja za 57% u odnosu na onaj koji mu to dopuštaju konstrukcijska ograničenja. Izračunata opterećenja na savijanje i naprezanja dodirnih ploha reduktora su na 83% i 81% konstrukcijskih ograničenja. Opterećenje ležajeva je na 81% ograničenja, a njihova dozvoljena temperatura na 89%.

Rigorozna testiranja reduktora za snage od 40.000 i 30.000 KS još su od 1990-ih uključivala najgore scenarije, poput rada s nedovoljnim podmazivanjem ili rada na brzinama, momentima i opterećenjima, koji su veći od dozvoljenih. Testiran je i rad ležajeva bez ikakvog podmazivanja.

4.6.4. *Kompresor niskog tlaka (LPC)*

Kako kod GTF motora brzina više nije kompromis između optimalne brzine turbine i ventilatora, LPC se može okretati tri puta brže nego kod TF motora. Kako se kompresor kod GTF-a okreće većom brzinom nego kod TF motora (što mu omogućuje reduktor) povećana mu je efikasnost, odnosno za isti broj stupnjeva kompresije osigurat će bolju kompresiju. Kombinacija manje brzine ventilatora i veće brzine kompresora podjednako su zaslužni za smanjenje potrošnje. Naravno, veće brzine znače i veće opterećenje aeroprofila lopatica i diskova kompresora. Kod GTF-a, rotor i stator su konstruirani tako da su im je otklonjeni čvorovi velikih naprezanja i to bez povećavanja mase kompresora.



Slika 4.15. Kompresor niskog i visokog tlaka

4.6.5. *Kompresor visokog tlaka (HPC)*

Kao i kod LPC-a, GTF u odnosu na TF motor s manje stupnjeva kompresije postiže jednak stupanj efikasnosti na HPC. Razlog su također veće brzine okretanja i poboljšana aerodinamika profila. Upotreba jako „naoštrjenih“ diskova rezultirala je reduciranjem dva stupnja kompresije u odnosu na klasični TF motor istog potiska, a samim time smanjen je broj dijelova. Sve je ovo dovelo do nižih troškova održavanja za ovaj dio motora.

Kad zrak prođe HPC, tlak mu je i za 40 puta veći nego na ulazu, a temperatura mu raste i do 700 stupnjeva Celzijevih prije samog ulaska u komoru izgaranja.

4.6.6. *Komora izgaranja*

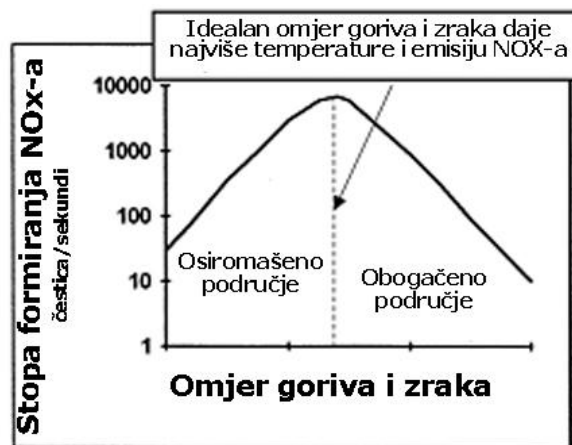
Izgaranje u komori može temperaturu zraka koja dolazi s kompresora i više nego udvostručiti. Stijenke komore načinjene su od toplinski izoliranih segmenata koji omogućuju bolju kontrolu topline. Koriste se materijali poput kobaltovih legura koje podržavaju oksidaciju i produljuju ciklus izgaranja.

Problem kod intenzivnijeg izgaranja je pojava više čestica dušikovog oksida (NO_x-a), a sam stupanj formacije NO_x-a funkcija je stehiometrijskog omjera i tlake/temperature. Kako bi se nosili s time, P&W je za GTF motore doradio Talon tehnologiju (Technology for Advanced Low Nitrogen Oxid) koja do manje emisije NO_x-a dolazi putem osiromašenog izgaranja.

Naime, stehiometrijski omjer zraka daje najviše temperature, ali i veću emisiju štetnih plinova.

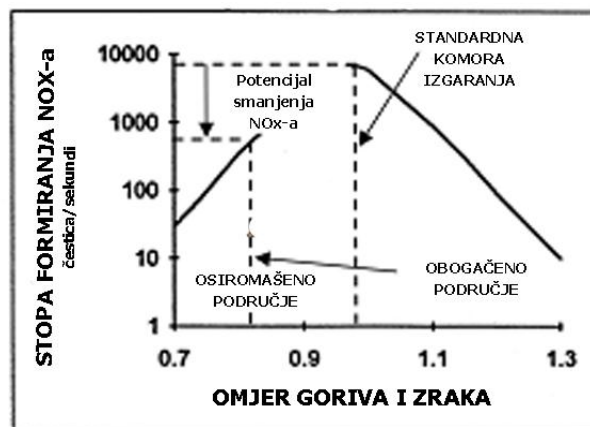
Do smanjenja NO_x-a moguće je doći na tri načina:

- Bogatim izgaranjem (RQL)
- Siromašnim izgaranjem
- Smanjenjem volumena komore izgaranja



Slika 4.16. Stehiometrijski omjer daje najveću emisiju NO_x-a

Kod GTF motora, pomoću Talon X tehnologije temperatura plamena smanjuje se na taj način da u sekundarnom izgaranju plinovi ponovno miješaju s osiromašenom smjesom goriva. Ovo omogućuje znatnu redukciju NO_x-a pri velikim snagama.



Slika 4.17. Potencijal redukcije NO_x-a kod osiromašenog izgaranja

Nedostatak ovakvog koncepta je što kod velikih snaga u stanju mirovanja izgaranje nije stabilno. Najnovija Talon X komora izgaranja kod GTF motora je poboljšana izvedba standardne Talon komore. Nova konstrukcija je kraća i ugrađene su jednostavnije te učinkovitije mlaznice goriva. Unaprijeđena je aerodinamika stijenki kako bi se osiguralo bolje miješanje goriva i zraka. Rezultat je i do 50% manja emisija NOx-a od trenutno dozvoljenih prema CAEP/6 standardu.

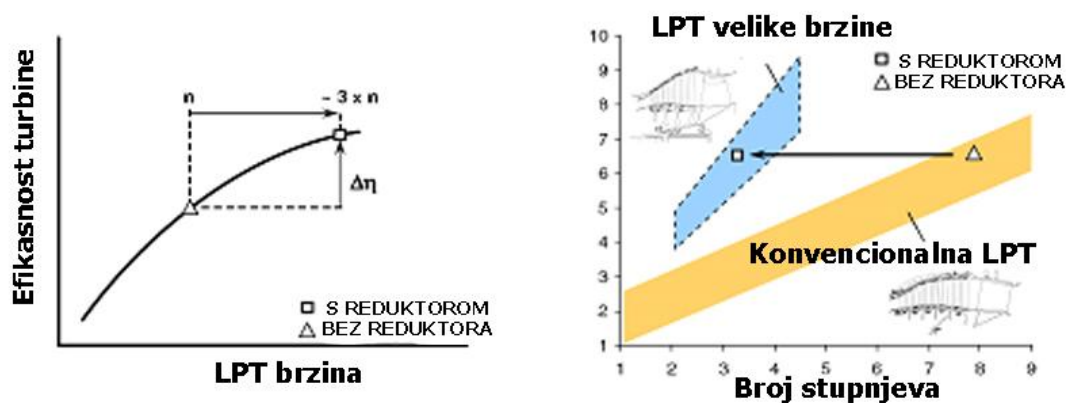
4.6.7. Visokotlačna turbina (HPT)

Tehnologija koju je P&W primjenjivao u izradi borbenih zrakoplova, uključujući napredno hlađenje lopatica turbina, u velikoj je mjeri ugrađena u GTF. Detaljni podatke o turbini i načinu izrade za sada nisu poznati već su poslovna tajna. Poznato je jedino da njihova tehnologija omogućava manje zagrijavanje lopatica uz mogućnost veće temperaturne otpornosti, što je neophodno za rad motora uslijed viših temperatura.



Slika 4.18. Jedan stupanj visokotlačne turbine

Ovakve turbine, i uz manju količinu zraka za hlađenje, brže se hlade. Turbina je također dodatno zaštićena posebnim premazima koji joj daju još veću temperaturnu otpornost.



Slika 4.19. Reduktor omogućuje i bolju efikasnost LP turbine [23]

4.6.8. Niskotlačna turbina (LPT)

Efikasnost motora omogućuje GTF-u ugradnju samo tri stupnja LPC-a, dvostruko manje nego što treba postojećim TF motorima za postizanje iste učinkovitosti. Uz 46% manje aeroprofila i gotovo dvostruku produktivnost rezultat su velike uštede u dijelovima, masi i troškovima održavanja. Ista aerodinamična načela kao i kod LPC primijenjena su i kod HPT.

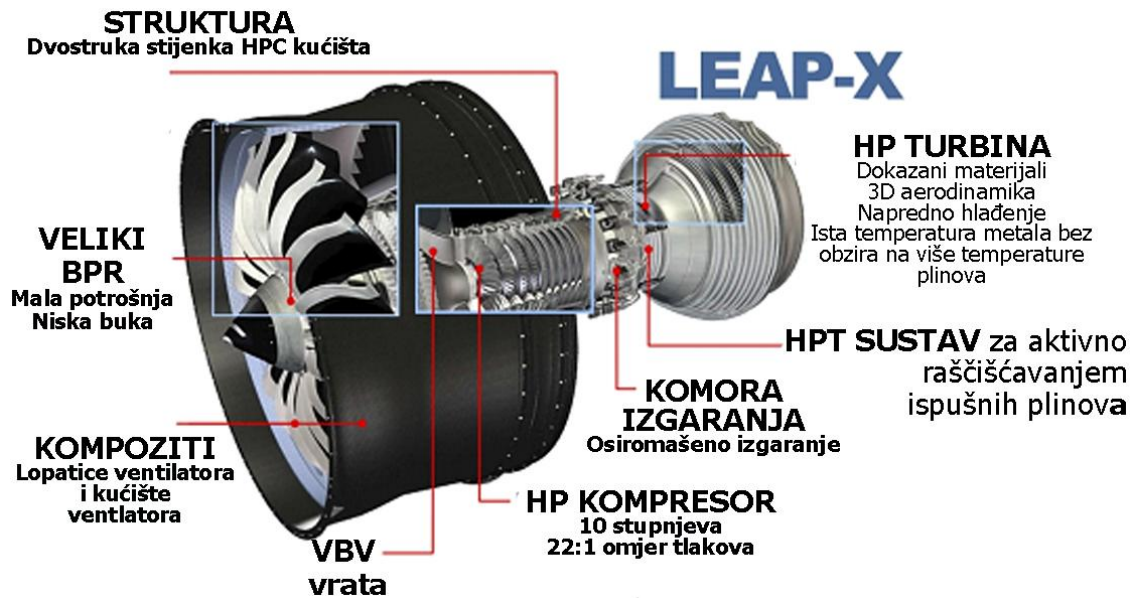
4.7. Usporedba motora s reduktorom, konvencionalnog TF-a i LEAP-a [24]

4.7.1. Uvod

U sljedećem desetljeću nekoliko novih konfiguracija mlaznih motora pokretat će zrakoplove. Za razliku od prijašnjih generacija motora, kada su različiti proizvođači uglavnom razvijali isto ili slično rješenje, sada se nekoliko njih okrenuo različitim rješenjima. Pratt&Whitney odabrao je rješenje s reduktorom, dok se CFM International okrenuo konvencionalnom motoru s osovinom, ali s dva stupnja visokotlačne turbine. Oba motora moći će se ugrađivati u različite konfiguracije zrakoplova, trošiti će manje goriva, ispuštati manje štetnih plinova i buke i sve to uz niže troškove održavanja. Kod usporedbe uzeti su u obzir napredni ultraefikasni Pratt&Whitneyev PurePower 1000G, CFM-ov LEAP te postojeći turboventilatorski CFM56-5B motor koji se ugrađuje u gotovo 60% Airbusa A318/A319/A320/A321. CFM56-5B se u povijesti pokazao kao jedan od najbolje prihvaćenih TF motora zahvaljujući svojoj jednostavnosti, visokoj pouzdanosti i izdržljivosti te niskim troškovima održavanja.

4.7.2. LEAP koncept

Novorazvijeni LEAP motori (Leading Edge Aviation Propulsion - Vodeći sustav zrakoplovne propulzije) trebali bi zamijeniti postojeće CFM56 motore kakvi se sada ugrađuju na Boeing 737NG i Airbus A320. Koristit će ih Airbus A320neo, Boeing 737Max i kineski Comac C919. Zajedno ga razvijaju General Electric i CFM International, a uključuje tehnologiju s GE90 i GENx motora. Ovaj koncept zasniva se na naprednoj aerodinamici, laganim i izdržljivim materijalima te najnovijoj tehnologiji zaštite okoliša.



Slika 4.20. LEAP motor i njegove karakteristike [24]

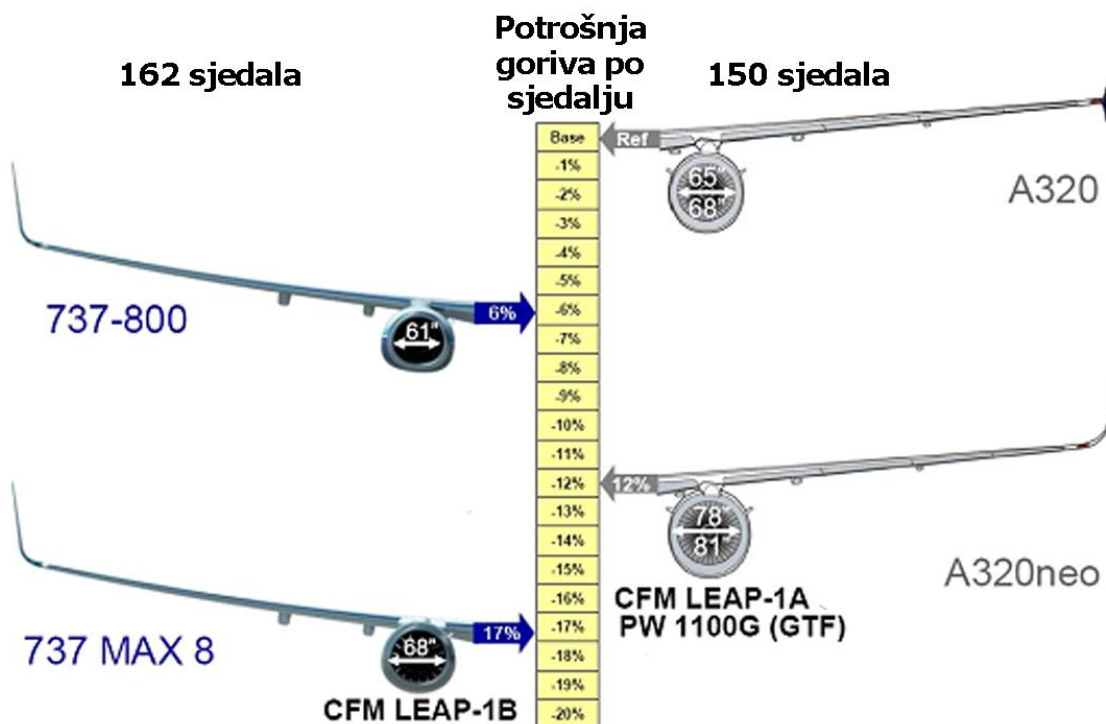
Neke od novih rješenja na LEAP-a su:

- Lopatice ventilatora načinjene od kompozita s nitima tkanima u tri dimenzije, a ne slagane u slojevima. Od kompozita proizvedeno je i kućište ventilatora. Ovi materijali znatno su lakši od prethodnih, otporniji, imaju bolju aerodinamiku, troše manje goriva i rade manju buku, a dodatna prednost je i bypass omjer od 11:1
- Ventilator će imati 18 umjesto dosadašnjih od 24 do 36 lopatica
- Anti-FOD tehnologija sprječava ulazak stranih objekata u jezgru motora
- Visokotlačni kompresor s deset stupnjeva kompresije ima omjer tlaka 22:1 i također pridonosi smanjenju potrošnje goriva
- Redizajnirana je i komora izgaranja, gorivo bolje izgara uz manju emisiju NO_x-a, a ujedno je i izdržljivija od prethodnih
- CMC tehnologijom (Ceramic Matrix Composite) proizvedena je ultralagana visokotlačna turbina koja može podnijeti temperature i do 700 stupnjeva više nego trenutačne legure na bazi nikla što će omogućiti još bolju termodinamičku efikasnost
- Nova turbina visokog tlaka premazana je dodatnim premazima te joj je unaprijeđeno hlađenje
- Unaprijeđena je i aerodinamika lopatica
- Niskotlačna turbina izrađena je od titan-aluminid legure koja je dvostruko lakša od trenutačnih materijala uz gotovo identična ostala svojstva
- Motor ima i mogućnost praćenja stanja svih komponenti motora u realnom vremenu



Slika 4.21. Prednosti LEAP-a mjerena kroz aerodinamiku i tehnologiju materijala

Kao i Pratt&Whitneyev GTF motor i LEAP će imati široku primjenu te će osigurati velike uštede goriva koje se kreću od 6 pa sve do 17%. Na slici 4.22. pokazane su uštede za koncept 1A i 1B te su navedeni zrakoplovi na koje će se ugrađivati.



Slika 4.22. Promjeri ventilatora i potrošnja goriva na zrakoplovima s LEAP motorima [25]

4.8. Osnovne konstrukcijske razlike motora

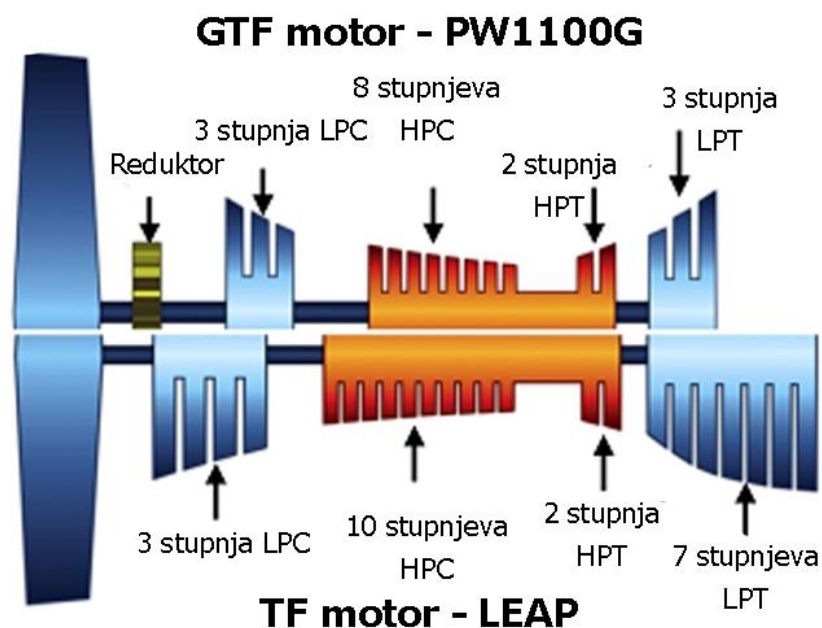
Za razliku od PW1000G motora s reduktorom, CFM-ov LEAP koristi konvencionalnu konfiguraciju s vratilom. Razlika u konfiguraciji bitno utječe na broj stupnjeva HPC, HPT i LPT potrebnih za postizanje istih performansi.

Tablica 3. Razlike u konfiguracijama s obzirom na broj komponenti [24]

Broj stupnjeva	LEAP	PW1000G	CFM56-5B
Ventilator	1	1	1
Reduktor	Nema	1	Nema
LP kompresor	3	3	3
HP kompresor	10	8	9
HP turbina	2	2	1
LP turbina	7	3	4

Tablica 3 daje prikaz elemenata PW1100G i CFM-ovog LEAP motora, namijenjenog Airbusu A320neo, te postojećeg CFM56-5B motora koji se danas ugrađuje na Airbusa A320.

Oba ultraefikasna motora koriste dvostupanjsku HPT za razliku od standardnog TF motora kod kojeg je prisutan samo jedan stupanj. Dodavanjem reduktora, P&W je mogao smanjiti broj određenih stupnjeva, a i dalje postići uštedu goriva. Kod LEAP-a isto je postignuto dodavanjem više stupnjeva niskotlačne turbine (ukupno čak 7). Tako LEAP u usporedbi s CFM56 ima jedan stupanj više na HPC i HPT te čak tri stupnja više na LPT. PW1000G-u je ugrađen reduktor, no ima manji broj stupnjeva na LPT i HPT.



Slika 4.23. Konstrukcijske razlike između LEAP-a i GTF-a [24]

4.9. Usporedba troškova održavanja

PW1000G ima između 1500 do 3000 manje aeroprofila, šest stupnjeva manje i barem još toliko manje dijelova s ograničenim vijekom trajanja u odnosu na TF motor iste potisne sile. LEAP ima oko 1500 manje aeroprofila, no taj podatak još uvijek nije potvrđen tehničkom dokumentacijom. Broj ugrađenih dijelova izuzetno utječe na troškove i vrijeme održavanja, no i izdržljivost korištenih materijala ima gotovo podjednaku ulogu.

CFM International je izradio jezgru za LEAP s tehnologijom koja dijelovima omogućava da podnesu i do 200 stupnjeva više temperature, a ujedno je i povećao otpornost materijala.

Manji broj dijelova kod P&W-ova motora okretati će se na većim brzinama, no i oni će biti otporniji u odnosu na svoje prethodnike. Koliko će izneseni podaci/obećanja o performansama i održavanju biti točni vidjet će se tek nakon šest godina u pogonu. Za sada, na inicijalnim testovima, trošenje materijala kod GTF-a bilo je niže nego što je to predviđeno izračunima.

LEAP, koji će tek kroz tri godine u proizvodnju, još uvijek nije došao u fazu razvoja u kojoj bi se mogao temeljito testirati kompletan motor, iako su već izvršena testiranja na pojedinim komponentama. Za održavanja će biti presudan podatak kako se novi materijali, premazi i hlađenje dobro nose u više temperaturno zahtjevnoj okolini.

Tradicionalno, na jezgru motora se troši više oko 90% sredstava, od čega najveći dio odlazi upravo na visokotlačne komponente. I kod ultraefikasnih motora, omjer troškova namijenjenih održavanju jezgre ne bi se smio mnogo razlikovati iako oba motora koriste visokotlačne turbine s dva stupnja (a ne jedan stupanj) kako bi postigli bolju termodinamičku efikasnost.

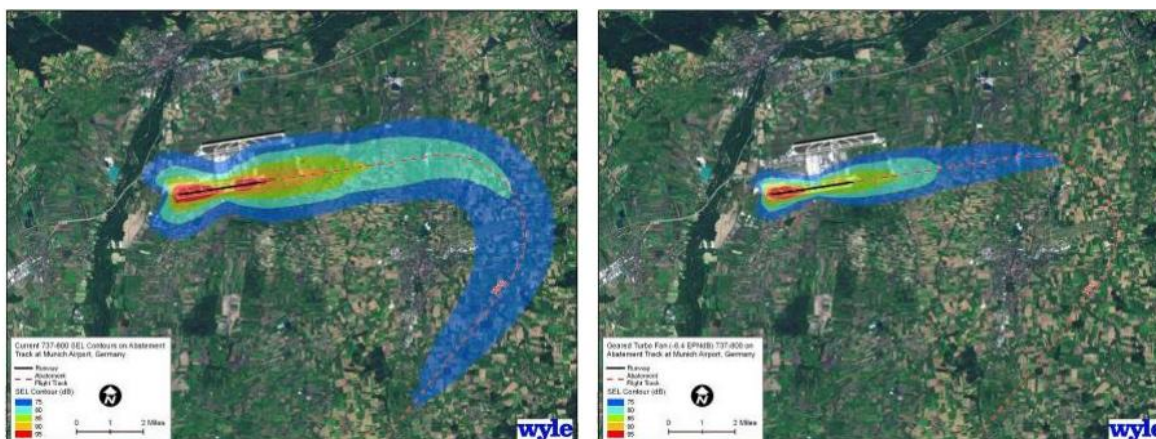
Ocjena: GTF i LEAP motori uslijed manje dijelova bolji su od konvencionalnog TF-a

4.10. Usporedba buke motora

Veća brzina ventilatora znači i veća buka. Razina buke također raste s dodavanjem novih stupnjeva turbine. Za zrakoplov s dva motora, poput Boeinga 737, FAA je ograničio razinu buke na maksimalnih 98 dB prilikom slijetanja, 94 dB prilikom polijetanja i 89 dB prilikom taksiranja i pripreme za polijetanje. Većim zrakoplovima dozvoljena je veća buka, indeks logaritmički ovisi o težini zrakoplova te iznosi do maksimalnih 103, 105 i 106 dB za gore navedene režime leta.

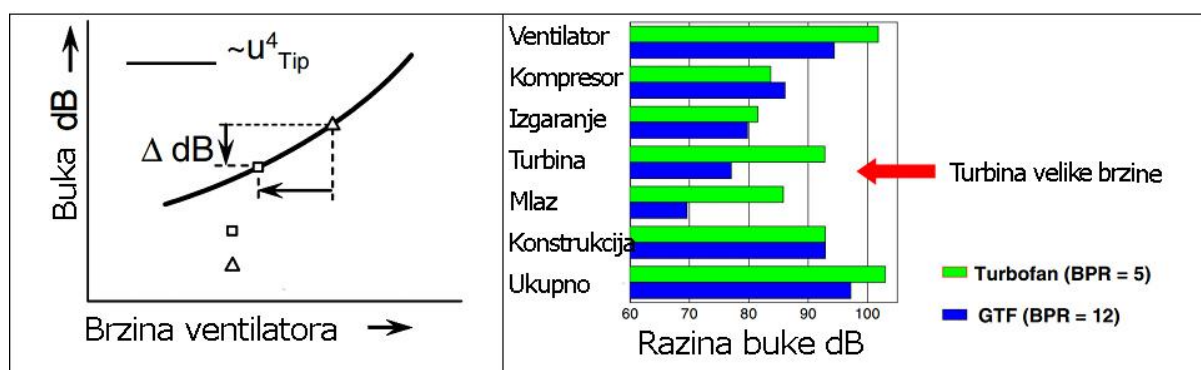
Nova regulativa, nazvana Razina 4, dozvoljava 10 dB manje za svaki od režim leta i vrijedi samo za zrakoplove proizvedene nakon 2006. godine.

Da bi dodatno utjecale na smanjenje buke, lokalne zajednice posljednjih su godina uvele poreze na buku ili su zrakoplove koji proizvode više buke ograničili na letenje samo u određenim satima kako bi na taj način što manje uznemiravali ljude koje žive u blizini zračnih luka. Mjerenja buke u okolici minhenske zračne luke pokazala su da GTF motor razvija 72% manje buke u odnosu na postojeće generacije TF motora [35].



Slika 4.24. Mjerenje buke na minhenskoj zračnoj luci (lijevo – TF, desno – GTF) [23]

Dodatna količina zraka koja se kreće između oplata i vanjske strane jezgre GTF motora ponaša se kao zvučni izolator. Šire lopatice ventilatora i novija tehnologija proizvodnje omogućile su smanjenje broja lopatica s 22 na 18. S manje lopatica u ventilatoru i njihovom manjom brzinom te uslijed reduciranog broja stupnjeva turbine, GTF motori su za 20 dB tiši od onih koje nalažu postojeće norme.



Slika 4.25. Lijevo: Manja brzina ventilatora razvija manje buke; Desno: Usporedba buke GTF-a i TF-a po komponentama [23]

Detaljni testovi na zemlji provedeni su s 32 mikrofona i 16 pretvarača zvuka, a mjerenja su pokazala kako je GTF motor u potpunosti ispunio očekivanja po pitanju smanjenja buke.

Ocjena: GTF motor – najbolji

4.11. Usporedba po komponentama [24]

4.11.1. Predio ventilatora

LEAP ima 18 lopatica izrađenih od kompozitnih materijal, na CFM56-7B je 24 metalnih odnosno čak 36 na CFM56-5B. GTF će najvjerojatnije koristiti 18 hibridno-metalnih lopatica. Oba ultraefikasna motora imati će lopatice s većim promjerom nego CFM56: tako će A320neo pokretati LEAP s lopaticama promjera 198 cm, a PW1000G s 205,7 cm. Kompozitni materijali nešto su skuplji od hibridno-metalnih, no takve će lopatice biti lakše i potencijalno izdržljivije.

U LEAP je ugrađena i FOD tehnologija s centrifugalnom konstrukcijom koja izbacuje strana tijela kroz otvor. P&W-ov FOD dizajn uključuje alternativni mehanizam koji blokira ulazak stranih objekata i manjih čestica u samu jezgru. Obje tehnologije pridonijeti će manjim troškovima i znatno reducirati FOD štete. Nadalje, nova aerodinamika aeroprofila također će pridonijeti efikasnosti motora te podjednako smanjiti troškove održavanja predjela ventilatora na oba motora. On inače u prosjeku iznosi oko 5% troškova održavanja motora.

Ocjena: GTF i LEAP - podjednaki, TF - najlošiji

4.11.2. Reduktor

Prema projekcijama P&W-a trošak održavanja reduktora biti će nizak što potvrđuje i činjenica kako ima samo sedam pokretnih dijelova i robusni sustav za podmazivanje koji bi trebao minimizirati trošenje. Iako se u P&W u početku pribojavao kako će troškovi pregleda reduktora biti visoki, testiranja su pokazala kako će biti potrebno raditi tek periodičke preglede, a sukladno tome i troškovi održavanja će biti niski. Grube procjene ukazuju kako će na održavanje reduktora odlaziti oko 2 do 3 % ukupnih troškova održavanja motora.

Kako i kod standardnih TF motora, većina troškova održavanja odlaziti će na jezgru.

Ocjena: TF i GTF - podjednaki; GTF - najlošiji

4.11.3. Niskotlačna turbina

Oba motora imaju 3 stupnja LPC, no GTF-ova ima manje aeroprofila. S druge strane GTF će se okretati znatno brže. Efikasnost im je podjednaka ili je GTF tek neznatno bolji zbog manje aeroprofila. CFM56-5B-ova turbina manje je efikasna u odnosu na GTF i LEAP iako ima podjednak broj stupnjeva.

Ocjena: GTF i LEAP - podjednaki; TF - najlošiji

4.11.4. Visokotlačna turbina

GTF ima 8 stupnjeva (u odnosu 10 kod LEAP-a) i za oko trećinu manje aeroprofila. Iako će se GTF-ova turbina okretati nešto brže nego LEAP-ova, zbog velike razlike u broju aeroprofila, troškovi održavanja biti će znatno niži na GTF-u. Standardni TF motor ima najniže troškove održavanja s obzirom da je turbina izvedena u jednom stupnju, no i neusporedivo manju efikasnost.

Ocjena: GTF - najbolji (najefikasniji)

4.11.5. Komora izgaranja

Oba ultraefikasna motora koriste novu tehnologiju za izgaranje, uključujući i dvostrukoprstenasti dizajn. Obje komore su efikasnije od one ugrađene u TF motor, no i znatno kompleksnije te samim time i kompliciranije za održavanje ili zamjenu. Po pitanju održavanja TF je u velikoj prednosti, no kad se usporede emisija štetnih plinova i potrošnja, ultraefikasni motori ponovno su u velikoj prednosti.

Ocjena: GTF i LEAP imaju najnižu emisiju štetnih plinova, TF najbolji samo po pitanju održavanja

4.11.6. Visokotlačna turbina

U ovom dijelu motora, uslijed visokih temperatura, trošenje može biti značajno te na održavanje može odlaziti i do 60% ukupnih troškova održavanja motora. Ako će se premazi kojima su zaštićene lopatice turbine pokazati izdržljivim, i to unatoč 200 stupnjeva višim temperaturama, LEAP bi mogao zadržati pouzdanost ekvivalentnu postojećim dijelovima. No uslijed dodatne tehnologije hlađenja i premaza, ovakve turbine skuplje su od onih kod GTF i TF motora.

Potrošnja motora najviše ovisi o efikasnosti propulzije i termodinamičkoj efikasnosti jezgre. GTF u odnosu na TF, zahvaljujući sporijem ventilatoru ima bolju propulzivnu efikasnost, dok je LEAP za istu uštedu goriva potrebna viša termodinamička efikasnost. Posljedica je veća temperatura izgaranja. Na ekvivalentnim temperaturama, za očekivati je razlika u potrošnji od oko 2 do 3%. Kako bi smanjio ovo razliku LEAP-u je potreba veći omjer tlakova i više temperature, što je ograničeno dizajnom motora, promjerom ventilatora te temperaturnim svojstvima materijala. TF motori bi za postizanje efikasnosti GTF motora trebali unaprijediti gotove sve segmente motora.

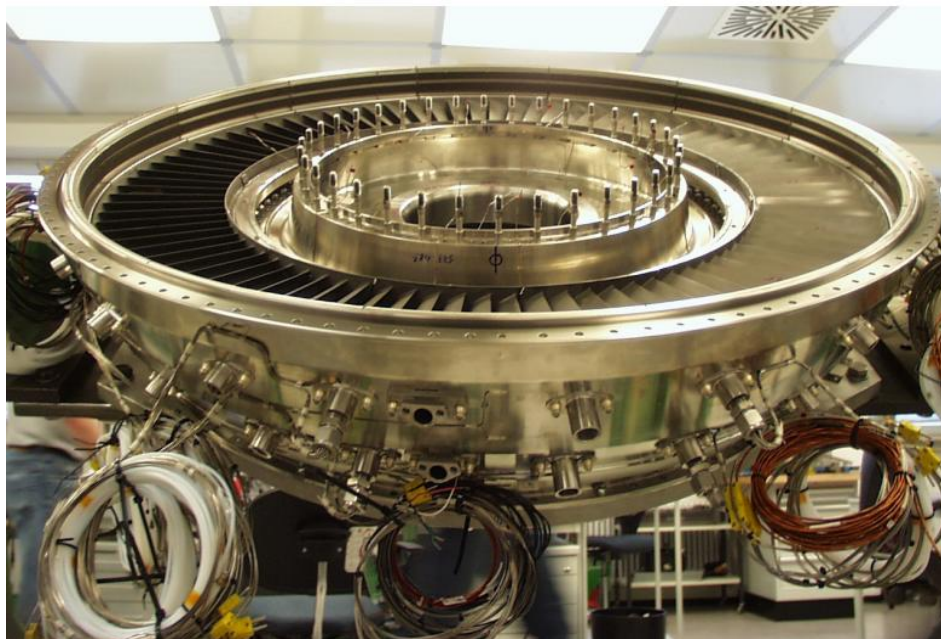
Kod GTF-a temperature će biti više za oko 70 stupnjeva nego na CFM56 motoru, odnosno LEAP će imati od 60 do 130 stupnjeva više temperature nego GTF. Povećanje temperatura svakako će imati utjecaj na trošenje materijala, jednako i kao veće brzine rotacije. P&W je istaknuo kako će ovo kompenzirati unaprijedenim hlađenjem, no sami detalji za sada nisu poznati već su istaknuti kao poslovnu tajnu. Za očekivati je kako će više temperature na turbini znatno utjecati na troškove održavanja kod oba ultraefikasna motora. Zbog osjetno manjeg broja aeroprofila GTF motor mogao bi biti najbolja opcija po pitanju HPT.

Ocjena: GTF - najbolji

4.11.7. Niskotlačna turbina

Najveće razlike kod tri istaknute konfiguracije su upravo u ovom dijelu motora: 4 stupnja na TF, 3 stupnja na GTF i čak 7 stupnjeva na LEAP motoru. Čak i uslijed većih brzina rotacije, GTF je neusporedivo bolji od svih postojećih, i u bliskoj budućnosti dostupnih, motora. Za to je zaslužan podatak o čak 2/3 manje aeroprofila.

Ocjena: GTF - najbolji, TF – najlošiji



Slika 4.26. Niskotlačni modul turbine za velike brzine (GTF i LEAP)

4.12. Zaključak usporedbe motora s reduktorom, konvencionalnog TF-a i LEAP-a

Prema trenutačno dostupnim tehničkim podacima, GTF motorom u odnosu na sve trenutačno poznate motore nudi dalje najviše. Iako mu je ugrađen reduktor, imati će od 1500 do 3000 manje aeroprofila, šest stupnjeva manje: dva na HPC, i čak četiri na LPT, gotovo jednak broj manje dijelova s ograničenim životnim vijekom, a bolju termodinamičku efikasnost dobivati će iz čak 120 stupnjeva hladnije izlazne struje nego LEAP motor.

Zbog ogromne razlike u broju profila, LEAP bi morao imati čak dvostruko izdržljivije materijale kako bi uspio konkurirati GTF-u. Današnja saznanja o materijalima i tehnologija proizvodnje to mu ne mogu trenutačno omogućiti. Ukupno preliminarni izračuni pokazuju kako će GTF imati od 10 do 20% niže troškove održavanja. GTF motor već će početkom sljedeće godine završiti s certificiranjem te kreće i u serijsku proizvodnju, dok LEAP od serijske proizvodnje dijeli još najmanje tri godine.

Oba proizvođača istaknula su kako će troškovi održavanja biti u najgorem slučaju jednaki CFM56-5B ili do 20% niži u odnosu na V2500, trenutačno globalno najbolji motor po pitanju održavanja. Povijesno gledajući proizvođači motora uglavnom su ostvarivali preliminarno iznesene podatke, no ako i ne uspiju ostvariti ovako velike uštede po pitanju održavanja nuditi će niže cijene motora, tako da proizvođači zrakoplova i zrakoplovne kompanije mogu s velikom sigurnošću očekivati značajne uštede.

4.13. Analiza GTF i TF motora u odnosu na promjer ventilatora

4.13.1. Uvod

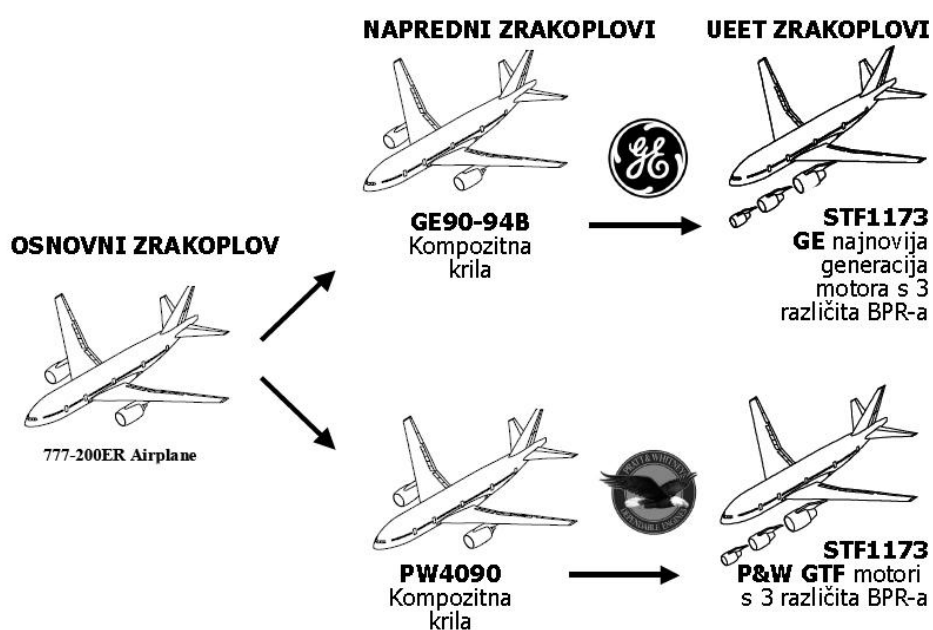
Cilj ovog poglavlja je pokazati kako promjer ventilatora utječe na performanse dva različita koncepta motora [36]. Kao modeli odabrana su tri General Electricova (GE) i tri Pratt&Whitneyjeva (P&W) motora s različitim BPR-om i različitim promjerima ventilatora. Usporedba uključuje procjenu težine, specifične potrošnje goriva, otpora, buke, emisiju štetnih plinova i operativnih troškova. Rezultati će pokazati kako uz optimalne dimenzije motora i promjera ventilatora motori s ultraefikasnom tehnologijom (UEET), zahvaljujući inovativnim rješenjima, mogu trošiti manje od 16% u odnosu na postojeće konvencionalne TF motore.

Također će biti pokazano utjecaj različitih parametara na performanse motora i zrakoplova općenito.

4.13.2. Odabir zrakoplova i ultraefikasnih motora

Za usporedbu performansi odabrana su tri zrakoplova, odnosno tri tipa motora:

- Konvencionalni zrakoplov s tehnologijama koje se primjenjuju već najmanje deset godina. Ovakvi zrakoplovi imaju krila od legura metala i lete brzinama do 0.84 Macha
- Napredna konfiguracija s GE90-94B i PW4090 motorima i kompozitnim krilima
- UEET konfiguracija s GE58-2 i STF117X motorima i tri različita BPR-a među kojima je i turbo-ventilatorski s reduktorom

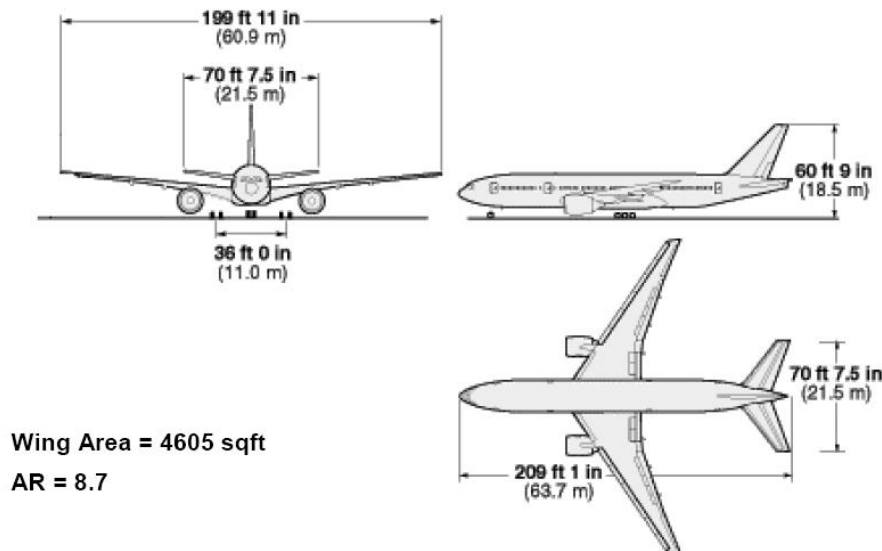


Slika 4.27. Tri osnovna tipa zrakoplova odabrana u usporedbi [36]

Pokreću ga dva TF GE90-94B motora, svaki s potisnom silom od 418 kN na razini mora. Tehničke specifikacije dane su u tablici 4.

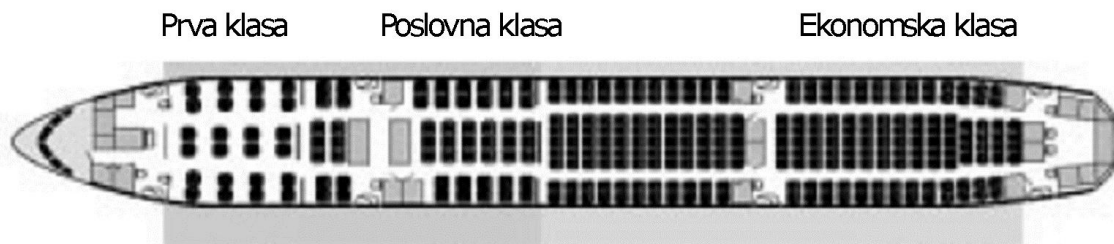
Tablica 4. Tehničke specifikacije osnovnog tipa zrakoplova [36]

Maksimalna težina pri polijetanju (MTOW)	297.550 tona
Brzina krstarenja	0.84 Macha
Maksimalni dolet	14.250 km
Kapacitet goriva	171.176 litara
Površina krila	427.8 m ²
Aspektni omjer (AR)	8.7



Slika 4.28. Dimenzije osnovnog modela zrakoplova [36]

Ovaj zrakoplov izveden je s tri reda sjedala, dva prolaza između sjedala i ukupno 305 sjedećih mjesta.



Slika 4.29. Raspored sjedenja u 777-200ER zrakoplovu [36]

4.13.3. Napredna konfiguracija

Dimenzijama je potpuno ista kao i za osnovni model, no ima krila koja uključuju i kompozitne materijale te GE i P&W-ove motore novije generacije. GE90 motor raspolaže s 391 kN potiska, a P&W s 411 kN. Površina krila je 405 m², a AR 10.2.

4.13.4. UEET konfiguracija

Ova konfiguracija uključuje GE i P&W motore kakvi će se uskoro ugrađivati u najnovije generacije zrakoplova, uključujući i GTF motor te velik dio tehnologije s LEAP-a o kojima je bilo više riječi u prethodnom poglavlju.

Pratt&Whitneyjevi UEET motori

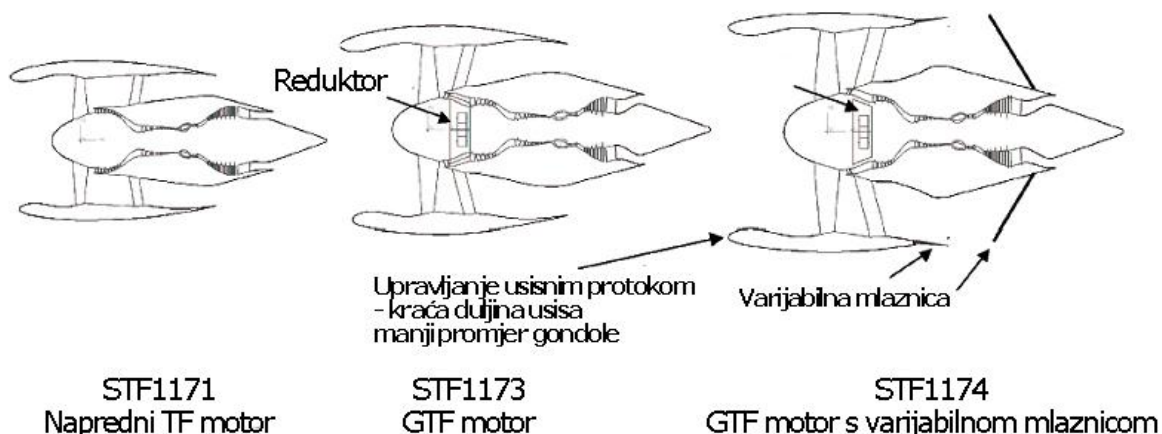
P&W koristi veće promjere ventilatora kao bi progresivno smanjio ukupan omjer tlakova na ventilatoru. Niži FPR znači veću propulzivnu efikasnost, a samim time i manje opterećenje jezgre, veći BPR i nižu SFC pri krstarenju.

Motor s najnižim BPR-om (STF 1171) je konvencionalan TF motor. Motor sa srednjim BPR-om (STF 1173) ima reduktor između ventilatora i LPT uslijed kojeg je omogućeno povećanje BPR-a i daljnje poboljšanje efikasnosti.

Tablica 5. Tehničke karakteristike P&W-ovih motora [36]

Oznaka motora	Osnovni motor PW4090	STF1171	STF1173	STF1174
Promjer ventilatora (cm)	276	300	325	377
BPR	6.2	11.5	14.3	21.5
FPR	1.6	1.55	1.45	1.32
Gondola L/D	-	1.25	1.25	1.10

Motor s najvećim BPR-om (STF 1174) isto ima reduktor, no uključuje i varijabilnu mlaznicu na stražnjem dijelu motora, koja mu omogućava daljnje poboljšanje propulzivne efikasnosti. Isti je opremljen i gondolom s ATN tehnologijom (Advanced Technology Nacelle) koja mu omogućava skretanje mlaza vruće struje kao što pokazuje slika 4.30. ATN na STF1174 ima i aktivnu kontrolu protoka koja omogućuje uže ulazne izlazne usne i manji promjer oplata gondole.



Slika 4.30. Konstrukcija P&W-ovih UEET motora [36]

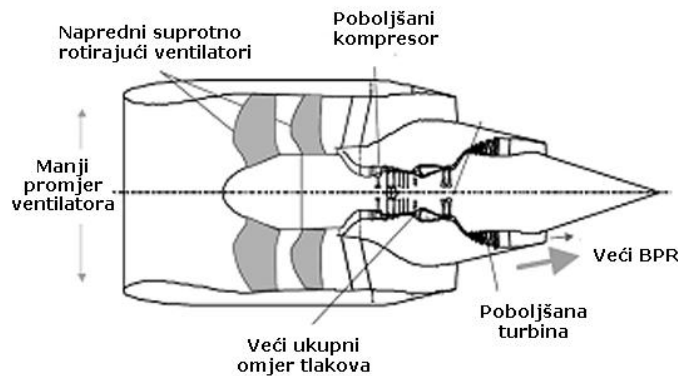
GE motori s UEET

Sva tri GE motora koriste istu tehnologiju za sva tri promjera ventilatora.

Tablica 6. Tehničke karakteristike GE-ovih motora [36]

Oznaka motora	Osnovni motor GE90-94B	GE58-F2 B7	GE58-F2 B6	GE58-F2 B5
Promjer ventilatora (cm)	312	255	275	313
BPR	7.8	7.43	9.47	13.1
FPR	1.46	1.8	1.65	1.45
Gondola L/D	-	1.58	1.56	1.42

Osnovna razlika između dviju UEET konfiguracija je ta što GE koristi dva suprotno rotirajuća ventilatora.

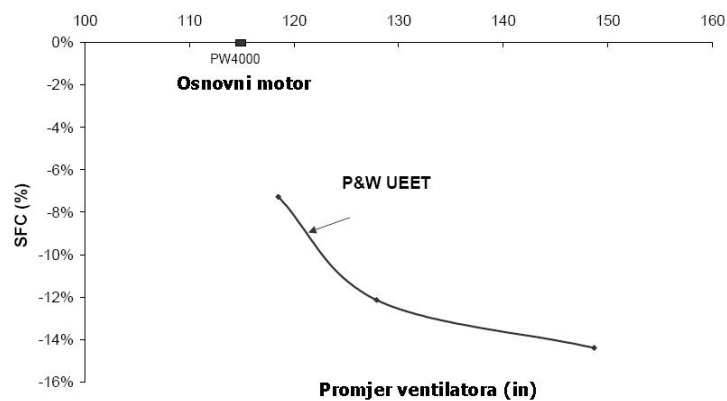


Slika 4.31. Konstrukcija GE UEET motora [36]

4.14. Analiza konfiguracija

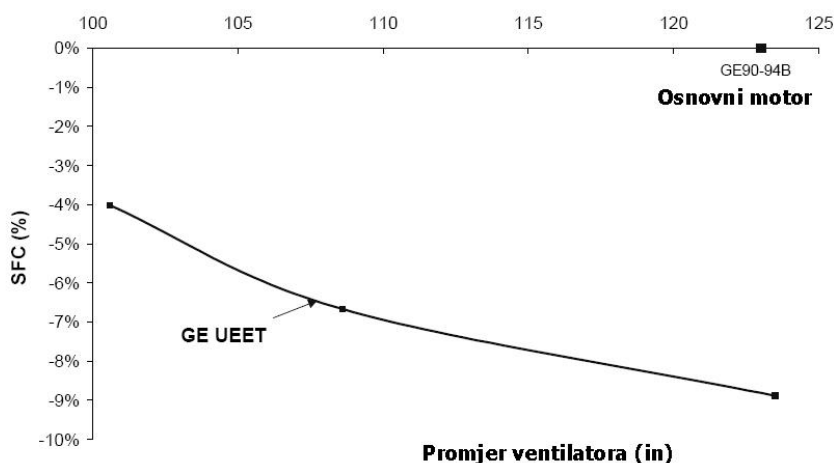
4.14.1. Specifična potrošnja motora

Općenito pravilo je - kada raste promjer ventilatora - raste i količina zraka izvan jezgre motora, a FPR i SFC padaju. Na slici 4.32, koja pokazuje usporedbu osnovnog PW4000 i UEET GTF motora, vidljivo je da s porastom promjera ventilatora pada potrošnja goriva.



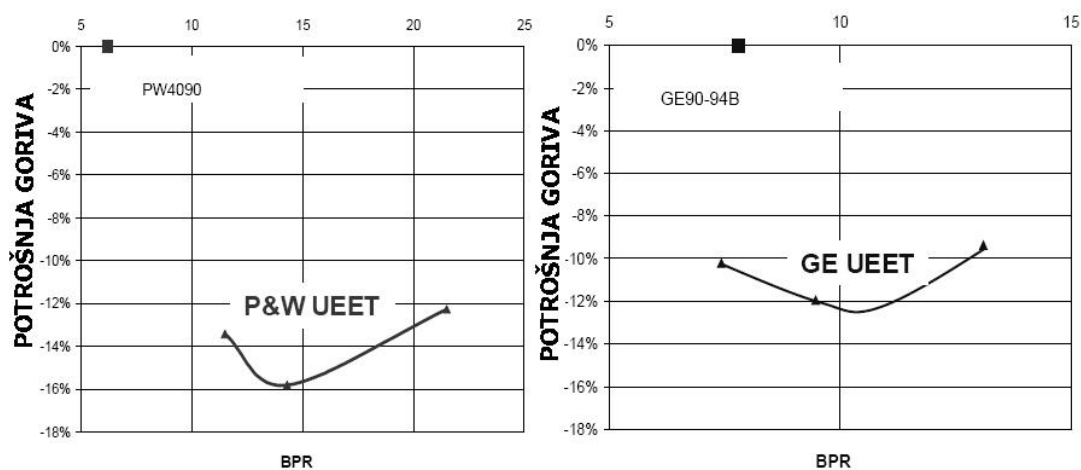
Slika 4.32. P&W UEET specifična potrošnja u odnosu na promjer ventilatora [36]

Tako ultraefikasni GTF Pratt&Whitneyev motor promjera 140 inča (355 cm) troši oko 15% manje u odnosu na TF motor kakav se sada ugrađuje u postojeće zrakoplove, dok General Electricov troši oko 9% manje goriva u odnosu na osnovni motor (slika 4.33).



Slika 4.33. GE UEET specifična potrošnja u odnosu na promjer ventilatora [36]

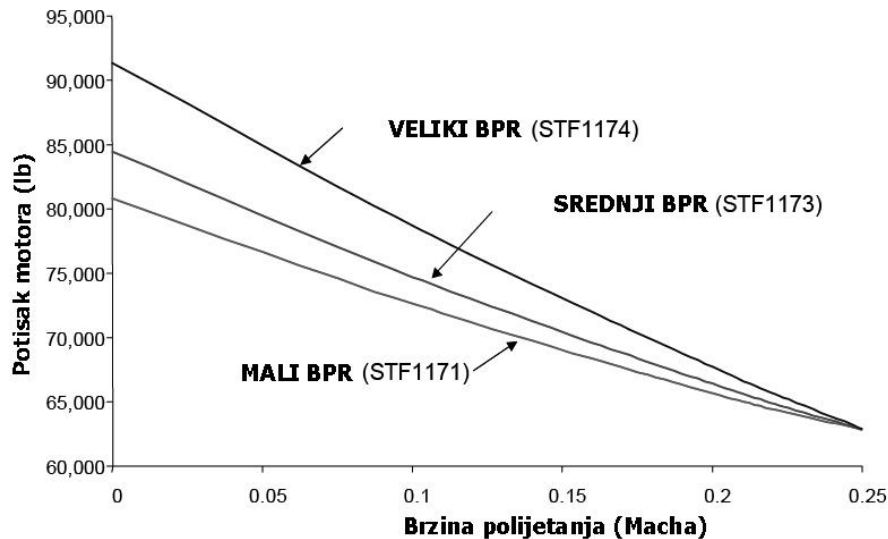
Naravno, veći promjer ventilatora zahtijeva veću i težu gondolu što dodatno povećava otpor. Poznata je činjenica da s porastom BPR-a pada potrošnja, no poželjno je poznavati i optimalan BPR. Tako P&W UEET motor na optimalnom BPR-u (koji iznosi 14.3) troši najmanje goriva od svih motora, a za u prosjeku oko 2% od najefikasnijeg GE-ovog UEET motora kao što pokazuje slika 4.34.



Slika 4.34. Potrošnja goriva pri optimalno BPR-u za GE i P&W UEET motore [36]

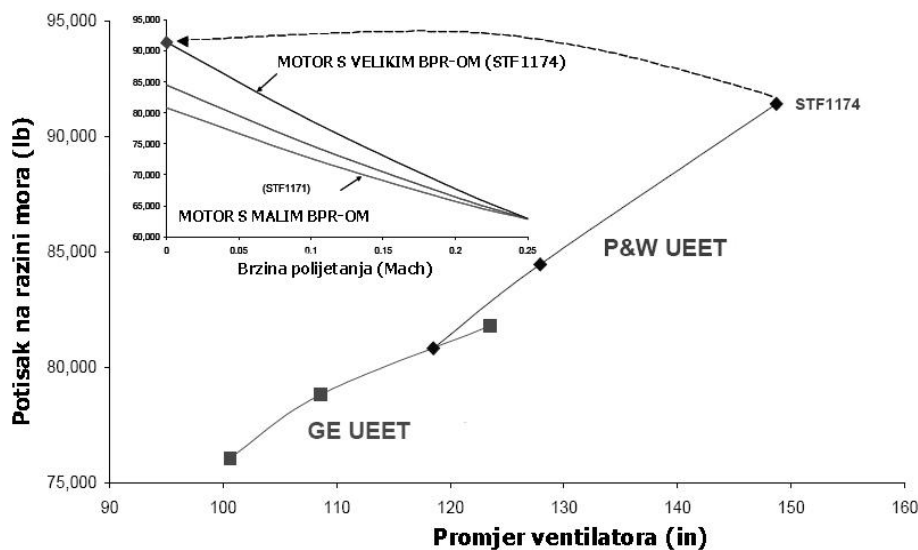
4.14.2. Potisak

Kako brzina zrakoplova raste, potisak motora pada. Što je veći promjer ventilatora to je niži FPR, a posljedica je veći pad potiska s porastom brzine. Slika 4.35. pokazuje odnose između P&W motora, na brzini od 0.25 Macha (uvjeti polijetanja), svi motori imaju isti potisak.



Slika 4.35. Potisak motora pada s porastom brzine polijetanja [36]

Pad potiska s porastom brzine istaknut je i kod GE motora. Iako svi UEET motori imaju gotovo isti potisak na brzini od 0.25 Macha, slika 4.36. pokazuje kako se potisak na razini mora ipak mijenja u ovisnosti o promjeru ventilatora, glavni razlog tome su indiferentni otpor, SFC i različite težine motora.

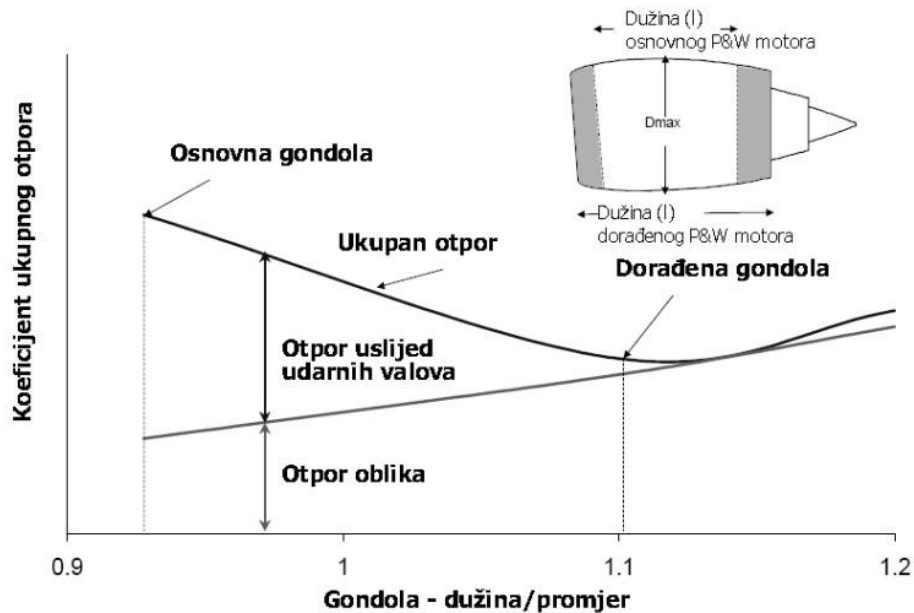


Slika 4.36. Potisak na razini mora za motore s istim potiskom na 0.25 Macha [36]

4.14.3. Otpor

Kako bi motori postizali što manji ukupni otpor potrebno je odabira pravilnu aerodinamiku i optimalno instalirati komponente. Pravilno konstruirana gondola omogućuje niži ukupni otpor, a samim time i bolje performanse motora. Na slici 4.37. prikazana je osnovna i doradana gondola za najveći promjer P&W1174 motora u ovisnosti o ukupnom otporu

gondole. Na osnovnom omjeru sile uzgona i maksimalnog otpora L/D_{max} koji iznosi 0.92, ukupni otpor gondole (udarni valovi i otpor profila) je znatno veći nego otpor na doradenom L/D_{max} omjeru 1.1, što znači da pravilnim optimiziranjem možemo značajno utjecati na performanse motora.

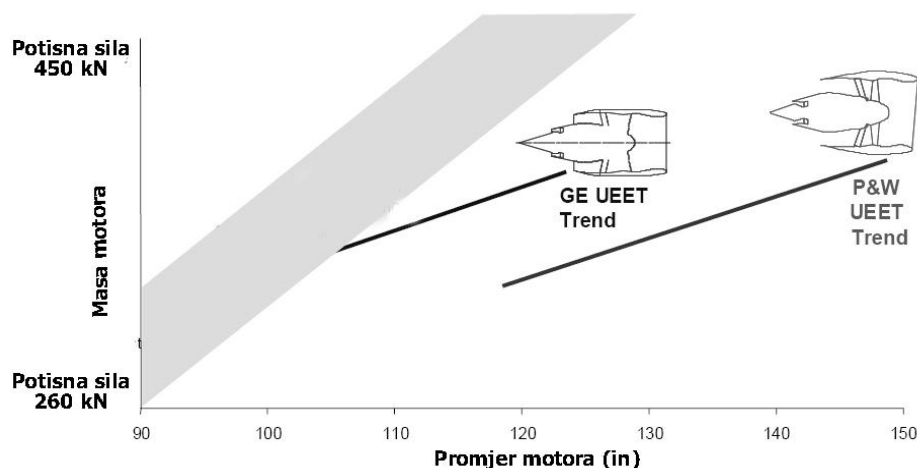


Slika 4.37. Koeficijent ukupnog otpora u odnosu na omjer dužine/širine gondole [36]

Općenito, otpor profila (uslijed najveće opstrujavane površine) najviše doprinosi ukupnom otporu zrakoplova. Indiferentni otpor je sljedeći najveći uzročnik otpora te također raste s promjerom. Najveći izazov kod motora s visokim BPR-om, kao kod GTF motora, je pronalazak optimalnog rješenja između ukupnog otpora i promjera ventilatora.

4.14.4. Masa

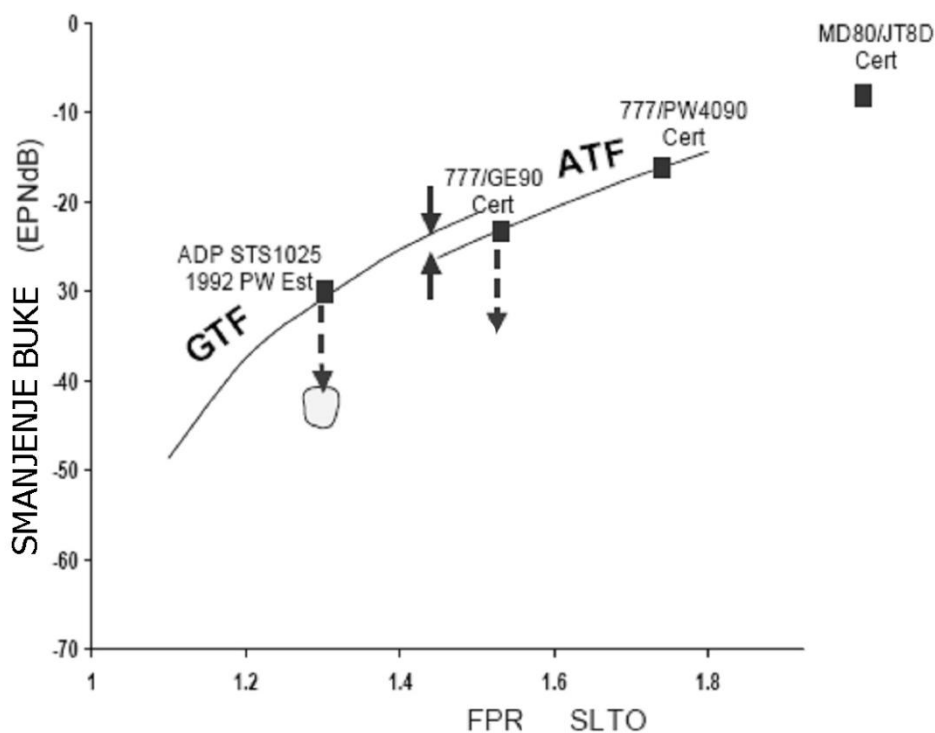
UEET motori su lakši od standardnih, ali i GE motora. Smanjenje mase omogućio im je neposredno reduktor, a izravno je za to zaslužan manji broj stupnjeva na kompresoru i turbini. Tako turbo-ventilatorski motori s reduktorom u odnosu na najbolji GE motor iste mase može imati znatno veći promjer ventilatora, a samim time i veći BPR te manju specifičnu potrošnju goriva kao što pokazuje slika 4.38. Isto tako GTF motori mogu imati veći promjer ventilatora za istu potisnu silu.



Slika 4.38. Odnos mase i promjera ventilatora kod UEET motora [36]

4.14.5. Buka motora

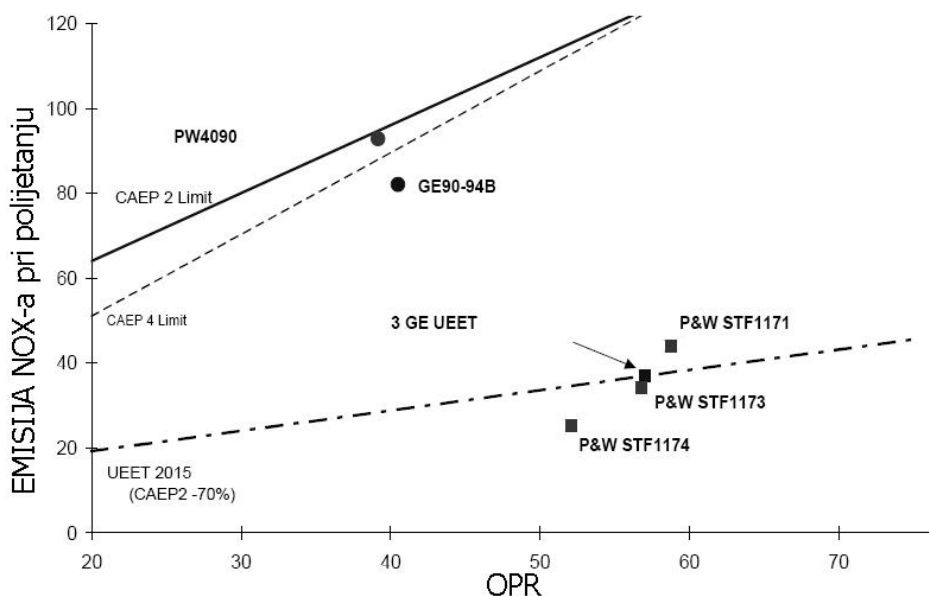
Na konvencionalnim zrakoplovima, brzina zraka na izlazu iz ventilatora izravno je povezana s FPR-om - veći omjeri tlakova rezultiraju većim izlaznim brzinama na ventilatoru. Posljedica većih brzina mlaza je veća buka. Trendove smanjenja buke s padom FPR-a prikazani su na slici 4.39. Također je iz nje vidljivo da za zadani FPR, UEET GTF motori mogu biti nešto glasniji od osnovnog P&W motora. Međutim, zbog ukupno nižeg FPR-a (koji UEET motoru omogućuje reduktor), UEET motori znatno su tiši od postojećih motora s većim FPR-om.



Slika 4.39. Ovisnost buke o FPR-u na razini mora pri polijetanju [36]

4.14.6. Emisija štetnih plinova

Svi UEET motori navedeni u analizi koriste napredne komore za izgaranje koje ispuštaju znatno manje NO_x-a. Kako raste tlak u motoru, raste i temperatura zraka koja ulazi u komoru izgaranja. S porastom temperature raste i emisija NO_x-a. Slika 4.40. pokazuje CAEP2 ograničenja emisije NO_x-a razini mora. Gornja linija pokazuje koja je dozvoljena razina NO_x-a za motore s visokim BPR-om. Osnovni PW4090 i GE90 motori smjestili su se tek uz samu liniju ograničenja što pokazuje tek marginalno udovoljavanje CEAP2 normama. Kako sva tri GE UEET motora imaju istu tehnologiju izgaranja i isti omjer tlakova, preklapaju se u istoj točki koja udovoljava CAEP2-70% razini, odnosno ispuštaju za 70% manje NO_x-a nego što to propisuje CEAP2 regulativa. P&W UEET motori imaju različite omjere tlakova pa se njihove točke ne preklapaju. Motor s najvećim omjerom tlaka na razini mora (STF1171) ne ispunjava CEAP2-70% normu, no u odnosu na postojeće generacije motora neusporedivo je čišći.

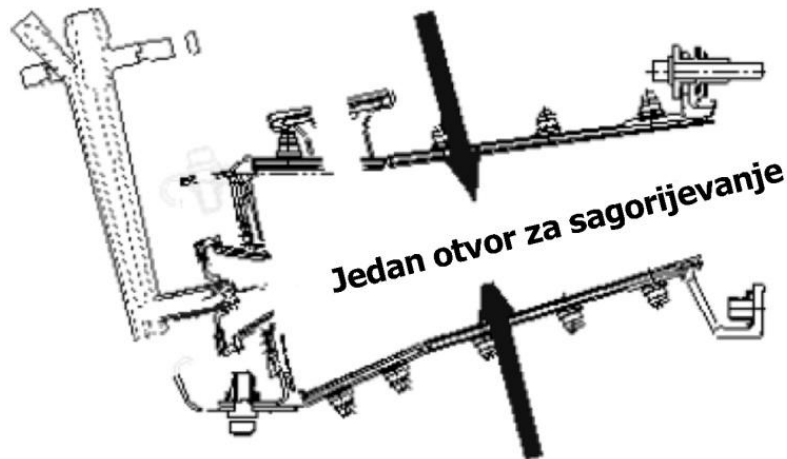


Slika 4.40. Emisija Nox-a pri polijetanju u odnosu na PR (omjer tlakova) [36]

Za UEET motore, P&W koristi komoru izgaranja s niskom emisijom NO_x-a koja je evoluirala kroz nekoliko generacija, od početnog Talon koncepta do Talon 4 izvedbe. Kako se i najnovija izvedba i dalje kontinuirano razvija, jednostavno je nazvana Talon X. Ova komora ima i jedan red posebno oblikovanih otvora namijenjenih poboljšanju kontrole procesa izgaranja. Talon X je manji u odnosu na prethodne izvedbe što mu omogućuje manju propagaciju plamena. Sva ova poboljšanja zaslužna su za 70% nižu emisiju NO_x-a od

CAEP2 regulative. Gore navedeno postiže se tako da se bogata mješavina ubrizga u plamen, potom brzo hladi, a zadnjem stupnju ponovno izgara u osiromašenom mješavini.

Ovakav proces hlađenja smanjuje nastanak NO_x-a. Brže izgaranje također smanjuje vrijeme potrebno za formiranje NO_x-a.



Slika 4.41. Profil UEET Talon X komore izgaranja [36]

GE UEET koristi drugačiji pristup, osiromašenog, prethodno pomiješanog i isparenog (LPP) izgaranja. Kod ove izvedbe gotovo sva količina zraka i goriva ulaze kroz kompleksne vrtložne mlaznice smještene na kupoli komore. Gorivo isparava te se miješa s vrtložnim zrakom kako bi se formirao osiromašeni plamen unutar komore. Ovakva konstrukcija naziva se Twin Annular Pre-Swirl (TAPS).

Kako osiromašeni plamen nema potrebe za dodatnim zrakom za sagorijevanje, i kako je plamen relativno hladan, nema potrebe za gašenjem ili dodatnim razrjeđivanjem prije izlaska iz komore te ulaska u turbinu. Nova konstrukcija TAPS komore reducira količinu zraka potrebnog za poboljšani proces izgaranja (kako bi se postiglo dobro izmiješana i jednolika izlazna temperatura). TAPS izvedba može postići znatno nižu emisiju NO_x-a nego sve postojeće GE komore izgaranja. Uz to manje je konstrukcijski kompleksna i ima niže operativne troškove i niže zahtjeve za održavanje.

4.15. Upravljanje rizikom uslijed novih tehnologija i konstrukcijskih rješenja

Kod svakog uvođenja novih tehnologija postoje dodatni rizici koje treba uračunati u samom razvoju proizvoda. Važno je njima upravljati što bolje i preventivno umanjiti eventualne posljedice koje bi mogle nastati tijekom razvoja.

Reduktor

Zupčanički prijenosnik kod TF motora nije neka novost u zrakoplovstvu, Honeywell TFE-731 motor s reduktorom već se dugi niz godina ugrađuje u manje poslovne mlazne zrakoplove i to uz izuzetno visok postotak pouzdanosti. Novost je upotreba reduktora na većim zrakoplovima sa znatno većim potisnim silama. Konstrukcijom sa samo sedam pokretnih dijelova, inovativnim ležajevima i gotovo bez potrebe za održavanjem, rizici reduktora smanjeni su na najmanju moguću mjeru.

Nove tehnologije izrade materijala

Izrada dijelova uz dodavanje premaza otpornih na visoke temperature također nije novost, no proizvodnja u velikim razmjerima jest. Mnogobrojne analize pokazale su da su dijelovi proizvedeni na ovaj način jednako pouzdani kao i oni proizvedeni na klasičan način poput rezanja, varenja i naknadne obrade materijala.

Tehnologija hlađenja

Kako će turbina GTF motora biti izložena većim temperaturama i brzinama/opterećenjima, u odnosu na TF motor neophodno je bolje hlađenje kako ne bi došlo do taljenja materijala. U velikoj mjeri hlađenje će biti poboljšano upotrebom posebnih premaza, od kojih je već velika većina isprobana i dokazana na V2500 motoru. Odgovarajuća tehnologija hlađenja ne zahtjeva nikakav dodatni protok zraka (pa nema pada termodinamičke efikasnosti), a nema niti potrebe za egzotičnim materijalima poput keramike.

Računalna dinamika fluida

Pojava jačih računala i naprednih algoritama za izračune uvelike je olakšala mnogobrojne procese u zrakoplovstvu i industriji općenito. U mnogobrojnim inženjerskim procesima izračuna optimalnih aeroprofila s ciljem postizanja optimalnog protoka zraka i hlađenja, P&W

se već dokazao u najnovijim generacijama borbenih zrakoplova koji su dinamički znatno opterećeniji. Ta iskustva trebala bi uvelike umanjiti eventualne pogreške kod izračuna GTF motora.

Konstrukcija motora prilagođena jednostavnom održavanju

Koncept konstruiranja za što jednostavnije održavanje odavno se primjenjuje u serijskog proizvodnji automobila, no nije značajno primjenjivan u zrakoplovnoj industriji. P&W je dodatno pojednostavio arhitekturu motora fokusirajući se na smanjenje broja dijelova i stupnjeva te je time dobio i niže troškove održavanja, no oni nikako ne bi smjeli utjecati na povećanje rizika već upravo suprotno.

5. TERMODINAMIČKI PRORAČUNA CIKLUSA TF I GTF MOTORA UZ PRETHODNO DEFINIRANE ULAZNE PODATKE

5.1. Općenito

U ovome poglavlju pokazat ćemo kako bypass omjer utječe na potrošnju goriva, propulzivnu i termodinamičku efikasnost motora. Pri izračunu termodinamičkog ciklusa [9] u obzir su uzeta brojna pojednostavljenja; tako idealni plin uzstrujno od komore izgaranja ima konstantna svojstva γ_c, R_c, c_{pc} , a idealni plin nizstrujno od komore ima konstantna svojstva γ_t, R_t, c_{pt} . Sve komponente su adijabatske, nema hlađenja turbine, što nije slučaj kod stvarnog motora.

Nadalje, pri izračunu i usporedbi termodinamičkog ciklusa TF i GTF motora zanemarena su brojne konstrukcijske razlike; GTF motor ima značajno manji broj dijelova i reduktor, a ujedno je i lakši. GTF motor posjeduje viši stupanj tehnologije što mu također omogućava bolju efikasnost svih komponenti, no zbog jednostavnosti proračuna i boljeg prikaza utjecaja bypass omjera na potrošnju goriva, razlika u efikasnosti tehnologija pojedinih komponenti nije uzeta u obzir. Efikasnost ventilatora, kompresora i turbine opisani su pomoću koeficijenata politropske efikasnosti e_f, e_c i e_t .

Oba motora imaju istu temperaturu na turbini $T_{t4}=1667$ K, iako je realno temperatura na turbini viša kod GTF motora. Više temperature moguće su zbog otpornijih materijala i boljeg hlađenja uslijed kojeg povećanje temperature ne utječe na izdržljivost i zamor materijala turbine.

Pri izračunu uzeta su u obzir tri različita Bypass omjera: 6, 8 i 12. Najmanji bypass omjer svojevrsna je aproksimacija TF motora, dok su $\alpha=8$ i $\alpha=12$ uzeti za GTF motor.

5.2. Proračun [7]

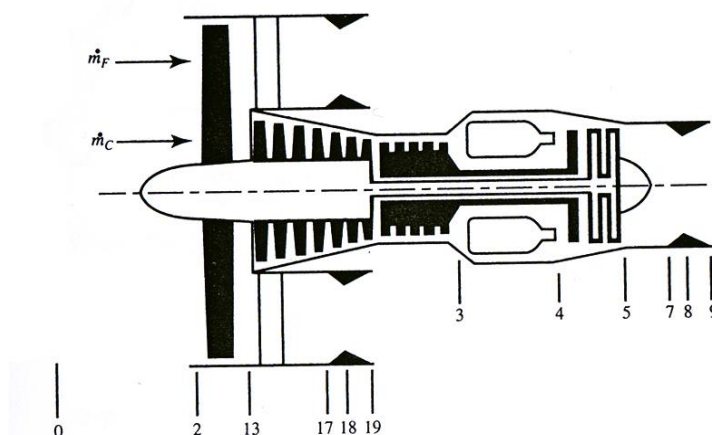
Prije samog proračuna potrebno je definirati granice procesa i zadati ulazne parametre. U usisnik ulazi struja zraka koja se nakon prolaska kroz ventilator dijeli na: struju kroz jezgru motora s protokom \dot{m}_c i onog izvan jezgre s protokom \dot{m}_f . Omjer ova dva protoka definiran je kao bypass omjer, označavamo ga s α , a možemo ga prikazati kao:

$$\text{Bypass omjer } \alpha = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_c} \dots \dots \dots (1)$$

Ukupan protok zraka je zbroj protoka kroz i izvan jezgre:

$$\dot{m}_0 = \dot{m}_c + \dot{m}_F = (1+\alpha)\dot{m}_c \dots \dots \dots (2)$$

Hladna struja zraka iza ventilatora obilježen je brojkom 13, a na izlazu iz motora s 19. Vruća struja iz jezgre motora izlazi na granici označenoj brojkom 9.



Slika 5.1. Presjek turbo-ventilatorskog motora s označenim granicama sustava [7]

Radni režim na kojem se provodi termodinamička analiza može biti definiran za različite brzine leta. Kod našeg izračuna uzet je Machov broj $M=0.8$ što je brzina kojom najčešće krstare putnički zrakoplovi. Prethodno definirane veličine navedene su u sljedećoj tablici.

Tablica 7. Prethodno definirane veličine u termodinamičkom proračunu

Ukupni maseni protok zraka \dot{m}_0	370 kg/s
Machov broj M_0	0.8
Temperatura okoliša T_0	217 K
Tlak okoliša p_0	1.013 bar
Specifični toplinski kapacitet zraka na kompresoru c_{pc}	1004 J/kgK
Specifični toplinski kapacitet zraka na turbini c_{pt}	1155 kJ/kgK
Donja ogrijevna moć goriva h_{PR}	42000 kJ/kg
Omjer tlakova na kompresoru π_c	36
Omjer tlakova na ventilatoru π_f	1.7
Omjer tlaka okoliša i tlaka izlazne struje jezgre P_0/P_9	0.9
Omjer tlaka okoliša i tlaka izlazne bypass struje P_0/P_{19}	0.9
Temperatura na ulazu u turbinu TF motora T_{t4}	1666 K
Bypass omjer kod TF motora α_{TF}	6
Bypass omjer kod GTF motora α_{GTF}	8 i 12

Ostale zadane vrijednosti su kao što slijedi: $\gamma_c=1.4$, $\gamma_t=1.33$, $\pi_{d\max}=0.99$, $\pi_b=0.96$, $\pi_n=0.99$, $\pi_{in}=0.99$, $\pi_c=0.90$, $\pi_m=0.96$, $e_c=0.9$, $e_f=0.89$, $e_t=0.89$, $\eta_b=0.99$, $\eta_m=0.99$

Plinske konstante u kompresoru i turbini određujemo iz poznatih jednadžbi:

$$R_c = \frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c} \cdot c_{pc} \dots \dots \dots (3)$$

$$R_t = \frac{\gamma_t - 1}{\gamma_t} \cdot c_{pt} \dots \dots \dots (4)$$

Brzinu zvuka i zraka ulazne struje za GTF i TF motor računamo pomoću izraza:

$$a_0 = \sqrt{\gamma_c \cdot R \cdot T_0} \dots \dots \dots (5)$$

$$V_0 = a_0 \cdot M_0 \dots \dots \dots (6)$$

Omjer totalne i statičke temperature slobodne struje je:

$$\tau_r = 1 + \frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c} \cdot M_0^2 \dots \dots \dots (7)$$

Omjer totalnog i statičkog tlaka slobodne struje:

$$\pi_r = \tau_r^{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c}} \dots \dots \dots (8)$$

Kako je $M_0 < 1$, efikasnost usisnika iznosi $\eta_r := 1$, a omjer tlakova slobodne struje i na difuzoru je:

$$\pi_d = \pi_{d\max} \cdot \eta_r \dots \dots \dots (9)$$

Omjer totalnih temperatura kod izgaranja i slobodne struje dan je relacijom:

$$\tau_\lambda = \frac{c_{pt} T_{t4}}{c_{pc} T_0} \dots \dots \dots (10)$$

Omjer totalnih temperatura na kompresoru računamo pomoću:

$$\tau_c = \pi_c^{(\gamma_c - 1)/\gamma_c e_c} \dots \dots \dots (11)$$

Efikasnost kompresora računamo na sljedeći način:

$$\eta_c := \frac{\pi_c^{(\gamma_c - 1)/\gamma_c - 1}}{\tau_c - 1} \dots \dots \dots (12)$$

Omjer totalnih temperatura na ventilatoru dobivamo iz:

$$\tau_f = \pi_f^{(\gamma_c - 1)/\gamma_c e_f} \dots \dots \dots (13)$$

Efikasnost ventilatora možemo izračunati iz:

$$\eta_f = \frac{\pi_f^{(\gamma_c-1)/\gamma_c-1}}{\tau_f-1} \dots \dots \dots (14)$$

Omjer entalpija goriva i zraka:

$$f = \frac{\tau_\lambda - \tau_c \tau_r}{h_{PR} \eta_b / (c_p T_0) - \tau_\lambda} \dots \dots \dots (15)$$

Omjer totalnih temperatura na turbini računamo pomoću izraza:

$$\tau_t = 1 - \frac{1}{\eta_m(1+f)} \frac{\tau_r}{\tau_\lambda} [\tau_c - 1 + \alpha(\tau_f - 1)] \dots \dots \dots (16)$$

Omjer totalnih tlakova na turbini:

$$\pi_t = \tau_t^{\gamma_t / [(\gamma_t-1)e_c]} \dots \dots \dots (17)$$

Efikasnost turbine iznosi:

$$\eta_t = \frac{1 - \tau_t}{1 - \tau_t^{e_t}} \dots \dots \dots (18)$$

Omjer totalnog i statičkog tlaka na izlazu struje iz jezgre motora računamo kao:

$$\frac{P_{t9}}{P_9} = \frac{P_0}{P_9} \pi_r \pi_d \pi_c \pi_b \pi_t \pi_n \dots \dots \dots (19)$$

Machov broj izlazne struje iz jezgre motora:

$$M_9 = \sqrt{\frac{2}{\gamma_{t-1}} \left[\left(\frac{P_{t9}}{P_9} \right)^{(\gamma_t-1)/\gamma_t} - 1 \right]} \dots \dots \dots (20)$$

Omjer izlazne temperature i temperature okoliša:

$$\frac{T_9}{T_0} = \frac{\tau_\lambda \cdot \tau_t \cdot c_{pc}}{\frac{P_{t9}^{(\gamma_t-1)/\gamma_t}}{P_9} c_{pt}} \dots \dots \dots (22)$$

Omjer izlazne brzine i lokalnog Machova broja struje kroz jezgru motora računamo iz:

$$\frac{V_9}{a_0} = M_9 \sqrt{\frac{\gamma_t \cdot R_t \cdot T_t}{\gamma_c \cdot R_c \cdot T_0}} \dots \dots \dots (23)$$

Omjer totalnog i statičkog tlaka na izlazu bypass struje:

$$\frac{P_{t19}}{P_{19}} = \frac{P_0}{P_{19}} \pi_r \pi_d \pi_f \pi_{fm} \dots \dots \dots (24)$$

Machov broj izlazne bypass struje:

$$M_{19} = \sqrt{\frac{2}{\gamma_{c-1}} \left[\left(\frac{P_{t19}}{P_{19}} \right)^{(\gamma_c-1)/\gamma_c} - 1 \right]} \dots \dots \dots (25)$$

Omjer izlazne temperature i temperature okoliša bypass struje:

$$\frac{T_{19}}{T_0} = \frac{\tau_r \cdot \tau_f}{\frac{P_{t19}}{P_{19}} (\gamma_c - 1) / \gamma_c} \dots \dots \dots (26)$$

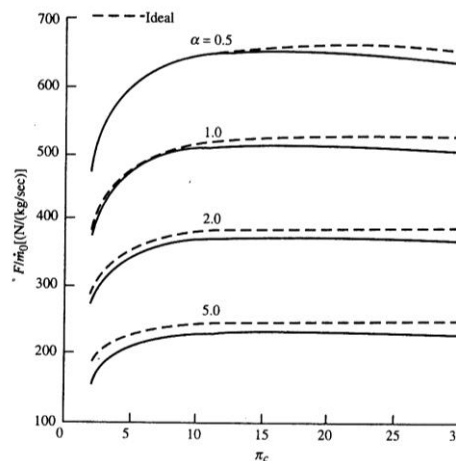
Omjer izlazne bypass brzine i lokalnog Machova broja računa se iz:

$$\frac{V_{19}}{a_0} = M_{19} \sqrt{\frac{T_{19}}{T_0}} \dots \dots \dots (27)$$

Omjer potisne sile i masenog protoka:

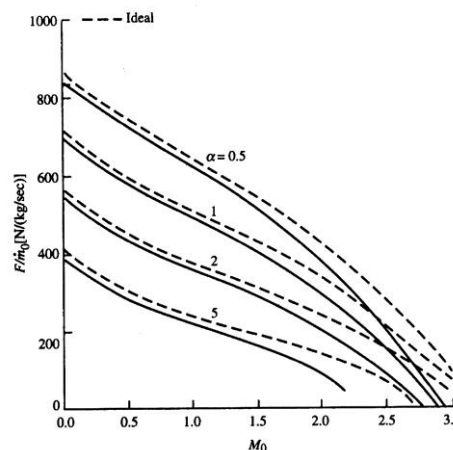
$$\frac{F}{\dot{m}_0} = \frac{1}{1+\alpha} \left[(1+f) \frac{V_9}{V_0} - M_0 + (1+f) \frac{\frac{R_t T_0}{R_c V_9} \frac{1-P_9}{P_0}}{\gamma_c} \right] + \frac{\alpha}{1+\alpha} \frac{a_0}{g_c} \left(\frac{V_{19}}{a_0} - M_0 + \frac{T_{19}/T_0 \frac{1-P_0/P_{19}}{\gamma_c}}{V_{19}/a_0} \right) \dots \dots (28)$$

Ovisnost specifičnog potiska o bypass omjeru i o različitim omjerima kompresije prikazan je na slici 5.2. Jasno se može vidjeti da specifičan potisak pada s porastom α .



Slika 5.2. Ovisnost specifičnog potiska o kompresionom omjeru [7]

Specifičan potisak ovisi i o Machovom broju. Za odabrani bypass omjer specifičan potisak je veći ukoliko zrakoplov leti s manjim Machovim brojem.

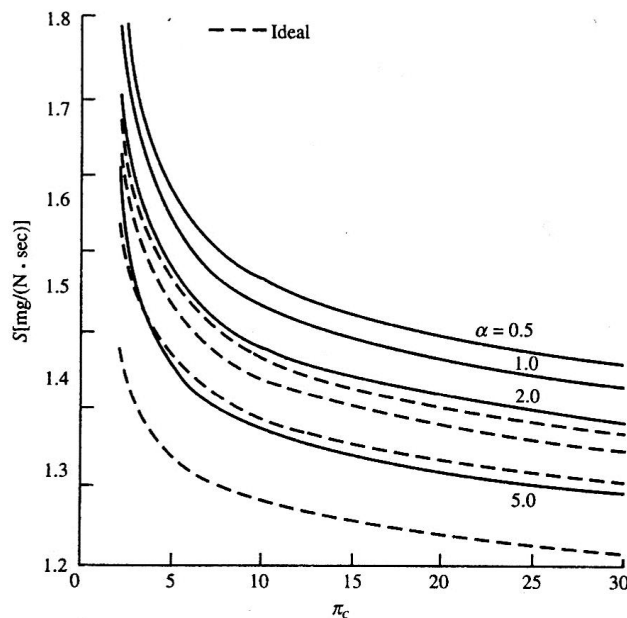


Slika 5.3. Ovisnost specifičnog potiska o Machovom broju i bypass omjeru [7]

Specifičnu potrošnju računamo pomoću izraza:

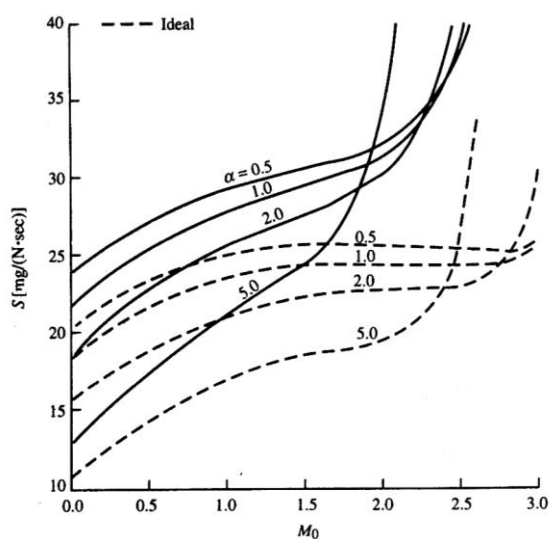
$$S = \frac{f}{(1+\alpha)\frac{F}{m_0}} \dots\dots\dots(29)$$

Općenito, specifična potrošnja pada s porastom omjera kompresije π_c i α .



Slika 5.4. Ovisnost specifične potrošnje goriva u odnosu na π_c [7]

S porastom Machova broja raste potrošnja, no iznad određenih brzina mogući su i slučajevi da je potrošnja veća na manjem bypass omjeru kao što to pokazuje slika 5.5. Na istoj slici prikazane su ovisnosti za realan i idealan motor na kojem su zanemareni svi gubici. Naravno, idealan motor ima nižu potrošnju od realnog u svim uvjetima leta, a uz zadane iste ulazne parametre.



Slika 5.5. Ovisnost specifične potrošnje goriva o Machovom broju i bypass omjeru [7]

Podaci za četiri stvarna turbo-ventilatorska motora dani su u tablici 8. I ova tablica potvrđuje da s porastom bypass omjera pada potrošnja goriva.

Tablica 8. Trendovi potisne sile i potrošnje u ovisnosti o bypass omjeru [7]

Motor	Bypass omjer	F/m ₀ [N/(kg/sec)]	S [(mg/sec)/N]	π _f	π _c	Zrakoplov
TF-39	8.0	251.8	8.87	1.45	22.0	C5A/B
JT9D	5.1	253.4	9.8	1.54	22.3	Boeing 747
CF6	4.32	255.6	9.86	1.71	30.2	DC-10
TF-41	0.76	498.0	17.8	2.45	21.0	A-7D

Propulzivna efikasnost η_p ukazuje nam koliko je dio mehaničke energije iskorišteno za pogon zrakoplova u odnosu na maksimalno dostupnu energiju. Računamo je prema izrazu:

$$\eta_p = \frac{2M_0[(1+f)V_9/a_0 + \alpha V_{19}/a_0 - (1+\alpha)M_0]}{(1+f)(V_9/a_0)^2 + \alpha(V_{19}/a_0)^2 - (1+\alpha)M_0^2} \dots \dots \dots (30)$$

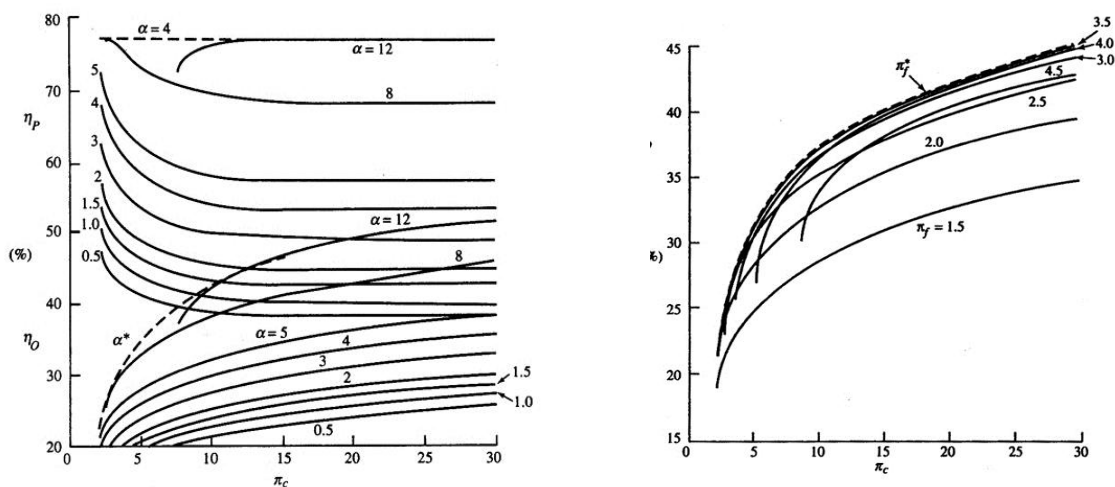
Termodinamička efikasnost η_T govori nam o tome koliko je topline, nastale sagorijevanjem smjese goriva i zraka u komori izgaranja, uspješno pretvoreno u koristan rad, bilo na turbini, mlaznici, izmjenjivaču topline ili sličnome. Računamo je prema izrazu:

$$\eta_T = \frac{a_0^2[(1+f)(V_9/a_0)^2 + \alpha(V_{19}/a_0)^2 - (1+\alpha)M_0^2]}{2g_c \cdot f \cdot h_{PR}} \dots \dots \dots (31)$$

Ukupnu efikasnost računamo kao umnožak propulzivne i termodinamičke efikasnosti:

$$\eta_O = \eta_T \eta_p \dots \dots \dots (32)$$

Utjecaj bypass i kompresionog omjera na efikasnost prikazana je na sljedećim slikama. Za postizanje što bolje propulzivne efikasnosti poželjni su što veći α i π_c.



Slika 5.6. Ovisnost ukupne i propulzivne efikasnosti o α i π_c [7]

5.3. Rezultati proračuna termodinamičkog ciklusa

Nakon uvrštavanja prethodno zadanih podataka dobili smo sljedeće rezultate:

Tablica 9. Veličine koje ne ovise o bypass omjeru (iste su za TF i GTF motor)

Brzina zvuka ulazne struje	$a_0 := 295.32 \text{ m/s}$
Brzina zraka ulazne struje	$V_0 := 236.098 \text{ m/s}$
Omjer totalne i statičke temperature slobodne struje	$\tau_r := 1.128$
Omjer totalnog i statičkog tlaka slobodne struje	$\pi_r := 1.524$
Omjer tlakova slobodne struje na difuzoru	$\pi_d := 0.99$
Omjer totalnih temperatura kod izgaranja i temperature slobodne struje	$\tau_\lambda := 8.846$
Omjer totalnih temperatura na kompresoru	$\tau_c := 3.119$
Efikasnost kompresora	$\eta_c := 84.2 \%$
Omjer totalnih temperatura na ventilatoru	$\tau_f := 1.1857$
Efikasnost ventilatora	$\eta_f := 88.2 \%$
Omjer entalpija goriva i zraka	$f := 0.02868$

Tablica 10. Veličine za hladnu struju za TF i GTF motor

Omjer totalnog i statičkog tlaka na izlazu bypass struje	$\frac{P_{t19}}{P_{19}}$	2.286
Machov broj izlazne bypass struje	M_{19}	1.154
Omjer izlazne temperature i temperature okoliša bypass struje	$\frac{T_{19}}{T_0}$	$\frac{T_{19}}{T_0} := 1.0561$
Omjer izlazne bypass brzine i lokalne brzine zvuka	$\frac{V_{19}}{a_0}$	$\frac{V_{19}}{a_0} := 1.186$

Tablica 11. Rezultati termodinamičkog ciklusa za TF i GTF motor

BYPASS OMJER		TF motor $\alpha=6$	GTF motor $\alpha=8$	GTF motor $\alpha=12$
Omjer totalnih temperatura na turbini	τ_t	0.595	0.549	0.456
Omjer totalnih tlakova na turbini	π_t	0.09526	0.06599	0.0285
Efikasnost turbine	η_t	89.74 %	92 %	98.96 %
Omjer totalnog i statičkog tlaka na izlazu za vruću struju	$\frac{P_{t9}}{P_9}$	4.4265	3.066	1.324

Machov broj izlazne struje iz jezgre motora	M_9	1.645	1.394	0.661
Omjer izlazne temperature i temperature okoliša	$\frac{T_9}{T_0}$	3.164	3.196	3.269
Omjer izlazne brzine i lokalnog Machova broja struje kroz jezgru	$\frac{V_9}{a_0}$	2.415	2.4274	2.4552
Omjer potisne sile i masenog protoka	$\frac{F}{\dot{m}_0}$	188.75 N/(kg/ sec)	176.69 N/(kg/ sec)	163.84 N/(kg/ sec)
Omjer potrošnje goriva po potisnoj sili	S	21.71 mg/ sec/ N	18.04 mg/ sec/ N	13.46 mg/ sec/ N

Iz tablice 11 vidljivo je da s porastom bypass omjera pada specifična potisna sila. Tako je ona na GTF motoru s $\alpha=12$ manja za 13.2% nego na TF motoru.

Istovremeno, pad potisne sile rezultira i nižom potrošnjom. Tako GTF motor s $\alpha=8$ u odnosu na TF s $\alpha=6$, po prethodno zadanim podacima, troši 16.9% manje goriva. Razlika u potrošnji TF-a u odnosu na GTF s $\alpha=12$ još je izraženija te iznosi 38%.

Nadalje, izračunate su vrijednosti efikasnost za sva tri motora, a rezultati su dani u tablici 12.

Tablica 12. Izračunate efikasnosti za TF i GTF motor

BYPASS OMJER		TF motor $\alpha=6$	GTF motor $\alpha=8$	GTF motor $\alpha=12$
Propulzivna efikasnost	η_p	64,27%	66,26%	68,92%
Termodinamička efikasnost	η_T	35.33%	40.98%	52.36%
Ukupna efikasnost	η_0	22.71%	27.15%	36.09%

Dobiveni rezultati pokazuju kako propulzivna i termodinamička efikasnost, a samim time i ukupna efikasnost, rastu s porastom bypass omjera. Kako GTF motor, s relativno visokim $\alpha=12$ i $\pi_c = 36$, ima ukupnu efikasnost od svega 36% još uvijek su moguća znatna poboljšanja.

Tablica 13. Izračunate vrijednosti potisne sile za TF i GTF motor uz $\dot{m} = 370$ kg/s

POTISNA SILA ZA MASENI PROTOK $\dot{m} = 370$ kg/s	TF motor $\alpha=6$	GTF motor $\alpha=8$	GTF motor $\alpha=12$
F [kN]	69.84	65.38	60.62

GTF motor s $\alpha=8$ ima 6.38% manju potisnu silu, no istovremeno troši 16.9 % manje goriva.

5.4. Karakteristične točke T-S dijagrama za GTF motor s $\alpha=12$

Cjelokupni ciklus od ulaska zraka u usisnik, sabijanja u kompresoru, sagorijevanja u komori izgaranja, pretvorbe u mehanički rad na turbini te izlaska na mlaznici možemo prikazati u T-S dijagramu. Tlak raste od okolišnih p_0 do p_{t2} na usisniku zraka. Prolaskom kroz kompresor tlak zraku raste čak 36 puta te ulazi u komoru izgaranja s p_{t3} . Tamo dolazi do ubrizgavanja goriva, a uslijed izgaranja tlak raste na p_{t4} te se postiže maksimalna temperatura T_{t4} . Pad entalpije u visokotlačnoj turbini koristi se za pogon niskotlačnog kompresora, dok pad entalpije na niskotlačnoj turbini pokreće visokotlačni kompresor i ventilator. Na mlaznici dolazi do pretvorbe kinetičke energije mlaza u potisak te do izjednačavanja tlaka i temperature s okolišnim. Karakteristične točke određujemo na sljedeći način:

Statička temperatura i tlak zraka prethodno su zadani, a dinamički tlak i temperaturu s kojim zrak ulazi u usisnik računaju se prema izrazu:

$$T_{t0} := T_0 \cdot \left(1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} \cdot M_0^2\right) \dots \dots \dots (33)$$

$$P_{t0} := P_0 \cdot \left(1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} \cdot M_0^2\right)^{\frac{\gamma_c}{\gamma_c - 1}} \dots \dots \dots (34)$$

Temperaturu i tlak na kompresoru računamo pomoću:

$$\tau_c = \frac{T_{t3}}{T_{t2}} \Rightarrow T_{t3} = \tau_c T_{t2} \dots \dots \dots (35)$$

$$\frac{P_{t3}}{P_{t2}} = \pi_c \Rightarrow P_{t3} = \pi_c P_{t2} \dots \dots \dots (36)$$

Temperatura na izlazu iz komore izgaranja je zadana, dok tlak računamo pomoću omjera tlakova:

$$\pi_b = \frac{P_{t4}}{P_{t3}} \Rightarrow P_{t4} = \pi_b P_{t3} \dots \dots \dots (37)$$

Po sličnom principu računamo temperaturu i tlak na turbini:

$$\tau_t = \frac{T_{t5}}{T_{t4}} \Rightarrow T_{t5} = \tau_t T_{t4} \dots \dots \dots (38)$$

$$\pi_t = \frac{P_{t5}}{P_{t4}} \Rightarrow P_{t5} = \pi_t P_{t4} \dots \dots \dots (39)$$

Temperaturu i tlak iza hladne i vruće struje računamo iz:

$$\frac{P_0}{P_{19}} = \frac{P_0}{P_9} = 0.9 \Rightarrow P_{19} = P_9 = \frac{P_0}{0.9} \dots \dots \dots (40)$$

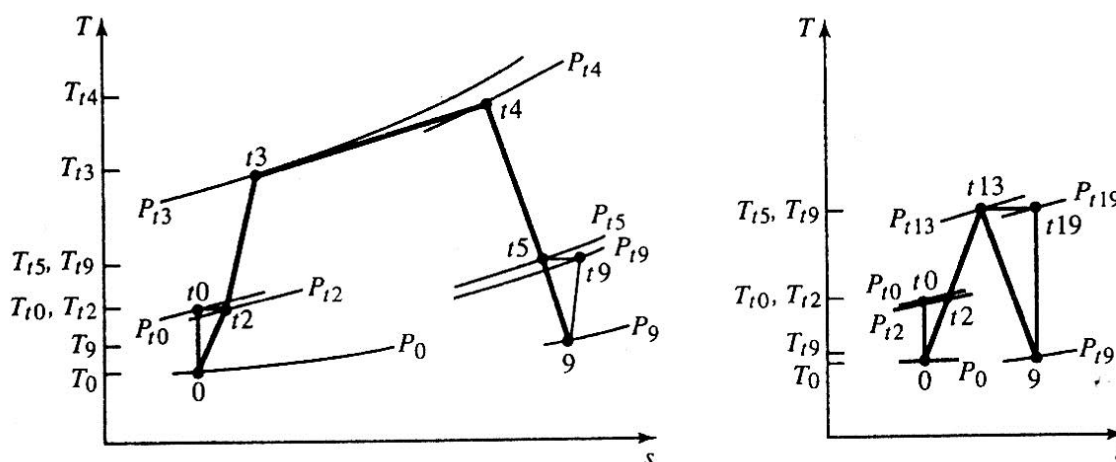
$$\frac{T_{19}}{T_0} = 1.0561 \Rightarrow T_{19} = 1.0561 \times T_0 \dots \dots \dots (41)$$

$$\frac{T_9}{T_0} = 0.9 \Rightarrow T_9 = 3.2697 \times T_0 \dots \dots \dots (42)$$

Karakteristične točke i izračunati rezultati prikazani su u sljedećoj tablici.

Tablica 14. Temperatura i tlak na karakterističnim točkama termodinamičkog procesa

	Tlak [$\times 10^6$ Pa]	Temperatura [K]
Točka 0. Okoliš	1.01325	217
Točka 2. Usisnik	1.5445	244.47
Točka 3. Kompresor	55.6	762.5
Točka 4. Komora izgaranja	53.38	1667
Točka 5. Turbina	1.521	759.65
Točka 19. Mlaznica iza bypass struje	1.125	229.17
Točka 9. Mlaznica iza jezgre motora	1.125	709.53



Slika 5.7. T-s dijagram turbo-ventilatorskog motora s gubicima (nije u mjerilu) za struju kroz jezgru motora (lijevo) i bypass struju (desno)

Ukupan maseni protok zraka je zadan i iznosi $\dot{m}_0 := 370 \text{ kg/s}$, te predstavlja sumu masenog protoka kroz jezgru motora \dot{m}_c i masenog protoka bypass struje \dot{m}_F . Bypass omjer α izražavamo kao $\alpha := \frac{\dot{m}_F}{\dot{m}_c}$ iz čega možemo izračunati pojedine masene protoke, rezultati su prikazani u tablici 15.

Tablica 15. Maseni protok za $\alpha := 12$

GTF motor, $\alpha := 12$	$\dot{m}_c := 28.46 \text{ kg/s}$	$\dot{m}_F := 341.53 \text{ kg/s}$
---------------------------	-----------------------------------	------------------------------------

Sada kada poznajemo sve karakteristične točke ciklusa moguće je izračunati i pojedine snage.

Snagu potrošenu na kompresoru računamo iz izraza:

$$P_c = \dot{m}_c c_{pc} T_{t2} (\tau_c - 1) \dots \dots \dots (43)$$

Snagu na turbini dobit ćemo pomoću temperaturnih razlika na izlazu i ulazu:

$$P_t = \dot{m}_c c_{pt} (T_{t4} - T_{t5}) \dots \dots \dots (44)$$

Za računanje snage na ventilatoru potrebno je poznavati temperaturu na izlazu iz ventilatora:

$$\tau_f = \frac{T_{t13}}{T_{t2}} \Leftrightarrow T_{t13} = \tau_f T_{t2} \dots \dots \dots (45)$$

Uvrstivši brojke dobit ćemo temperaturu iza ventilatora u iznosu od $T_{t13} := 290.23 \text{ K}$.

Snaga potrošena na ventilatoru potom se dobije iz izraza:

$$P_f = \dot{m}_f c_{pc} (T_{t13} - T_{t2}) \dots \dots \dots (46)$$

Kako je snaga dobivena na turbini potrošena na pokretanje kompresora i ventilatora, vrijedi sljedeći izraz (Oznaka η_m je mehanička efikasnost turbine):

$$P_c + P_f = \eta_m P_t \dots \dots \dots (47)$$

Za maseni protok $\dot{m}_0 := 370 \text{ kg/s}$ dobiveni su podaci navedeni u tablici (16).

Tablica 16. Izračunate snage za $\alpha := 12$

Snaga na kompresora	P_c	14.802 MW
Snaga na ventilatoru	P_f	15.7 MW
Snaga na turbini	P_t	29.86 MW

6. PRIKAZ IZVEDBI VODEĆIH SVJETSKIH PROIZVOĐAČA MOTORA I OPIS GLAVNIH KARAKTERISTIKA

6.1. Pregled globalnog tržišta

Industrija zrakoplovnih motora za komercijalne zrakoplove u posljednje vrijeme izuzetno je proaktivna, a nekoliko inovativnih koncepata u završnoj je fazi razvoja. Novu tehnologiju tako će ponuditi CFM LEAP, Pratt&Whitneyev PW1000G motor s reduktorom i Rolls-Royce Trent XWB. U razvoju najdalje je odmaknuo P&W s GTF motorom koji će pokretati cijelu flotu A320 zrakoplova, Bombardier CSeries i Mitsubishi MRJ [14]. Prvi bi trebao poletjeti Bombardier. CFM-ov LEAP će se ugrađivati na A320neo, a bit će i jedina pogonska jedinica na Boeingu 737 Max.

Kod najvećih zrakoplova dva nova motora, R-R Trent i General Electricov GENx, od nedavno se ugrađuju na Boeingu 787 i 747-8, a u pripremi su i novi motori za veći Boeing 787-10X.

Tablica 17. Tržište novih zrakoplova s jednim prolazom u 2011. [42]

NOVI ZRAKOPLOVI S JEDNIM PROLAZOM				
Tip	Sjedala	Motor	Dostupan od	Broj narudžbi
Comac ARJ21	90-105	GE CF34-10A	2012	197
Bombardier CSeries	110-145	P&W PW1500G	2013	138
Mitsubishi MRJ	90	P&W PW1200G	2014	65
Airbus A320neo	130-190	P&W PW1100G/CFM LEAP-1A	2015	1,289
Comac C919	150	CFM LEAP-1C	2016	165
Embraer E-Jet RE*	80-130		2016/18	-
Boeing 737 Max	130-180	CFM LEAP-1B	2017	451
Irkut MS-21	150-210	P&W PW1400G	2017	100

Dvama najvećim svjetskima proizvođačima zrakoplova u 2011. isporučeno je više od 2000 motora, najveći dio njih proizveo je CFM International i to za Boeing 737 i Airbus A320. Osim velike tržišne dominacije od 58%, CFM do kraja 2011. u knjizi narudžbi ima čak 7190 motora. Slijedi ga IAE s udjelom od 18% i R-R s 14%. Ukupno je u 2011. naručeno čak 16.774 motora [42].

Tablica 18. Tržišni udio proizvođača zrakoplovnih motora [42]

Ljestvica proizvođača motora u 2011.					
	Proizvođač	Isporučeno u 2011.		Knjiga narudžbi	
		Ukupno	Udio	Ukupno	Udio
1	CFM International	1,178	58%	7,190	43%
2	IAE	364	18%	1,714	10%
3	General Electric	242	12%	1,990	12%
4	Rolls-Royce	166	8%	2,384	14%
5	Engine Alliance	48	2%	372	2%
6	Pratt & Whitney	38	2%	1,092	7%
		-	-	2,032	12%
TOTAL		2,034		16,774	

NAPOMENE: Do dana 31. prosinca 2011., isključuje korporativne i vojne motore.
Izvor: Flightglobal insights

6.2. CFM International

6.2.1. Struktura

CFM International je kompanija s 50:50 vlasničkim udjelom General Electrica i Snecme, osnovan je 1974. Ova kompanija za sada najpoznatija je po CFM56 TF motoru koji pokreće više od 9500 komercijalnih i vojnih zrakoplova, uključujući Airbus A320 i Boeing 737 obitelj. Otkako je predstavljen 1982., CFM56 je proizveden u oko 24.000 primjeraka.

GE je odgovoran za konstrukcijsku integraciju, jezgru motora i glavne sustave upravljanja motorom, dok je Snecma odgovorna za sustav niskotlačne turbine i integraciju pomoćnih sustava i motora.

6.2.2. Motori

Prvi CFM56 ugrađen je u DC-8, vojni 707 i Boeing C-315, a danas je jedan od najzastupljenijih TF motora u svijetu.

Tablica 19. Tehničke specifikacije CFM56 motora [42]

CFM56	
Potisak	82-151 kN
Dužina	250 cm
Promjer	155-175 cm
Masa	2360 kg
Početak rada	1982.
Zrakoplovi	737, A320, A340, DC-8

LEAP (Leading Edge Aviation Propulsion) je nasljednik CFM56 motora, a CFM International ga razvija još od 1999. LEAP tehnologija temelji se na inovacijama koje su u posljednjih 15 godina GE i Snecma primijenjivali na GE90 i GENx motorima. LEAP će na Airbusu A320neo i kineskom Comacu C919 imati ventilator promjera 198 cm, dok će na Boeingu 737 Max biti promjera 175 cm. Svi njihovi ventilatori imat će 18 lopatica, čak dvostruko manje nego na CFM56-B motoru. Nadalje, neće biti izrađene od titana već kompozita na čemu su uštedjeli 455 kg po zrakoplovu.

Kao i GTF motori trošiti će oko 15% manje goriva od trenutno najnaprednijih TF motora, buka im je dvostruko niža, a emisija NO_x-a zadovoljava -50% CAEP/6 norme.

Tablica 20. Tehničke specifikacije LEAP motora [42]

LEAP	
Potisak	135 kN
Promjer	155-175 cm
Početak rada	2015.
Zrakoplovi	737 Max, A320neo, C919

6.3. Engine Alliance

6.3.1. Struktura

Engine Electric je kompanija s 50:50 vlasničkim udjelom između GE i P&W-a, osnovana je 1996. s ciljem razvoja, proizvodnje, prodaje i održavanja serije motora za nove zrakoplove dalekog domet.

6.3.2. Motori

Sredinom 1996., Boeing je objavio da je počeo s razvojem većih izvedbi modela 747 i 747-500/600. GE i P&W tada u svojoj ponudi nisu imali motor s potiskom od 311-378 kN koji je neophodan za veliki domet. Obje kompanije, neovisno jedna o drugoj, napravile su analizu tržišta u tom segmentu te zaključile da nisu dovoljno velike kako bi si mogle priuštiti ulaganje od oko 1 milijardu dolara za razvoj takvog motora. Nakon ulaska u partnerstvo počeli su s razvojem GP7000 motora. Polazna ideja bila je iskoristiti zajednička znanja, kako bi razvije, certificirale i proizvele moderan TF motor s velikim BPR-om za zrakoplov sa 450 mjesta i još veće zrakoplove sa četiri motora.

Namjena prvog Engine Alliancinog GP7000 motora bila je ugradnja na Boeing 747-500/600, no Boeing je odustao od proizvodnje ovaj tip zrakoplova zbog premale potražnje. GP7000 serija motora potječe od GE90 i PW4000 serije.

Tablica 21. Tehničke specifikacije GP7200 motora [42]

GP7200	
Potisak	310-360 kN
Dužina	472 cm
Promjer	316 cm
Masa	6725 kg
Početak rada	2008.
Zrakoplovi	A380

6.4. General Electric

6.4.1. Struktura

General Electricov zrakoplovni sektor, GE Aviation, dio je konglomerata GE. Prvu turbinu sagradili su 1941. za potrebe TF motora tipa Whittle koji je nastao kako dio tehničke razmjene između britanske i američke Vlade. Civilnim zrakoplovstvom bave se od 1950. Tijekom 1967. započeli su razvojem CF6 TF motora s visokim BPR-om za buduće zrakoplove širokog trupa. U ovome segmentu bilježe stabilan rast još od 1970., a danas u ovome segmentu drže čak 48% svjetskog tržišta.

6.4.2. Motori

Najistaknutiji motori su im CF34, CF6 i GE90. Posljednji navedeni je ujedno i fizički najveći motor u povijesti zrakoplovstva. Posebno je konstruiran za Boeing 777, predstavljen je 1995. Postoje dvije izvedbe GE90 motora: GE90-94B i GE90-115B. Snecma iz Francuske, Avio iz Italije i IHI iz Japana sudionici su u ovome programu. Boeing 777 izvedbe 20LR/300ER i 777F pokreće isključivo GE90-115B s promjerom ventilatora 325 cm i nominalnim potiskom od 511 kN. Ovo je trenutačno najsnažniji TF motor na svijetu.

Boeing 777-200LR s GE90-110B1 motorom postavio je svjetski rekord za najduži let komercijalnog zrakoplova. U zrakoplovu su bili samo novinari i odabrani gosti te nekoliko putnika koji su platili kartu. Preletjeli su 21.601 km za 22 sata i 42 minute, krenuvši iz Hong Konga do Londona pa preko Pacifika, potom iznad kontinentalne Amerike te nazad preko Atlantika do Londona.



Slika 6.1. GE90-115B je najsnažniji motor na svijetu

6.4.3. GENx (General Electric Next-generation)

GENx je nasljednik CF6 motora temeljen na GE90 arhitekturi. Trebao bi u potpunosti zamijeniti CF6 uz 15% nižu potrošnju goriva i jednako toliko manju emisiju CO₂. Domet im je za 30% veći, a zbog 30% manje dijelova imaju znatno niže vrijeme i troškove održavanja. Emisija NO_x-a niža je za najmanje 56% nego što to nalaže postojeća regulativa. Za ovako velika poboljšanja najviše je zaslužna jedinstvena suprotno rotirajuća niskotlačna turbina, dok je cijela turbina poboljšana naprednim premazima, novih materijalima i ugradnjom učinkovitijih lopatica.

Prvi zrakoplov s GENx motorom, Boeing 747-8, poletio je u listopadu 2011. Trenutačno leti 14 747-ica s GENx-om i četiri 787-ice. U knjizi narudžbi je 343 motora za 787 i 89 za 747. GE je preko Engine Alliance partner i s Pratt&Whitneyem, koji je odgovoran za GP7200. GE je partner i sa Snecmom i CFM Internationalom.

Tablica 22. Tehničke specifikacije GE90 i GENx motora [42]

GE90		GENx	
Potisak	340-510 kN	Potisak	235-333 kN
Dužina	729 cm	Dužina	430-470 cm
Promjer	312-325 cm	Promjer	265-280 cm
Masa	7550-8283 kg	Početak rada	2011.
Zrakoplov	777	Zrakoplov	747-8, 787

6.5. International Aero Engines (IAE)

6.5.1. Struktura

Vlasnici IAE su P&W, R-R, MTU Aero Engines i Japanese Aero Engine Corporation (JAEC). Osnovana je 1983. s ciljem razvoja motora za zrakoplove s jedim prolazom i kapacitetom od oko 150 sjedala. U listopadu 2011. R-R je izašao iz partnerstva čime je P&W postao većinski vlasnik. Ostali partneri produžili su suradnju do 2045.

6.5.2. V2500

V2500 predstavljen je 1989., a postoje tri izvedbe - A1, A5 i D5. Svaki od partnera zadužen je za određen modul na motoru; P&W za komoru izgaranja i visokotlačnu turbinu, R-R je zadužen za visokotlačni kompresor, JAEC brine o ventilatoru te niskotlačnom kompresoru, a MTU o niskotlačnoj turbini.

U 2005. predstavili su SelectOne paket poboljšanja, a 2013. trebao bi biti predstavljen novi - SelectTwo. Drugi paket trebao bi Airbusu A320 smanjiti potrošnju goriva za 0.58% što preračunato u brojke znači uštedu od 4.3 milijuna dolara kroz deset godina za flotu zrakoplova koja godišnje prosječno leti 2300 puta (let od 930 km). Iako je ovo znatno manje nego što nude LEAP i PW1000G, SelectTwo se obavezao kao će IAE alijansa kontinuirano raditi na poboljšanju motora.

Trenutačno je u opticaju više od 2000 zrakoplova s V2500 motorom i oko 800 u knjizi narudžbe.

Tablica 23. Tehničke specifikacije V2500 motora [42]

V2500	
Potisak	100-150 kN
Dužina	320 cm
Promjer	160 cm
Masa	2359 kg
Početak rada	1898.
Zrakoplovi	A319, A320, A321, MD-90

6.6. PowerJet

6.6.1. Struktura

PowerJet je kompanija u 50:50 vlasništvu Snecma iz Francuske i NPO Saturna iz Rusije, osnovana je 2004. Međusobnu suradnju započeli su 1997. kada je Snecma NPO-u počela isporučivati dijelove s CFM56 motora. PowerJet je odgovoran za razvoj i komercijalizaciju SaM146 motora namijenjenog za pokretanje regionalnih mlažnjaka.

6.6.2. SAM146

Ovaj motor pokreće Sukhoi Superjet 100 zrakoplove. PowerJet je odgovoran za projektiranje, proizvodnju, marketing, prodaju i održavanje, dok je Snecma odgovorna za jezgru motora, kontrolni sustav, prijenosnike, ukupnu integraciju motora i testiranja u zraku. Prva testiranja na zemlji počela su 2006., krajem 2007. započeta su testiranja u zraku, a sredinom 2010. završen je postupak certificiranja. SaM146 zadovoljava sve najnovije zakonske regulative po pitanju zaštite okoliša i buke. U knjizi narudžbi do sredine 2012. bilo je 162 motora.

Tablica 24. Tehničke specifikacije SaM146 motora [42]

SaM146	
Potisak	69-80 kN
Dužina	220 cm
Promjer	122 cm
Početak rada	2011.
Zrakoplovi	Superjet 100

6.7. Pratt&Whitney

6.7.1. Struktura i povijest

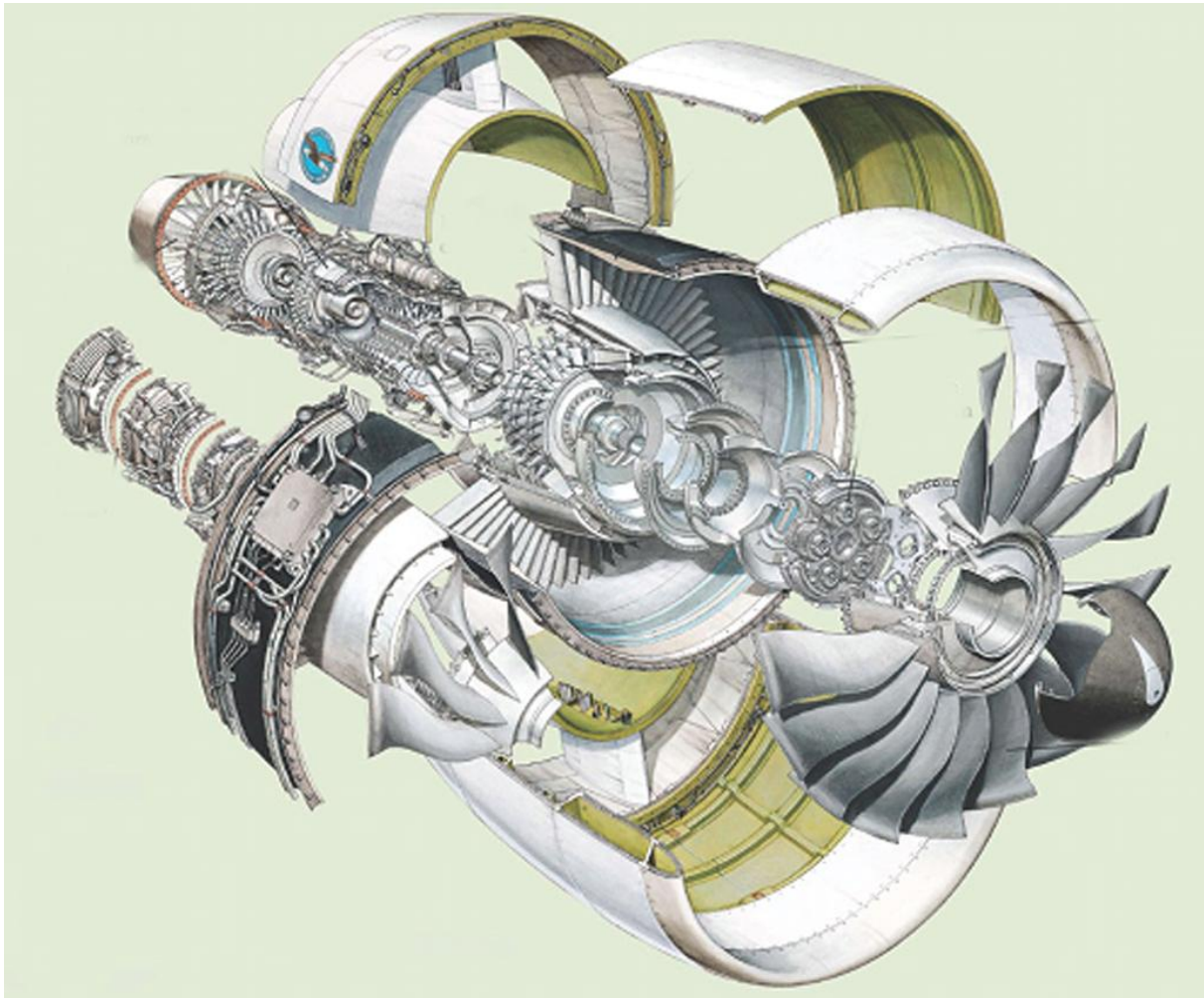
Osnovan je 1925. kao dio United Aircraft and Transport korporacije, proizvode veliki raspon proizvoda za civilno i vojno zrakoplovstvo. Mlazne motore za komercijalne zrakoplove proizvode od kraja 50-ih godina prošlog stoljeća kada su za Boeing 707 i Douglas DC-8 isporučivali JT3 i JT4A modele. Kasnije je 727, 737 i DC-9 zrakoplove pokretao njihov JT8D motor. U listopadu 2011. P&W i R-R postali su partneri na razvoju novog motora za zrakoplove od 120 do 130 sjedala.

6.7.2. *Motori*

U ponudi motora za 2012. su modeli JT8D, JT9D, PW2000, PW4000 i PW6000 s rasponom potiska od 62 do 436 kN.

Pratt&Whitney u posljednjih deset godina u središtu je pozornosti cijelokupne zrakoplovne industrije, a i šire zajednice. Njihov inovativni PW1000G GTF motor zrakoplovnim prijevoznicima osigurati će znatno niže troškove održavanje i velike uštede na troškovima goriva. Nadalje, zbog svoje raznolikosti, ovi će se motori moći ugrađivati zrakoplove s velikim rasponom potiska, koji trenutno uključuje:

- Mitsubishi Regional Jet (od 70 do 90 putničkih mjesta)
- Bombardier CSerije (od 110 do 130 mjesta)
- Airbus A320 neo obitelj zrakoplova (od 130 do 180 mjesta)
- Irkut MS-21 zrakoplove (od 150 do 212 mjesta)



Slika 6.2. Presjek PurePower motora s reduktorom

Na sve iznad nevedene zrakoplove, motor će se moći ugrađivati bez ikakvog redizajna, već jednostavnim reskaliranjem postojećih specifikacija zrakoplova koristeći već poznate računalne alate. Seriju motora PW1000G uz jednostavno redimenzioniranje P&W bi mogao doraditi za potiske do 445 kN te ih primijeniti na postojeće zrakoplove uz vrlo male konstrukcijske promjene. Također P&W može vrlo lako optimizirati GTF motor za bilo koje performanse ili namjenu zrakoplova.

Tablica 25. PurePower serija GTF motora [12]

Pratt&Whitney PurePower® PW1000G motori				
Vrsta motora	GTF motori s potiskom od 45 to 178 kN			
Naziv motora	PW1200G	PW1500G	PW1100G-JM	PW1400G
Zrakoplov	Mitsubishi Regional Jet	Bombardier C Serija	Airbus A320neo	Irkut MS-21
Model zrakoplova	MRJ70 MRJ90	CS100 CS300	A319neo A320neo A321neo	MS-21-200 MS-21-300 MS-21-400
Kapacite putnika	70-96	100-145	124-220	130-230
Potrošnja goriva	-12%	-15%	-14%	-15%
Smanjenje emisije CO ₂ po zrakoplovu u jednoj godini	2700 tona	3000 tona	3600 tona	3600 tona
Model motora (potisak u kN)	PW1215G 67 kN PW1217G 76 kN	PW1521G 94 kN PW1524G 104 kN	PW1124G 107 kN PW1127G 120 kN PW1133G 147 kN	107 do 147 kN
Arhitektura	1-G-2-8-2-3	1-G-3-8-2-3	1-G-3-8-2-3	1-G-3-8-2-3
Bypass omjer	9:1	12:1	12:1	12:1
Promjer ventilatora	140 cm	183 cm	205 cm	205 cm
Početak rada (godina)	2014.	2013.	Listopad 2015.	2016.

6.8. Rolls-Royce

6.8.1. Povijest

Osnovani su ga 1906. Henry Royce i Charles Rolls, prvi zrakoplovni motor proizveli su 1914. Komercijalne mlazne motore proizvode od 1950. Motor Conway nastao je ranih 60-ih godina prošlog stoljeća za potrebe 707-ice, DC-8 i Vickersa VC10, a Spey motor proizveden je u istom razdoblju. Razvoj motora s visokim BPR-om doveo je R-R do bankrota te ga je 1971. nacionalizirala britanska Vlada. Međutim, uspjeli su opstati i, zahvaljujući RB211 motoru - prvom s tri vratila, postati globalni igrač u zrakoplovnoj industriji.

6.8.2. *Motori*

6.8.2.1. *BPR211 serija motora*

RB211 motori s visokim BPR-om imaju potisak od 166 do 267 kN i dijeli se u tri serije: RB211-22, RB211-524 i RB211-535.

RB211-22 je predstavljen 1972. na Lockheed L-1011, ovaj motor 1990-ih zamijenila je Trent serija motora.

RB211-524 počeo se proizvoditi 1977. Za Boeing 747-200, 1997. ova serija motora nadograđena je sustavom visokotlačne turbine - tehnologijom razvijenom za Trent 700. Ovako unaprijeđeni motori bili su 90 kg lakši, ispuštali su 40% manje NOx-a i trošili 2% manje goriva.

Seriya RB211-535 s radom je počela 1983., bila je tiša i pouzdanija od konkurencije, ali nedovoljno efikasna. Tupoljev ga je odabrao za svoj Tu-204-120 te je tako postao prvi zapadni motor na nekom ruskom zrakoplovu.

6.8.2.2. *Trent*

Ovaj zrakoplov je nastao iz RB211 motora te ima konstrukciju izvedenu s tri vrtila. Prvi motor isporučen je 1995. za Airbus A330, a godinu dana kasnije i za 777. Danas se ekskluzivno može pronaći na Airbusu A340-500/600. U ponudi se trenutno nalazi čak šest izvedbi ovog motora: Trent-500, -700, -800, -900, -1000 i XWB. Posljednji u nizu imat će promjer ventilatora 300 cm i 440 kN potiska, a trebao bi se tijekom 2013. početi ugrađivati na Airbus A350.

Tablica 26. Tehničke specifikacije Trent motora [42]

SaM146	
Potisak	235-511 kN
Dužina	390-450 cm
Promjer	250-455 cm
Početak rada	1995.
Masa	4700-6550 kg
Zrakoplovi	Superjet 100

7. ZAKLJUČAK

Bypass omjer, omjer tlakova na kompresoru i omjer tlakova na ventilatoru tri su varijable o kojima znatno ovisi specifična potrošnja, potisna sila i ukupna efikasnost motora. Svaku od njih moguće je poboljšati, no s druge strane takva poboljšanja mogu negativno utjecati na neke druge parametre. Primjerice, kompresioni omjer ili efikasnost turbine relativno jednostavno moguće je povećati dodavanjem novih stupnjeva, ali istovremeno raste i masa motora. Prednost GTF motora nad TF-om je to što povećanje bypass omjera nije dobiveno nauštrb povećanja mase, već upravo suprotno.

Kako bypass omjer i kompresioni omjer rastu smanjuje se specifična potrošnja, rastu propulzivna i termodinamička efikasnost, no istovremeno dolazi i do pada potisne sile. Manja potrošnja i veći potisak dijametralno su suprotni, pa je za svaki motor potrebno pronaći odgovarajuće parametre koji će najbolje zadovoljiti potrebe zrakoplova. Iako su se kroz povijest tehnologije i konstrukcijske izvedbe motora poprilično preklapale, u sljedećih pet godina čak tri nova različita koncepta zaživjeti će u serijskoj proizvodnji - LEAP, PW1000G i Trent XWB. Od tri proizvođača jedino će Pratt&Whitney nuditi rješenje s reduktorom.

Rolls-Royce, najinovativniji proizvođač motora u povijesti, također je prije 20-ak godina krenuo s razvojem GTF motora, no kako su imali velikih problema s reduktorom ipak su od njega odustali. Naime, već ih je jednom potraga za inovativnim rješenjima dovela do bankrota. Iako su odustali od razvoja, nisu odustali od namjere da u svoje motore uskoro ne ugrade reduktor te su u listopadu 2011. potpisali partnerski ugovor [37] s P&W-om. Cilj suradnje je razvoj novog motora za komercijalne zrakoplove (od 120 do 130 putnika) uz naglasak na rješenja koje nudi P&W-ov reduktor i njihova znanja o visokom BPR-u.

Iako će sljedećih nekoliko godina jedino P&W-ovi motori imati reduktor, kroz manje od deset godina, i Rolls&Royce će kroz partnerstvo ponuditi „nešto slično“. JAEC i MTU, partneri IAE u PurePower programu za novi motor Airbusa A320, također namjeravaju pristupiti ovome programu. Nadalje, iako GTF motor još praktički nije dokazao svoj potencijal, već sada je vidljivo kako su moguća daljnja poboljšanja; potrebno je samo primijeniti postojeća CFM-ovo znanja o naprednim kompozitnim materijalima i tehnologiji hlađenje lopatica turbine. Stoga, i bez obzira na sve veće cijene goriva, za očekivati je kako zrakoplovstvo vrlo brzo čeka bolja budućnost s još efikasnijim i po okoliš manje štetnim motorima.

LITERATURA

- [1] <http://www.iata.org/pressroom/pr/pages/2012-05-02-01.aspx>
- [2] <http://www.ipcc.ch/pdf/special-reports/spm/av-en.pdf>
- [3] <http://www.technologyreview.com/news/421992/more-efficient-jet-engine-gets-in-gear/>
- [4] http://ycharts.com/indicators/jet_fuel_spot_price
- [5] http://en.wikipedia.org/wiki/Aircraft_engine
- [6] <http://corporate.fb.emakina.addemar.com/c12/hac590>
- [7] Elements of Gas Turbine Propulsion, Jack. D. Mattingly
- [8] www.grida.no/publications/other/ipcc_sr/?src=/climate/ipcc/aviation/111.htm#784
- [9] Introduction to Aerospace Propulsion, R. Douglas Archer
- [10] <http://www.scientistsandfriends.com/jets1.html>
- [11] http://www.pw.utc.com/media_center/press_releases/2011/11_nov/11-21-2011_00001.asp
- [12] <http://www.purepowerengine.com>
- [13] <http://users.encs.concordia.ca/~kadem/Rolls%20Royce.pdf>
- [14] <http://airlineindustryreview.com/a320-neo-797-analysis/>
- [15] http://en.wikipedia.org/wiki/Overall_pressure_ratio
- [16] <http://www.flightglobal.com/news/articles/civil-engines-pratt-whitney-gears-up-for-the-future-with-219989/>
- [17] <http://events.aaae.org/sites/080504/assets/files/Microsoft%20PowerPoint%20-%20LEE.pdf>
- [18] http://www.mtu.de/en/technologies/engineering_news/others/Riegler_Geared_turbofan_technology
- [19] <http://www.flightglobal.com/news/articles/pw-close-to-deciding-on-gtf-fan-blade-material-340187/>
- [20] http://www.mtu.de/en/technologies/engineering_news/others/Walther_Air_Propulsion_en.pdf
- [21] <http://machinedesign.com/article/green-technology-jets-gear-up-to-fly-greener-0619>
- [22] <http://www.grc.nasa.gov/WWW/k-12/UEET/StudentSite/engines.html>
- [23] http://www.mtu.de/en/technologies/engineering_news/development/Wilfert_Geared_Fan.pdf

- [24] <http://airinsight.com/2011/11/09/comparing-the-new-technology-narrow-body-engines-gtf-vs-leap-maintenance-costs/>
- [25] <http://leehamnews.wordpress.com/2012/02/10/boeing-max-v-airbus-neo-fan-size-and-optimizing-the-leap-for-max-part-2/>
- [26] <http://www.geaviation.com/education/engines101/>
- [27] http://www.ina.hr/UserDocsImages/stl/HRV/Gorivo_za_mlazne_motore_JET_A-1.pdf
- [28] <http://www.gizmag.com/pratt--whitneys-geared-turbofan-engine-slashes-aircraft-carbon-emissions-and-operational-costs/9586/>
- [29] http://www.aeronautics.nasa.gov/pdf/hughes_green_aviation_summit
- [30] <http://www.sustainableaviation.co.uk/wp-content/uploads/aircraft-technology-and-emissions-briefing-paper.pdf>
- [31] <http://www.euractiv.com/specialreport-greening-aviation/easy-solution-cutting-aviation-e-news-513824>
- [32] "Ramjet Propulsion" NASA: <http://www.grc.nasa.gov/WWW/K-2/airplane/ramjet.html>
- [33] <http://sr.scribd.com/doc/21235617/Motori-i-Motorna-Vozila>
- [34] <http://www.flightglobal.com/FlightPDFArchive/1992/1992%20-%201311.PDF>
- [35] <http://events.aviationweek.com>
- [36] Ultra-Efficient Engine Diameter Study, NASA
- [37] http://www.rolls-royce.com/civil/news/2011/111013_pratt_whitney_partnership.jsp
- [38] <http://airinsight.com/2012/10/02/airinsight-technical-analysis-the-core-of-the-pw1000g-geared-turbo-fan/>
- [39] <http://www.ainonline.com/aviation-news/ain-defense-perspective/2012-05-04/new-russian-geared-turbofan-could-re-engine-ruslan>
- [40] <http://www.hrvatski-vojniki.hr/hrvatski-vojniki/3592011/propulzija.asp>
- [41] http://www.aerosvijet.com/index.php?option=com_content&view=article&id=498%3Abuka-zrakoplova-u-zonama-zranih-luka&catid=28%3Azrane-luke&lang=
- [42] http://www.flightglobal.com/airspace/media/reports_pdf/commercial-engines-2012-94737.aspx