

Performanse mlaznoga motora u režimu krstarenja

Cesarec, Ivan

Master's thesis / Diplomski rad

2019

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

Permanent link / Trajna poveznica: <https://um.nsk.hr/um:nbn:hr:119:895419>

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

Download date / Datum preuzimanja: **2024-12-29**



Repository / Repozitorij:

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



Sveučilište u Zagrebu
Fakultet prometnih znanosti

Ivan Cesarec

PERFORMANSE MLAZNOGA MOTORA U REŽIMU
KRSTARENJA

DIPLOMSKI RAD

Zagreb, 2019. godina

Sveučilište u Zagrebu
Fakultet prometnih znanosti

Diplomski rad

PERFORMANSE MLAZNOGA MOTORA U REŽIMU
KRSTARENJA

JET ENGINE PERFORMANCES DURING CRUISE

Mentor: prof. dr. sc. Ernest Bazijanac

Student: Ivan Cesarec 0135234282

Zagreb, 2019. godina

SAŽETAK

Analiza performansi mlaznoga motora u režimu krstarenja sa svrhom opisa uvjeta koji utječu na rad mlaznoga motora, na različitim režimima krstarenja. Za razmatranje problematike funkcioniranja mlaznoga motora na visokim razinama leta, mora se poznavati princip rad mlaznoga motora i komponenti motora. U rad će se također opisivati kriteriji odabira visine krstarenja za optimalni rad motora. Za ispravni odabir visine moraju se poznavati atmosferski uvjeti. Osim atmosferskih uvjeta na performanse mlaznoga motora u režimu krstarenja utječe: težina zrakoplova, brzina leta, struktura zrakoplova, funkcionalnost mlaznoga motora i potrošnja goriva. Cilj istraživanja je prikazati performanse novih generacija motora i zrakoplova na visokim razinama leta, te njihovu mogućnost za preseljenje plovidbe zračnoga prometa na više razine, čime dolazi do uštede goriva od strane zrakoplovnih kompanija i smanjenja zagušenosti zračnog prometa na srednjim razinama leta.

KLJUČNE RIJEČI: mlazni motor, optimalna visina, atmosferski uvjeti, potrošnja goriva, razina leta, optimalna brzina

SUMMARY

The jet engine performance analysis during cruise for the purpose of describing conditions that effect jet engine operating conditions on different cruise levels. In order to study the issues of jet engine operations on higher flight levels, it is necessary to be familiar with jet engine operating principles as well as engine components. This thesis will also elaborate cruise altitude criteria for optimal engine performance. For correct altitude selection it is important to know the atmospheric conditions which, with other factors, impact on jet engine performances during cruise. Those factors are aircraft weight, flight speed, aircraft structure, jet engine functionality and fuel consumption. The purpose of this research is to present new generation engines and aircraft performances on higher altitudes, as well as the possibility to shift air navigation on higher levels which would affect air carrier's fuel cost and air traffic congestion on middle flight levels.

KEY WORDS: jet engine, optimal altitude, atmospheric conditions, fuel consumption, flight level, optimal speed

Sadržaj

1.Uvod	1
2.Općenito o radu mlaznoga motora	3
2.1. Razvoj mlaznih motora.....	3
2.2. Vrste mlaznih motora	4
2.2.1.Osnova podjela mlaznih motora	4
2.2.2.Ostale podjele mlaznih motora	8
2.3. Dijelovi mlaznog motora	9
2.3.1.Uvodnik.....	9
2.3.2.Kompresor.....	9
2.3.3.Komora izgaranja.....	10
2.3.4.Turbina visokog i niskog tlaka.....	11
2.3.5.Mlaznik	11
3.Atmosferski uvjeti na razini krstarenja	12
3.1. Općenito o atmosferi	13
3.1.1.Nastanak atmosfere	13
3.1.2.Trenutno stanje atmosfere	14
3.2. Podjela atmosfere	14
3.2.1.Troposfera	15
3.2.2.Stratosfera	16
3.2.3.Mezosfera.....	17
3.2.4.Termosfera	17
3.2.5.Egzosfera.....	17
3.3. Međunarodna standardna atmosfera.....	18
3.4. Promjena temperature, tlaka i gustoće te njihov utjecaj na let	20
3.4.1.Temperatura	20
3.4.2.Gustoća	21

3.4.3. Atmosferski tlak.....	22
3.5. Opasnosti koje prijete zrakoplovu u krstarenju	23
4. Način rada mlaznog motora u razini krstarenja.....	25
4.1. Osnovni princip rada	25
4.2. Specifični dolet.....	28
4.3. Optimalna visina krstarenja	33
4.4. Utjecaj vjetra.....	35
4.5. Stanje strukture zrakoplova	37
4.6. Značajke novih generacija motora.....	38
5. Analiza performansi mlaznoga motora na predmetnim letovima	41
5.1. Stvarni letovi i njihova potrošnja goriva	46
5.2. Usporedba potrošnja goriva različitih vrsti zrakoplova.....	49
6. Zaključak.....	53
Literatura	55
Popis slika	56
Popis tablica	57
Popis grafikona.....	58
Popis formula	59
Popis kratica	60

1. Uvod

Zračni promet je najmlađa grana prometa koji se u zadnjih 100 godina konstanto razvija i širi. Usluge zračnoga prometa koristi sve više ljudi, što iziskuje sve veći broj zračnih kompanija a time raste broj zrakoplova na nebu. Veći broj zrakoplova povećava zagušenje zračnog prometa, dovodi do zagađenja zraka od ispušnih plinova, ali omogućuje brži prijevoz korisnoga tereta iz jednog odredišta do drugoga odredišta. Upravo kako bi se omogućilo nesmetano odvijanje prometa na visokim razinama leta sa što manjim zagađenjem atmosfere, uz pomoć tehnologije prate se svi parametri mlaznoga motora. Uz pomoć parametar može se uočiti odstupanja u normalnom radu motora. Zrakoplov u krstarenju provodi najviše vremena, kako bi zrakoplov bio što sigurniji, štedljiviji, trošio manje goriva, ispuštao manje ispušnih plinova, stvarao manju buku razvijaju se performanse mlaznoga motora.

U ovome radu će detaljnije biti opisani performanse mlaznoga motora u režimu krstarenja. Cilj ovog diplomskoga rada je napraviti analizu performansi mlaznoga motora u režimu krstarenja na stvarnim letovima koji su uspoređeni sa podacima koje su predvidjele zračne kompanije i zrakoplovni prijevoznici u planovima leta. Te dokazati pomicanje visine leta zrakoplova na više razina leta.

Rad je podijeljen u šest cjelina:

1. Uvod
2. Općenito o radu mlaznoga motora
3. Atmosferski uvjeti u razini krstarenja
4. Način rada mlaznog motora u razini krstarenja
5. Analiza performansi mlaznoga motora na predmetnim
6. Zaključak

Nakon uvoda, u drugom poglavlju sažeta je povijest razvoja mlaznoga motora, vrste mlaznih motora, konstrukcijski dijelovi mlaznoga motora te prolazak struje zraka kroz komponente mlaznoga motora.

U trećem poglavlju opisani su atmosferski uvjeti koji vladaju u razini krstarenja zrakoplova. Na početku poglavlja opisuje se atmosfera te njena podjela po horizontali. U podjeli su

detaljnije opisane uvjeti u troposferi, tropopauzi i donji sloj stratosfere jer zrakoplov krstari u navedenim dijelovima. Temperatura, tlak, gustoća su parametri koji su bitni za performanse mlaznoga motora u krstarenju. Njihova promjena utječe na rad motora, a njihova promjena je opisana uz pomoć Međunarodne standardna atmosfera koja je napravljena od strane Međunarodne organizacije civilne avijacije. Na kraju poglavlja opisane su opasnosti koje mogu poremetiti let zrakoplova tijekom krstarenja te utječu na performanse mlaznoga motora.

U četvrtom poglavlju prikazan je osnovni princip rada tijekom krstarenja zrakoplova. Detaljnije su opisani odnosi između optimalne visine krstarenja, brzine doleta i potrošnje goriva te kako ovi odnosi utječu na specifičan dolet zrakoplova. Prikazan je utjecaj vjetar i stanje strukture zrakoplova koji utječu na sve ostale performanse mlaznoga motora tijekom krstarenja. Performanse novi mlaznih motora opisani su u odlomku značajke novih generacija motora.

Peto poglavlje je srž diplomskoga rad u kojem je napravljena analiza između performansi mlaznoga motora u stvarnome letu koje su pratili piloti zrakoplova te njihova odstupanja od proračuna koji su dobiveni preko *LIDO Flight Planning* sustava. Također je opisana usporedba potrošnje goriva različitih vrsti zrakoplova.

U zadnjem, zaključnom poglavlju izdvojene su ključne stavke svakog poglavlja i iznesen je zaključak dobiven iz analize performansi mlaznoga motora u režimu krstarenja.

2. Općenito o radu mlaznoga motora

2.1. Razvoj mlaznih motora

Potrebe za većim brzinama, snagom i upravljivošću zrakoplova javljaju se 30tih godina prošloga stoljeća, a jedan od najvećih pokretača razvoja mlaznog motora je vojska koja se u to vrijeme se sve više pripremala za nadolazeći Drugi svjetski rat. Razvoj tehnologija vojnog zrakoplovstva, ujedno sustava i motora koji pokreću zrakoplovne bombardere i lovce je bio strelovit te vodio put prema pobjedi zbog dominacije na nebu nad neprijateljem. Glavni pioniri u razvoju mlaznih motora su bili Frank Whittle i dr. Hans von Ohain. Prvi mlazni komercijalni zrakoplov *de Havilland Comet 1* vidimo na slici 1. U godinama nakon Drugog svjetskog rata, tržište putničkih letova tek se oporavljalo, a njime su dominirali “propelerci”. Čak niti Boeing nije još razmatrao ideju korištenja mlaznih motora u putničkim zrakoplovima; tehnologija mlaznog motora bila je relativno nov izum, posljedica nedavnog ratovanja, a da bi se konstruirao siguran mlazni zrakoplov trebalo je s dizajnom krenuti gotovo potpuno ispočetka. Posve novi zahtjevi su se, naime, postavljali pred dizajn trupa, krila i svega ostalog: zrakoplovi su morali letjeti više i dalje. [1]



Slika 1: De Havilland Comet prvi komercijalni mlazni zrakoplov

Izvor:https://en.wikipedia.org/wiki/De_Havilland_Comet#/media/File:De_Havilland_Comet_pic_1_REJS.jpg (24.08.2019.)

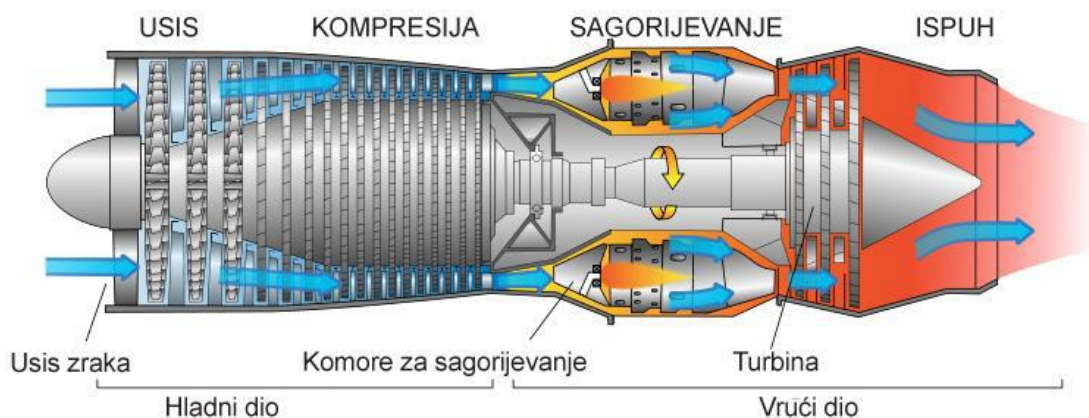
2.2. Vrste mlaznih motora

Mlazne motore možemo podijeliti u četiri osnovne grupe. Glavna razlika između motora je način na koji pretvaraju snagu i stvaraju potisak. Tijekom razvoja, brzo je shvaćeno da učinkovitost motora ovisi o stupnju kompresije usisanog zraka. Kompresor je postao "nužno zlo", no ujedno je i znatno 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.

2.2.1. Osnova podjela mlaznih motora

Turbomlazni motori, su najstarija i najjednostavnija vrsta mlaznog motora. Potisna sila se ostvaruje reakcijskim djelovanjem mlaza plinova izgaranja prikazano na slici 2. Prednosti ove vrste mlaznih motora su veliki potisak kod malih brzina, ostvarenje veće brzine leta te im potrebna kraća staza za polijetanje. Nedostatci ove vrste mlaznih motora su relativno velika specifična potrošnja goriva pri malim brzinama i malim visinama, te relativno visoka visina buke pri radu motora. Ovi motori su najpogodniji za velike brzine i velike visine leta.

Ovo je najstarija i najjednostavnija vrsta mlaznog motora, temelji se na principu plinske turbine. Osnovni su mu dijelovi usisnik, kompresor, komora izgaranja, turbina i mlaznik. 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 smjesa izgara u komori izgaranja, a zatim tako vruća prolazi kroz turbinu. Kinetička energija ispušnog mlaza plina, prolazeći kroz mlaznicu, stvara potisak.

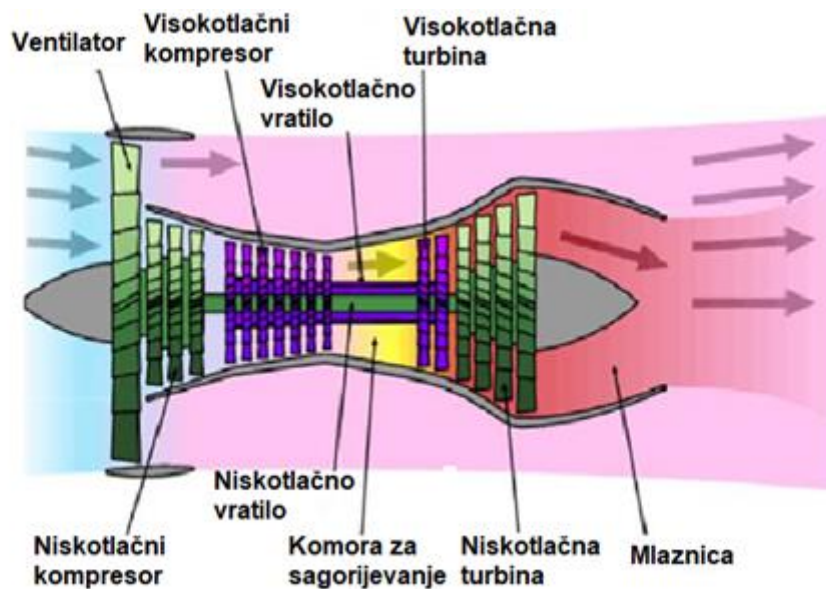


Slika 2: Prikaz rada turbo-mlaznog motora

Izvor: https://en.wikipedia.org/wiki/Aircraft_engine#Shaft_engines

Turbo-ventilatorski motor 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. Konstrukcija i prolazak zraka kroz motor su prikazani na slici 3. Omjer količine zraka koji prolazi izvan jezgre motora u odnosu na količinu zraka kroz jezgru motora naziva se stupanj obtočnosti ili *Bypass ratio* - *BPR*. Kod turbo-ventilatorskoga motora potisak ne dolazi samo od jezgre motora već i od *bypass* struje odnosno ventilatora.

Po specifičnoj potrošnji goriva se nalazi između turbomlaznog i turboelisnog motora, zahtjeva dužu pistu polijetanja te je složeniji i teži od turbomlaznog motora. Ovi su motori pogodni za duge letove relativno velikom brzinom. Pri malim brzinama ostvaruju mali potisak. Turbo-ventilatorski motori pokazuju da se bolja iskoristivost postiže ako je maseni protok veći, uz što manji prirast brzine mlaza. Sadašnji putnički zrakoplovi gotovo isključivo koriste turboventilatorske motore s visokim stupnjem obtočnosti! [2]

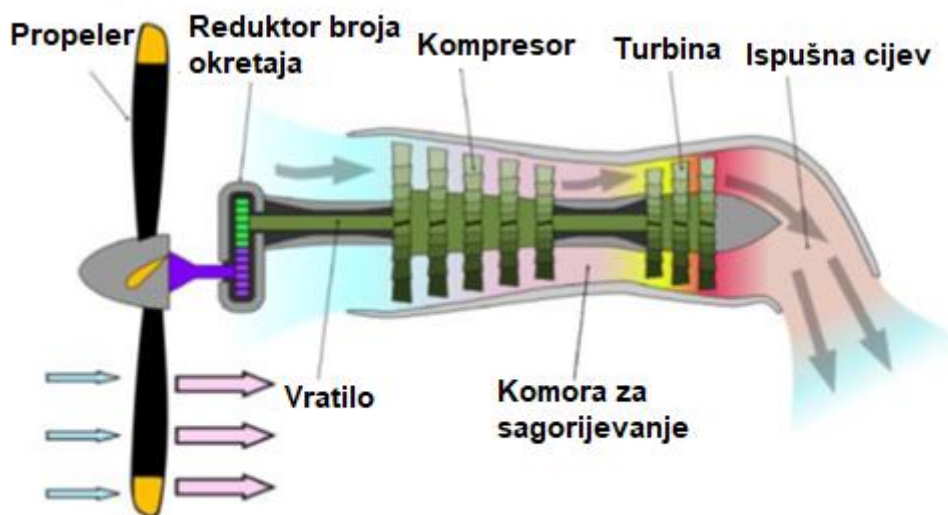


Slika 3: Turbo-ventilatorski motor s visokim stupnjem obtočnosti

Izvor: Bazijanac E.:Zrakoplovna prijevozna sredstva 1, Fakultet prometnih znanosti, Sveučilište u Zagrebu, 2008 godine.

Turbo-propellerski motori većinu energije mlaza ispušnih plinova koriste za pokretanje turbine, a ona preko vratila direktno, ili preko reduktora broja okretaja pokreće propeler. Brzina vrtnje propelera uglavnom je nepromjenjiva, a sila potiska koju stvara ispuh je gotovo zanemariva. Kao i ostali mlazni motori vidljivo na slici 4. sastoji se od usisnika zraka,

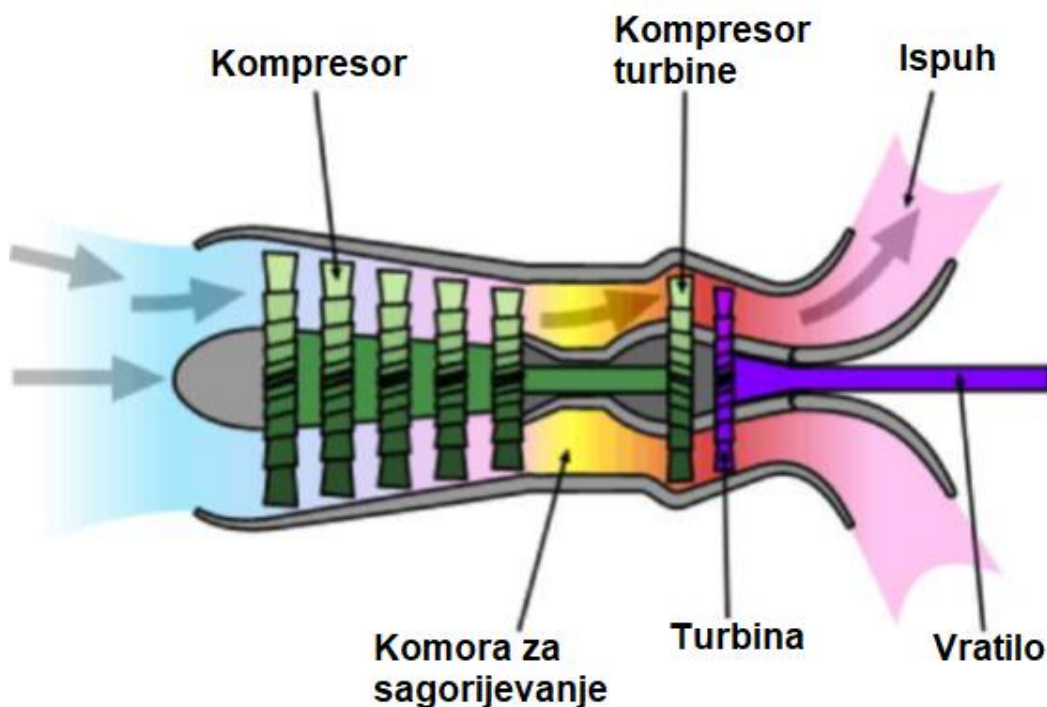
kompresora, komore izgaranja i turbine. Zrak ulazi u kompresor te se sabija, gorivo se dodaje sabijenom zrakom, a potom smjesa izgara u komorama izgaranja. Vrući plinovi nastali procesom izgaranja prolaze kroz turbinu. Dio nastale energije troši se na pokretanje turbine za pogon kompresora, a preostala energija pokreće turbinu za pogon propelera. Propeler može biti pogonjen plinskom turbinom izravno preko vratila ili preko reduktora, ovisno o broju okretaja turbine i propelera. Ove motore karakterizira visok stupanj iskoristivosti propulzije pri malim brzinama, koji brzo opada povećavanjem brzine, te najniža specifična potrošnja goriva. Propeler stvara veći dio potiska motora, dok izlazni mlaz daje tek manji dio. Ovi motori mogu ostvariti negativni potisak za kočenje pomoću postavljanja negativnog kuta elise. Koriste posebne propelere zbog udarnih valova koji se javljaju na vrhovima. 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. Ovi motori su ograničeni brzinom leta od oko 800 km/h jer dolazi do pada iskoristivosti elise zbog pojave udarnih valova uslijed nadzvučne brzine na vrhu elitnih rotora. U današnje vrijeme radi se na novoj vrsti elise koja ne bi imala navedena ograničenja.[3]



Slika 4: Turbo-propelerski motor

Izvor: [https://sl.wikipedia.org/wiki/Turbopropelerski_motor#/media/Slika:Turboprop_operatio
n-en.svg](https://sl.wikipedia.org/wiki/Turbopropelerski_motor#/media/Slika:Turboprop_operation-en.svg) (24.08.2019.)

Turbo-osovinski motori (slika 5.) gotovo su identični turbo-propelerskim motorima, razlikuju se po tome što se gotovo sva energija iz ispušnih plinova koristi za pokretanje vratila koja zatim okreće npr. generator ili rotor helikoptera.. Ostatak ispuha proizvodi mali ili gotovo nikakav potisak. Motor se najčešće ugrađuje u helikoptere kod kojeg pogonsko vratilo 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.[3] Ovi motori su prilagođeni za pogon vozila na kopnu i moru kao što su kamioni, lokomotive i brodovi, te za industrijsku uporabu.



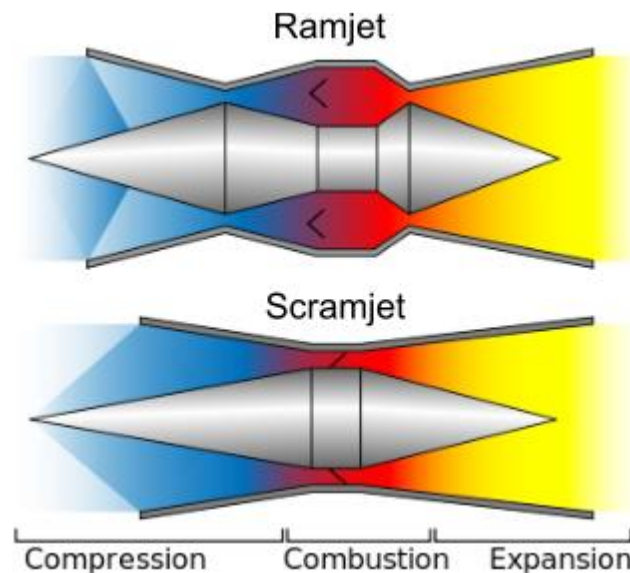
Slika 5: Turbo – osovinski motor

Izvor: Bazijanac E.:Zrakoplovna prijevozna sredstva 1, Fakultet prometnih znanosti, Sveučilište u Zagrebu, 2008 godine.

Od egzotičnih mlaznih motora tu su još i nabojno-mlazni motori (*ramjet*), supersonični nabojno-mlazni (*scramjet*), propelersko-ventilatorski (*propfan*). Sljedećih godina bit 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]

Nabojni *ramjet* i *scramjet* motori prikazani na slici broj 6. temelje se na principu nabojne kompresije ulaznog zraka i ne trebaju nikakve pokretne dijelove. Prikaz presjeka motora se

nalazi na slici 6. Kompresija se postiže pogodnim aerodinamičnim oblikovanjem usisnika. Princip djelovanja nabojnog motora onemogućava da se sam pokrene; početno ubrzanje (do određene brzine leta) se treba ostvariti pomoću turbomlaznog ili raketnog motora za pokretanje na čvrsto gorivo *Ramjet* motori se mogu koristiti za atmosferski let na super i hipersoničnim brzinama. Kod leta pri hipersoničnim brzinama, izgaranje se odvija u supersoničnom (nadzvučnom) području. Takvi motori se nazivaju *scramjet* i pogodni su za suborbitalne atmosferske letove. 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. [5]



Slika 6: Nabojno mlazni motori

Izvor: Mlazni motori 1; Jasak H. Sveučilište u Zagrebu, Fakultet strojarstva i brodogradnje

2.2.2. Ostale podijele mlaznih motora

Mlazni motori dijele se prema raznim osnovama, i ovdje su navedene samo neke najkarakterističnije podjele. Prema broju osovina mlazni motori se dijele na:

- a) jednovratilne
- b) dvovratilne i
- c) trovratilne.

Prema vrsti kompresora mlazni motori se dijele na:

- a) mlazne motore s centrifugalnim kompresorom

b) mlazne motore s aksijalnim kompresorom.

Prema broju tokova radne tvari mlazni motori se dijele na:

a) jednostrujne

b) dvostrujne.

Kod jednostrujnih mlaznih motora zrak prolazi kroz jezgru motora (slika 2.). Potisak stvaraju ispušni plinovi koji se ubrzavaju ekspanzijom kroz konvergentnu mlaznicu. Energija nastala okretanjem turbine troši se na pokretanje kompresora.

Kod dvoprotočnih motora potisak se najvećim dijelom stvara reakcijom tzv. hladne struje zraka koja se ubrzava ventilatorom, a manjim dijelom reakcijom tzv. tople struje zraka koja prolazi kroz jezgru motora. (slika 3.)

2.3. Dijelovi mlaznog motora

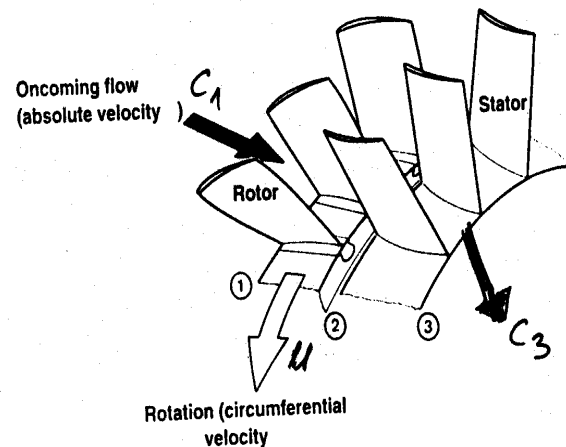
2.3.1. Uvodnik

Uvodnici mogu biti smješteni u gondoli motora, a ovisno o konstrukciji zrakoplova mogu biti integralni dio konstrukcije zrakoplova (čeonni, bočni). Uvodnik ima zadaću da jednoliko prostorno i vremenski dovodi zrak do motora u svim režimima rada motora, i u svim režimima leta zrakoplova, uz što manje gubitke ukupnog tlaka te pretvaranje jednog dijela kinetičke energije struje zraka u potencijalnu energiju odnosno statički tlak. Takav uvodnik mora stvarati što manji mogući otpor i buku. Uvodnik se izrađuje u obliku difuzora, kako bi se usporila struja zraka na ulasku u motor. Ovisno o veličini kuta divergencije difuzora, dolazi do povećanja tlaka u pravcu strujanja, veći kut difuzora stvara veći tlak. Dozvučni uvodnici su ugrađeni u gondolu zrakoplova te smanjuju brzinu kretanja zrak sa npr. 0,8 Ma na ulaz na kompresor na 0,5 Ma.[4]

2.3.2. Kompresor

Dobivanje veće toplinske iskoristivosti postiže se uz pomoć kompresora povećanjem tlaka. Kompresor treba biti tako projektiran i izrađen da osigura kontinuiran dovod zraka u komoru izgaranja, bez oscilacija i prekida. Stabilan rad u širem području rada, te u prijelaznim režimima rada koji zahtijevaju uvjeti eksploatacije, uz što veći stupanj iskoristivosti, što je moguće veću pouzdanost u radu uz manju masu, dimenzije i cijenu te osiguranje zraka za pneumatske sustave, brtvljenje kućišta.[4]

Kompresore dijelimo na aksijalne i radijalne. Turbo-ventilatorski motori koriste aksijalne kompresore, a komprimiranje zraka ostvaruje se preko niskotlačnoga i visokotlačnoga kompresora (slika 3.) Na slici broj 7 se može vidjeti način rada kompresora gdje rotor povećava kinetičku energiju i brzinu čestice zraka. U statoru se smanjuje kinetička energija povećava potencijalna, smanjuje brzina te povećava tlak. Zbog povećanja tlaka zraka dolazi do njegovog zagrijavanja. Aksijalni kompresori imaju manji stupanj povećanja tlaka po jednom stupnju od radijalnih, ali zbog mogućnosti nizanja više aksijalnih kompresora, mogu ostvariti veći stupanj povećanja tlaka u odnosu na radijalne.. Visokotlačni kompresor pokreće reduktor, preko kojeg se pogoni alternator, generator, pumpa za gorivo, hidromehanički sustav i sustav za podmazivanje. Poželjno je da jedan stupanj kompresora omogući što veće povećanje statičkog tlaka.



Slika 7: Proces povećanja potencijalne energije u kompresoru

Izvor:[4]

Lopatice ventilatora izrađene su od legura titana, i u korijenu su napravljene tako da se jednostavno mogu zamijeniti u slučaju oštećenja, odnosno bez rastavljanja cijelog motora..

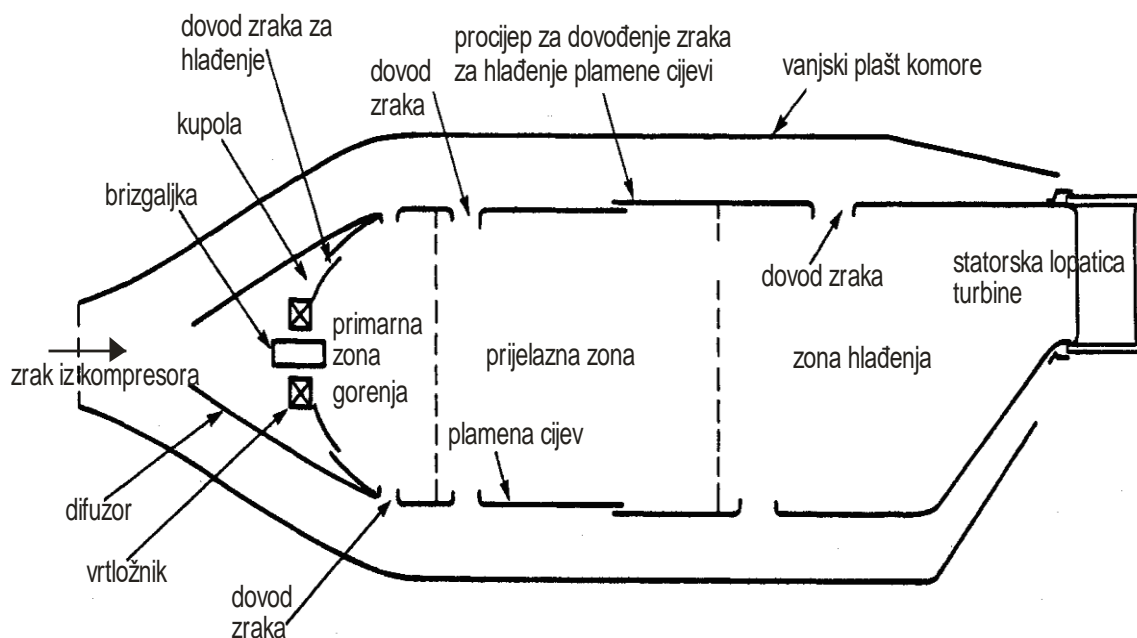
2.3.3. Komora izgaranja

Zrak pod tlakom prije samog ulaska u komoru izgaranja (slika 8) prolazi kroz difuzor gdje mu se dodatno smanjuje brzina kako bi se osiguralo stabilno izgaranje. Sadašnje komore izgaranja su dvostrukog prstenastog oblika. Prednosti komore izgaranja ovakvog tipa su dodatno smanjenje emisije dušikovih oksida (NO_x), smanjenje temperature plamena i

smanjenje vremena zadržavanja plamena povećanjem brzine strujanja u području izgaranja i smanjenjem duljine same komore izgaranja. Dvostruka komora sadrži i unutarnji prsten s brizgaljkama goriva. Kod malih snaga u upotrebi je samo vanjski prsten, zbog malih brzina strujanja i pritom stabilnijeg izgaranja, dok su kod većih snaga oba prstena u upotrebi, ali veći postotak zraka i goriva izgara u unutarnjem prstenu zbog većih brzina strujanja zraka i kraćeg zadržavanja plamena. [2]

2.3.4. Turbina visokog i niskog tlaka

Vrući i ubrzani plinovi izgaranja iz komore izgaranja prvo dolaze do lopatica turbine visokog tlaka. Turbina oko 75% oslobođene energije troši na pogon kompresora, dok ostalih 25% na stvaranje potiska. Kod turbine tlak opada u smjeru strujanja, za razliku od kompresora gdje tlak raste u smjeru strujanja. Zbog toga kod turbine nema problema s ograničenjima vezanih za problem odvajanja graničnog sloja, veći je problem visoka temperatura koja opterećuje lopatice. Kod dvovratilnih motora, primjerice kao kod CFM56 visokotlačna turbina pogoni aksijalni visokotlačni kompresor, a niskotlačna turbina pogoni niskotlačni kompresor i ventilator (slika 3. i slika 17.) Lopatice se hlade zrakom iz kompresora.

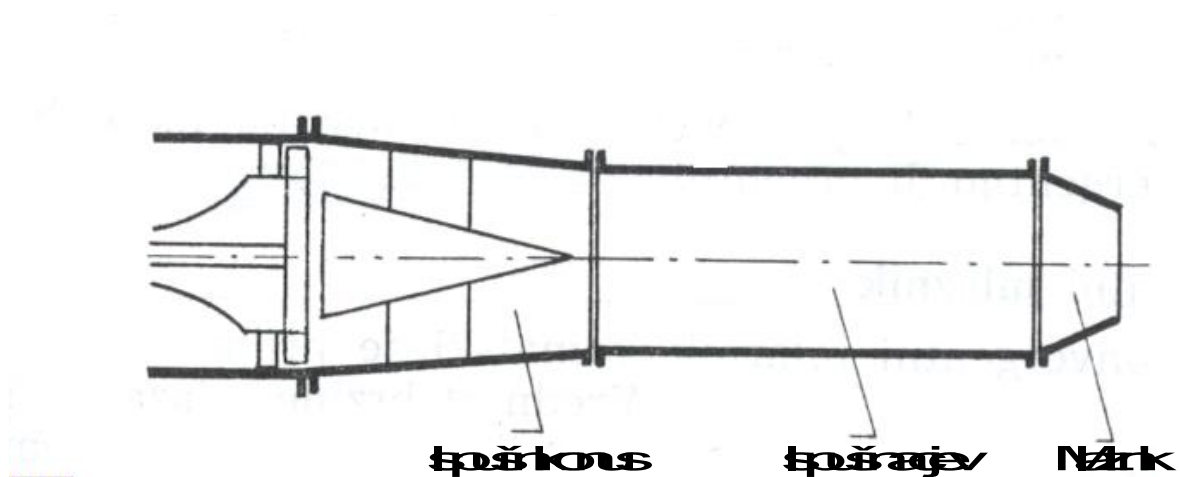


Slika 8: Prikaz tipične komore izgaranja

Izvor: [4]

2.3.5. Mlaznik

Brzina ispušnih plinova dodatno se ubrzava kroz mlaznik, koji potencijalnu energiju ispušnih plinova pretvara u kinetičku, time povećavajući ukupni potisak. Kroz mlaznik se također smanjuje turbulentno strujanje ispušnih plinova. Kod obtočnih mlaznih motora mlaznik je najčešće konvergentni i najveća brzina izlaska struje zraka iz takvog mlaznika je jednak brzini zvuka ($Ma=1$), pri čemu se za takav mlaznik kaže da je gušeni. Mlaznica se nalazi na samom kraju motora, ima zadatak ubrzati i usmjeriti ispušne plinove u okoliš. Ako je brzina ispušnih plinova veća od brzine leta dolazi do pozitivnog potiska odnosno potiskivanja zrakoplova prema naprijed. Mlaznik je prikazan na slici 9.[4]



Slika 9: Presjek mlaznika

Izvor: [4]

3. Atmosferski uvjeti na razini krstarenja

3.1. Općenito o atmosferi

3.1.1. Nastanak atmosfere

Atmosfera je plinoviti omotač koji obavija Zemlju. Oblik atmosfere je sličan obliku Zemlje i s njom se neprekidno okreće.

Stanje atmosfere je skup njezinih fizičkih osobina koje određuju meteorološki elementi. U osnovne meteorološke elemente ubrajamo temperaturu zraka i gornjih slojeva Zemlje, atmosferski tlak, vjetar, gustoću i vlažnost zraka, isparavanje, oblake i oborine, optičke i električne pojave u atmosferi, vidljivost.

Atmosferski zrak je fizička smjesa nekoliko stalnih plinova, kemijskih spojeva i različitih plinovitih, tekućih i čvrstih dodataka. Osnovni plinovi u nižim slojevima atmosfere jesu dušik i kisik. Pod atmosferom se razumijeva *zrak*, tj. smjesa plinova koja okružuje Zemlju i sudjeluje u njezinoj vrtnji. Osnovni se sastojci atmosfere nalaze se u tablici 1.[6]

Tablica 1: Sastav atmosfere

Kemijski sastav atmosfere	Postotak
Dušik 78,09 %	78,09 %
Kisik	20,95 %
Argon	0,93 %
Ugljični dioksid	0,03 %
Neon	0,001.8 %
Helij	0,000.4 %
Kripton	0,000.004.9 %
Vodik	0,001 %
Ozon	0,000.003 %

Izvor: [6]

Znanstvenici smatraju da je čak 99 % današnje atmosfere novo u odnosu prema sastavu praatmofere. Nitko sa sigurnošću ne može reći kako je ona izgledala i od čega je bila sastavljena. Kondenzacijom vodene pare u davnoj Zemljinoj prošlosti nastali su praoceani. Tijekom vremena dogodile su se velike promjene u praatmosferi. Mnogi su se plinovi otopili u vodi ili su s njom kemijski reagirali.

Pretpostavlja se da je praatmosfera sadržavala i oko 1 000 puta više ugljikova dioksida nego danas. Ugljikov se dioksid s vremenom otopio u vodi i taložio u obliku karbonata, primjerice vapnenca od kojega su sagrađene mnoge planine i planinski lanci. Najveća se „revolucija” u povijesti Zemljine atmosfere dogodila pojavom prvih, primitivnih biljaka. U procesu fotosinteze biljke troše ugljikov dioksid i proizvode kisik. Pretpostavlja se da je udio kisika u atmosferi tijekom posljednjih 600 milijuna godina porastao s 1 na 21 %, što pogoduje zrakoplovnim mlaznim motorima. Kisik se u gornjim dijelovima atmosfere, zbog ultraljubičastoga zračenja, pretvara u ozon. Ozon najvećim dijelom sprečava dolazak Sunčeva zračenja na Zemljinu površinu. Taj novi sastojak atmosfere omogućio je daljnji razvoj života na površini Zemlje jer je Sunčevo ultraljubičasto zračenje štetno za organizme koji na njoj žive. U posljednjim desetljećima dolazi do povećanja ugljičnog dioksida ponajviše zbog ljudskoga djelovanja. [7]

3.1.2. Trenutno stanje atmosfere

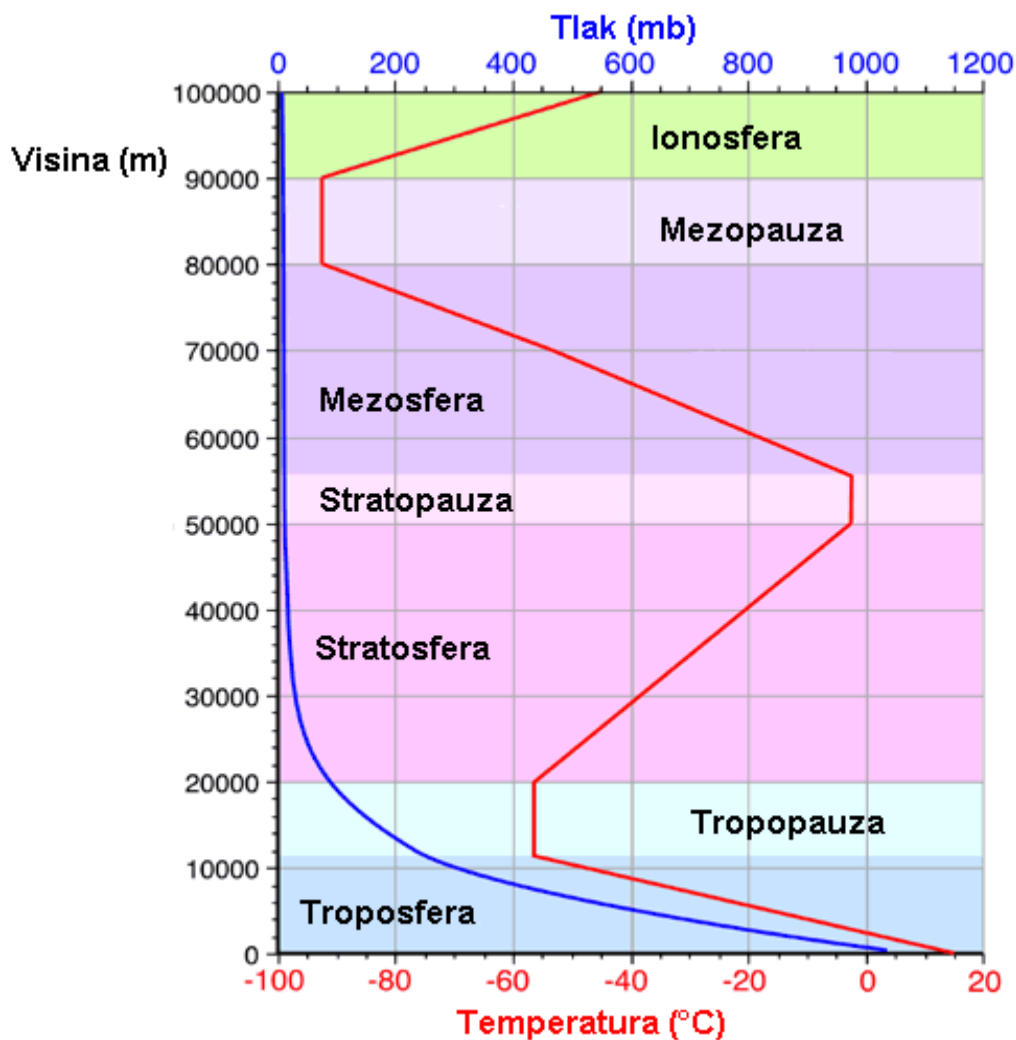
Kao posljedica vertikalnih strujanja u atmosferi, sastav zraka iz tablice 1 ostaje gotovo nepromijenjen sve do gornje granice troposfere. Niži slojevi atmosfere (troposfera) sadrže stanovit postotak vodene pare te čestice soli i prašine kao i razne organske i neorganske sastojke. Vodena para koju sadržava zrak je nevidljiva. Osim vodene pare, važan sastavni dio zraka su prašina i organski sastojci. Prašina dolazi u atmosferu uglavnom s vrlo suhih površina (stepa i pustinja), a zatim kao vulkanska prašina, industrijska prašina (dim), čestice soli (nad morskim površinama), svemirskog porijekla (kozmička prašina) mogu oštetiti mlazni motor ili smanjiti maseni protok zraka kroz mlazni motor. Njihova količina zavisi od mjesta i od doba godine. Poslije kiše ima u zraku najmanje prašine. Zbog toga su morska područja meteorološki najpovoljnija za letenje, a zrak gradova i industrijskih mjesta najviše je zagađen prašinom.

Donju granicu atmosfere čini površina zemlje, to jest površina svjetskog mora i kopna. Gornja granica atmosfere se ne može odrediti, jer ona na velikim visinama prelazi postupno u vrlo razrijeđeni gasoviti mađuplanetarni prostor. Fizička granica atmosfere (granica između zemljine atmosfere i svemira), iznad polova je na visini 21 644 km, a iznad polutara na visini od 35 711 km. Na tim visinama iznad zemljine površine izjednačene su vrijednosti sile Zemljine teže i centrifugalne sile.

3.2. Podjela atmosfere

Ako promatramo promjenu temperature prema visini, u vertikalnom smjeru atmosfera se dijeli na nekoliko slojeva; troposfera (najniži sloj, do 11 km), stratosfera (11 do 40 km), mezosfera (40 do 80 km), termosfera (od 80 do 800 km) i najviši sloj iznad 800 km, egzosfera (njezina granica nije točno određena). Podjela slojeva prikazana je na slici 10.

Prema kemijskom sastavu zraka atmosfera se dijeli u dva osnovna sloja: homosfera i heterosfera. Međusloj se naziva homopauza. Homosfera se prostire do visine od 100 km. U njoj je zrak gotovo istog sastava. Heterosfera je dio koji ima promjenjiv sastav zraka zbog raspadanja molekula plinova na atome.



Slika 10: Podjela atmosfere po visini

Izvor: https://hr.wikipedia.org/wiki/Atmosfera#/media/Datoteka:Slojevi_atmosfere.png.

3.2.1. Troposfera

Troposfera je najdonji dio atmosfere. Troposfera se najvećim dijelom zagrijava od Zemljine površine. Apsorpcijom Zemljinog dugovalnog zračenja te turbulentnim dotokom senzitivne i latentne topline sa Zemljine površine. Stoga u troposferi temperatura naglo opada s visinom u prosjeku oko $0.65^{\circ}\text{C}/100\text{ m}$ ili 6°C po kilometru. Prosječna temperatura na vrhu troposfere je približno -60°C . Premda je troposfera najtanja, u njoj se nalazi oko 80 % mase cijele atmosfere. Nadalje, u troposferi se događaju gotovo svi procesi i pojave koji utječu na vrijeme (poput vremenskih fronti, uragana, oluja, oblaka, nastajanja oborine i drugog), te se u njoj nalazi gotovo sva atmosferska vodena para. Troposfera je deblja nad ekvatorijalnim područjem (od 16 do 18 km), dok je nad polarnim područjem tanja (od 7 do 9 km). Kako se u troposferi hladniji zrak nalazi iznad toplijeg, to dovodi do vertikalnih gibanja i miješanja zraka iz različitih slojeva, budući da troposfera, poput svih sustava u prirodi, teži k postizanju ravnotežnog stanja. Međutim, to ravnotežno stanje, nikad se ne postiže, budući da radijacija Sunca neprestano traje, te tako neprestano podržava postojanje vertikalnih temperaturnih gradijenata. [8]

Najdonji dio troposfere naziva se atmosferski granični sloj. Atmosferski granični sloj debeo je, ovisno o uvjetima, od nekoliko stotina metara do 3 km, a karakterizira ga izrazita turbulencija. Taj sloj je u direktnom dodiru sa Zemljinom površinom, koja na njega utječe na različite načine: evapotranspiracijom, emisijom onečišćujućih tvari, antropogenom emisijom topline, trenjem, modificiranjem strujanja zbog postojeće topografije i drugim. Atmosferski granični sloj vrlo brzo (na vremenskoj skali $\sim 1\text{ h}$) reagira na utjecaje Zemljine površine. Ostatak troposfere, koji se naziva slobodna troposfera, također reagira na utjecaje Zemljine površine, ali je njegova reakcija, puno sporija ($\sim 1\text{ dan}$). [9]

Vrh troposfere naziva se tropopauza i u prosjeku se u umjerenim širinama nalazi na visinama od 11 do 12 km nad morskom razinom. Temperatura je u tropopauzi približno konstantna s visinom. Tropopauza je najhladnija nad tropima, gdje temperatura može biti i niža od -70°C , dok je najtoplija nad polovima, gdje se katkad izmjeri i -40°C . Tropopauza nije uvijek kontinuirana. Često je u tropima odjeljena, tako da se na širinama oko 30° lomi, a nova tropopauza se formira na manjoj visini. Taj niži dio tropopauze nagnut je prema polu i katkad, protežući se do pola, može imati još jedan diskontinuitet. U blizini diskontinuiteta tropopauze često se nalazi mlazna struja.[9]

3.2.2. Stratosfera

Stratosfera se nalazi iznad tropopauze. Prostire se od troposfere do 40 km visine. Temperatura u stratosferi raste visinom zbog prisustva ozona, koji apsorbira UV zračenje i pri tom je zagrijava. Zagrijavanje je jače u gornjem dijelu stratosfere u kojem ima i više UV zračenja i dovoljno ozona. U skladu s tim temperatura brže raste visinom u gornjem dijelu stratosfere, pa su tamo temperature katkad visoke poput onih pri tlu. U njoj je temperatura postojana sve do 25 km. Iznad tog sloja nastaje blago povećanje temperature. Nju karakterizira velika količina ozona, naročito na visini od 20 do 25 km, koji apsorbira ultraviolettne zrake i zagrijava slojeve zraka. Zrak je vrlo razrijeđen i ima malo primjesa, a naročito ima vrlo malo vodene pare, i zato u stratosferi nema oblaka koji bi davali oborine. Nebo gledano iz stratosfere gotovo je crno, s tamnoplavim i ljubičastim sjenama, jer je rasipanje Sunčeve svjetlosti vrlo slabo. S razvitkom raketne tehnike pridaje se proučavanju stratosfere veliko značenje, naročito zato što se u tom sloju vrši zračni promet. Stratosfera ima velike prednosti pred troposferom, njenim čudljivim vremenom i njenom velikom gustoćom zraka, koja zrakoplovima koči brzinu leta.[8]

3.2.3. Mezosfera

Prostire se u visini od 40 do 80 km. Zavisno od vrijednosti temperature, dijeli se u dva dijela. Prvi dio (toplo sloj) nalazi se na 40 – 60 km visine. U tom sloju temperatura raste s visinom i u gornjoj granici dosiže i do 100°C (čemu je uvjet prisutnost sloja ozona), a u drugom sloju opada s visinom i dosiže do -100°C. S naglim padom temperature nastaju i jaka vertikalna strujanja. Javljuju se tanki srebrnasti oblaci.[8]

3.2.4. Termosfera

Termosfera je dio Zemljine atmosfere od 80 do 800 km. U termosferi temperatura naglo raste: od -100°C na donjoj granici, pa do više stotina stupnjeva u njezinu gornjem dijelu. Takav porast temperature moguć je zbog jakog upijanja Sunčevih ultravioletnih zraka koje vrše molekule i atomi kisika i dušika. Atmosferski sloj na visini od 120 km smatra se granicom rasipanja svjetlosti koja određuje boju neba, Iznad te visine nebo se čini sasvim crno. U tim slojevima vlada vječna tišina jer se zvuk ne rasprostire na daljinu. Smatra se da prilike u termosferi djelomično odgovaraju uvjetima koji vladaju u svemiru.[8]

3.2.5. Egzosfera

Egzosfera je sloj Zemljine atmosfere koji se nalazi iznad termosfere. Njena granica još nije točno određena. Teoretski, iznad 300 km visine, temperatura egzosfere prelazi 230°C, a moguća je i temperatura do 690°C. Na osnovi mjerenja izvršenih pomoću umjetnih meteoroloških satelita pretpostavlja se da u gornjim slojevima egzosfere temperatura doseže i više od 1500°C. To je najniža visina na kojoj mogu oko Zemlje kružiti umjetni sateliti. Iznad 200 km djeluju svi faktori međuplanetarnog prostiranja i dolaze do izražaja svemirski uvjeti.[8]

3.3. Međunarodna standardna atmosfera

Atmosfera čije je stanje unaprijed određeno naziva se standardna atmosfera (SA). Fizikalne karakteristike SA predstavljene su srednjim vrijednostima meteoroloških elemenata, koji su dobiveni dugogodišnjim mjerenjima i one se odnose na suhi zrak. 1920. godine na temelju mjerenja postavljena je Međunarodna standardna atmosfera (ISA) koja se do danas nekoliko puta mijenjala, posebice zbog sve preciznijih mjerenja na većim visinama. Za potrebe Međunarodne organizacije civilne avijacije (ICAO-*International Civil Aviation Organization*) postavljena je standardna atmosfera ICAO. Stanje atmosfere značajno se mijenja ovisno o klimatskim uvjetima, godišnjem dobu, visini, a i tijekom dana. S obzirom na to da aerodinamičke karakteristike letjelica bitno ovise o gustoći zraka i brzini širenja zvuka u zraku, usvojena je Međunarodna standardna atmosfera (*International Standard Atmosphere - ISA*). Glavna joj je svrha omogućiti uspoređivanje performansi zrakoplova i kalibriranje zrakoplovnih instrumenta. Temeljena na statističkim uzorcima prikupljanog dugi niz godina. U standardnoj atmosferi nema vlage.[9]

U standardnoj atmosferi za svaku visinu postoji jedna konstantna vrijednost tlaka, temperature i gustoće što je vidljivo u tablici 2. Njihovu promjena detaljnije će biti opisana niže u radu.

Tablica 2: *standardna atmosfera*

H [m]	T [K]	p [Pa]	ρ [kg/m ³]	a [m/s]
0	288,15	101325	1,225	340,3
500	284,9	95460,1	1,1673	338,4
1000	281,65	89873,2	1,1116	336,4
1500	278,4	84554,1	1,0580	334,5
2000	275,15	79492,7	1,0065	332,5
2500	271,9	74679,6	0,9568	330,6
3000	268,65	70105,2	0,9091	328,6
3500	265,4	65760,4	0,8632	326,6
4000	262,15	61636,2	0,8191	324,6
4500	258,9	57724,1	0,7767	322,6
5000	255,65	54015,4	0,7361	320,5
5500	252,4	50502,1	0,6971	318,5
6000	249,15	47176,2	0,6596	316,4
6500	245,9	44029,9	0,6238	314,4
7000	242,65	41055,7	0,5894	312,3
7500	239,4	38246,4	0,5566	310,2
8000	236,15	35594,7	0,5251	308,1
8500	232,9	33094	0,4950	305,9
9000	229,65	30737,4	0,4663	303,8
9500	226,4	28518,6	0,4388	301,6
10000	223,15	26431,3	0,4126	299,5
10500	219,9	24469,5	0,3877	297,3
11000	216,65	22627,3	0,3639	295,1
11500	216,65	20916	0,3363	295,1
12000	216,65	19330,1	0,3108	295,1
13000	216,65	16509,9	0,2655	295,1
14000	216,65	14101,2	0,2267	295,1
15000	216,65	12044,0	0,1937	295,1
16000	216,65	10286,8	0,1654	295,1
17000	216,65	8786,0	0,1413	295,1
18000	216,65	7504	0,1207	295,1
19000	216,65	6409,4	0,1031	295,1
20000	216,65	5474,3	0,0880	295,1

Izvor: Franjković, D., Krajček K.: Teorija leta 1 – Zbirka riješenih zadataka, Fakultet prometnih znanosti, Zagreb, 2011.

3.4. Promjena temperature, tlaka i gustoće te njihov utjecaj na let

Kako je motoru za stvaranje potiska potreban okolni zrak, jasno je da će krajnja vrijednost isporučenog potiska ovisiti o trenutnom stanju atmosfere. Ponajprije, ovisit će o gustoći zraka koja je proporcionalna tlaku i obrnuto proporcionalna temperaturi.

3.4.1. Temperatura

Temperatura zraka fizikalna je veličina koja varira ovisno o dijelu planeta koji se promatra. Temperatura zraka vrlo je važna jer ima najveći utjecaj na sve ostale fizikalne veličine u atmosferi. Temperatura zraka u slojevima krstarenja su izvan utjecaja izravnog zračenja Zemljine površine stoga za izračun stvarne temperature na određenoj visini leta koristimo formulu:

$$T = T_0 - 6.5 \times 10^{-3} \times h$$

Formula 1

$T_0 = 288,15 \text{ K}$ (15°C) iznos standardne temperature na razini mora

T = iznos temperature zraka na visini leta zrakoplova

h = visina leta zrakoplova u metrima

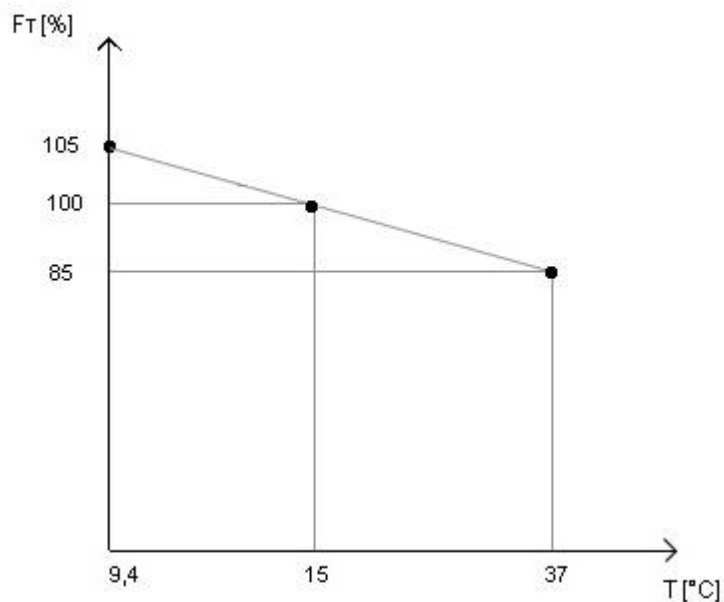
Viša temperatura nepovoljno djeluje na motore zbog smanjivanja gustoće zraka i tako smanjuje maseni protok zraka kroz motor što smanjuje potisak motora.

Temperatura zraka normalno pada s porastom visine iako nije rijetka pojava da je temperatura viša na većoj visini. Ta se pojava naziva temperaturna inverzija. Standardna temperatura na razini mora iznosi 15°C i smanjuje se sa svakim metrom visine za $-0,0065^\circ\text{C}$ [10]. Kretanje vrijednosti temperature vidljivo je na grafikonu 1. Usvojena je sljedeća promjena temperature s visinom, a temelji se na prosječnim vrijednostima standardne atmosfere.

Pomoću poznate promjene temperature s visinom u standardnoj atmosferi integrirane su jednačbe koje daju promjenu tlaka s visinom. U skladu s plinskom jednačbom, uz poznatu promjenu temperature i tlaka, jednostavno je odrediti i promjenu gustoće s visinom.

3.4.2. Gustoća

Gustoća zraka ovisi o temperaturi i tlaku tako da je gustoća razmjerna tlaku, a obrnuto razmjerna temperaturi. Stoga pri višim temperaturama zraka od standardne, gustoća zraka bit će manja čime će doći do smanjenja masenog protok, što prikazuje grafikon 1. Rezultat svega je manji potisak motora. Za niže temperature vrijedi ista logika, ali obrnuti rezultat te će zbog potisak biti veći.



Grafikon 1: Sila potiska u odnosu na temperaturu

Izvor: [4]

Vrlo je važno napomenuti da temperatura zraka pada s visinom, ali isto tako i gustoća. Pad temperature u višim slojevima atmosfere imat će pozitivan učinak na rad motora kompenziranjem smanjene gustoće, no samo do jedne granice kada zrak postaje toliko rijedak da niža temperatura ne omogućuje održavanje konstantnog masenog protoka zraka i tada će se ukupni potisak motora smanjivati ako se nastavi s povećavanjem visine leta. Povećanjem gustoće zraka na nižim razinama krstarenja motori imaju veći maseni protok te mogu za istu brzinu leta koristiti manju snagu čime se, troši i manje goriva.

3.4.3. Atmosferski tlak

Atmosferski tlak predstavlja pritisak čestica zraka na površinu zemlje zbog mase koju imaju čestice zraka. Kako čestice imaju vlastitu masu na njih djeluje gravitacijska sila. Zbog toga što ona djeluje jače na tijela koja su bliža površini zemlje, tako će najveći pritisak biti na površini zemlje odnosno na razini mora jer tada je stupac zraka najviši što znači da će tlak zraka ondje biti najviši. Tlak na razini mora iznosi 101 325 Pa. S povećanjem visine tlak zraka se smanjuje.

Poznavanje mjerenja i trenutnog stanja tlaka zraka vrlo je važno u zrakoplovstvu. Pomoću tlaka zraka mjeri se nekoliko važnih parametara za let zrakoplova, a to su: visina, brzina promjene visine i brzina. Visina po tlaku određuje se u odnosu na statički tlak koji se mjeri preko statičkog otvora koji je dio pitot-statičkog sustava. Pomoću ove visine određuje se operativni i apsolutni vrhunac leta. Visina na kojoj zrakoplov još uvijek može penjati određenom brzinom penjanja predstavlja operativni vrhunac leta. Apsolutni vrhunac leta je teoretska visina na kojoj je brzina penjanja zrakoplova jednaka nuli.

Visina po tlaku, barometarska visina (*pressure altitude*) – mjeri se statički tlak i izračunava visina leta - proračunata visina je točna u onoj mjeri koliko je točna pretpostavka da je raspored temperatura u atmosferi odgovarao uvjetima standardne atmosfere. Postoji više vrsta visina kad se mjerenje visine vrši barometarskim visinomjerom vidljivo na slici 11.

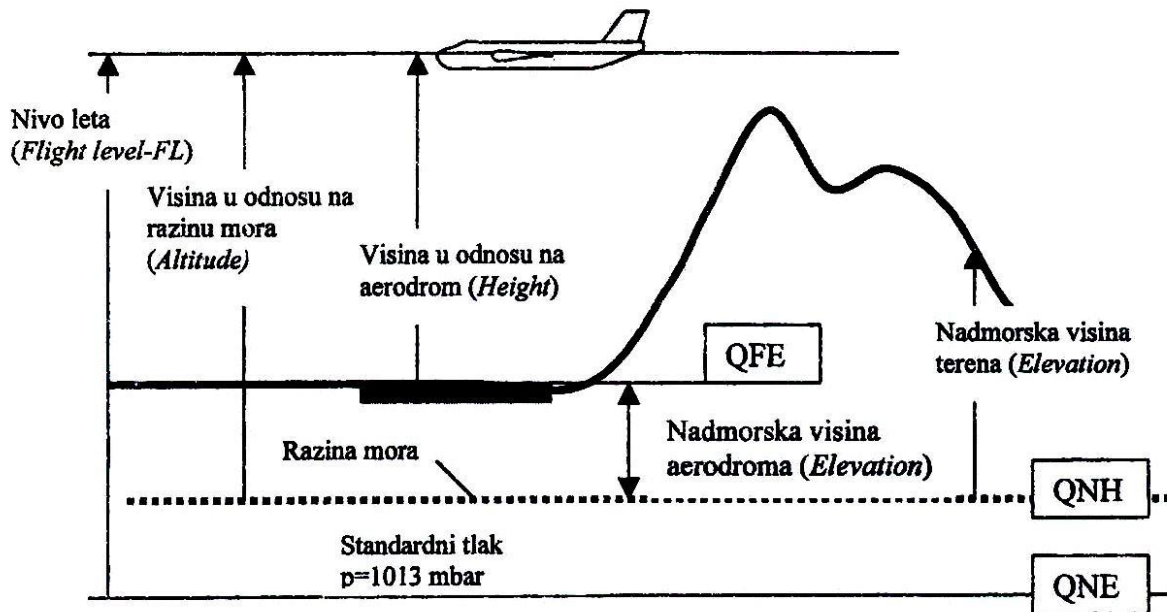
Relativna visina QFE (*Height*) - visina određena na temelju tlaka zraka na aerodromu s kojeg se polijeće ili slijeće.[10]

Razina leta QNE (*Flight Level - FL*) – visina određena na temelju pretpostavke da je na visini $h=0$ uzeta vrijednost standardnog tlaka. Definirane su razine leta koje su međusobno odvojene u intervalima od 18 mbara (npr. FL 250 "visina po tlaku" u stotinama ft, tj. od 25000 ft). Do FL 290, dvije susjedne razine su odvojene sa 1000 ft, dok za letove iznad FL 290 razdvajanje iznosi 2000 ft (zbog sigurnosti, jer su na povećanim visinama moguće veće greške visinomjera).[10]

Apsolutna visina QNH (*Altitude*) - visinomjer bi se prije polijetanja trebao podesiti da pokazuje nadmorsku visinu aerodroma, odnosno da se na skali tlaka podesi atmosferski tlak koji u danom trenutku vlada na razini mora.[10]

Gustoća zraka definira se prema visini po tlaku, što znači da će sila uzgona ali i performanse motora biti ovisne o visini. Za sve proračune upotrebljava se visina po tlaku.

Visina po tlaku koja se određuje za neki aerodrom predstavlja vertikalnu udaljenost aerodroma u stopama iznad ili ispod izobare 1013,25 hPa. Kod određivanja razlike tlakova uzima se da 1 hPa predstavlja 30 ft [11].



Slika 11: Različite vertikalne visine po tlaku

Izvor: [10]

3.5. Opasnosti koje prijete zrakoplovu u krstarenju

Zrakoplov tijekom leta na nadmorski visinama susreće se s vrlo niskim temperaturama, koje mogu stvoriti led na površinama zrakoplova. Teški zrakoplovi nisu jako osjetljivi na zaleđivanje na visokim razinama leta jer velika brzina let stvara trenje između površinu zrakoplova i zraka, čime dolazi do zagrijavanja površine zrakoplova. Led se zna taložiti na pojedinim dijelovima ulaznog kanala motora što može dovesti do zaleđivanja i prestanka rada motora.

Turbulencije su neuređeno gibanje zraka u obliku malih nestalnih vrtloga koji su uzrokovani smicanjem vjetra. Turbulencije nastaju pri vrtložnoj struji zraka koja se odvaja od gornjake krila, ova pojava može se dogoditi pri vrlo maloj ili vrlo velikoj brzini leta. Turbulencija izaziva podrhtavanje zrakoplova. Uslijed jakih turbulencija može doći do otežanog upravljanja zrakoplovom tako da dolazi do promjene visine i smjera leta, mogućnosti

ozljeda putnika unutar putničke kabine, smanjenja brzine leta, kritičnog naprezanja zrakoplova te oštećenja pojedinih instrumenata. Na zrakoplove utječu turbulencije čiji su vrtlozi promjera od 10 do 100 metara. Po postanku turbulencije može biti orogenetska turbulencija, ona nastaje pri strujanju zraka oko planine, iznad nje i u planinskom području zavjetrinski valovi i rotorna gibanja; česta su i vrlo jaka silazna gibanja. Turbulencije u oblacima su najizraženije u kumulosima i kumulonimbusima zbog vrlo jakih uzlaznih silaznih i vrtložnih strujanja ako se razvije pijavica. Turbulencija vedrog vremena javlja se u gornjem sloju troposfere, nije povezana s oblacima i lošim vremenom već mlaznom strujom. [12]

Mlazna struja je područje jakog vjetra u obliku uske vodoravne zračne struje. Najbolje ga opisuju epiteti razmjerno jak, uzak, i subjektivan. Vjetar u jezgri mlazne struje jači je od 33 m/s te izaziva vertikalno i vodoravno smicanje. Prisutnost mlazne struje utječe na letenje zbog jakih vjetrova koji imaju mogućnost promijeniti putanju zrakoplova te ga ubrzati odnosno usporiti. Također pojačavaju smicanje vjetra odnosno turbulencije. Mlazne struje dijelimo na mlazne struje u visokoj i niskoj atmosferi. U visokoj atmosferi oko tropopauze djeluje mlazna struja polarne fronte koja se pojavljuje s horizontalnim gradijentima temperature i jakim vertikalnim smicanjem vjetra čiji vjetrovi mogu biti jači od 75 m/s. Po orijentaciji mogu biti zapadni, jugozapadni ili sjeverozapadni. Subtropska mlazna struja nalazi na nešto većim visinama leta od polarne mlazne struje. Pušu pretežito zapadni vjetrovi s brzinom od 50 do 70 m/s gotovo neprekidno oko čitavog globusa. Niska mlazna struja manjih je dimenzija i na nju utječu ortografija tako da ćemo je naći u blizini planina. [13]

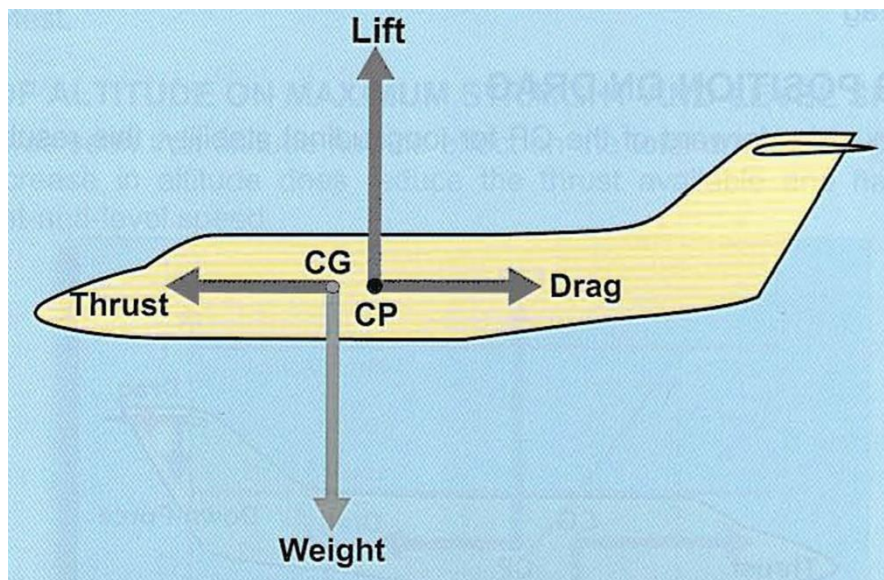
Grmljavinska oluja opasna za zrakoplove zbog jakih udara vjetra, vertikalnih zračnih struja i turbulencije. Pojava opasnosti zbog slabe vidljivosti u oblacima i ispod njih, tuče, naglih promjena tlaka i temperature, zaleđivanja, grmljavinskih oluja može oštetiti električne, navigacijske i ostale uređaje zrakoplova te ometati radioveze između posade zrakoplova i kontrole leta.

Vulkanski pepeo je opasan jer može dovesti do prekida rada motora, na načina da vulkanski pepeo koji sadrži minerale, staklaste materijale i čestice kamenja ulaze u motor. S obzirom na to da je stupanj tališta toga materijala niži od topline koju razvija motor, staklaste čestice se otapaju. Otopljene se čestice u ispuhu hlade u komori turbine i lijepe za njezine lopatice te narušavaju protok visokotlačnih ispušnih plinova, što može prouzročiti potpuno gašenje motora te začeptiti filetere klimatizacije.

4. Način rada mlaznog motora u razini krstarenja

4.1. Osnovni princip rada

Za razumijevanje svih čimbenika koji djeluju na performanse motora tijekom krstarenja potrebno je poznavati osnovne sile koje djeluju na zrakoplov u ustaljenom horizontalnom letu, a to su sila uzgona L (*lift*), težina zrakoplova W (*weight*), sila otpora D (*drag*) i vučna sila T (*thrust*). Njihov raspored je vidljiv na slici 12. Težište zrakoplova CG je hvatište sile težine cijeloga zrakoplova dok je CP centar potiska.



Slika 12: Odnos sila u horizontalnom letu

Izvor: A3F-Aircraft Performance-Flight Planning MAR 2016

Kako bi horizontalan let bio moguć i zadovoljili se uvjeti sa slike 12. ukupne sile otpora i vučnih sila moraju biti u ravnoteži, kako je prikazano na formuli 2.

$$\sum D = \sum T$$

Formula 2

gdje oznake imaju sljedeće značenje:

- $\sum D$ = ukupna sila otpora
- $\sum T$ = ukupna vučna sila

Zrakoplov tijekom krstarenja zahtjeva odgovarajuću vučnu silu, koju stvaraju motori zrakoplova. Odgovarajuća vučna sila mora svladati težine zrakoplova i sile otpora. Povećanje vučne sile dolazi i do povećanja brzine leta u krstarenju odnosno do akceleracije.

Drugi uvjet horizontalnog leta da sila uzgona mora biti jednaka težini zrakoplova (formula 3). Ukoliko sila uzgona i težina zrakoplova nisu u ravnoteži zrakoplov će biti u fazi penjanja ili spuštanja.

$$\sum W = \sum L$$

Formula 3

gdje oznake imaju sljedeće značenje:

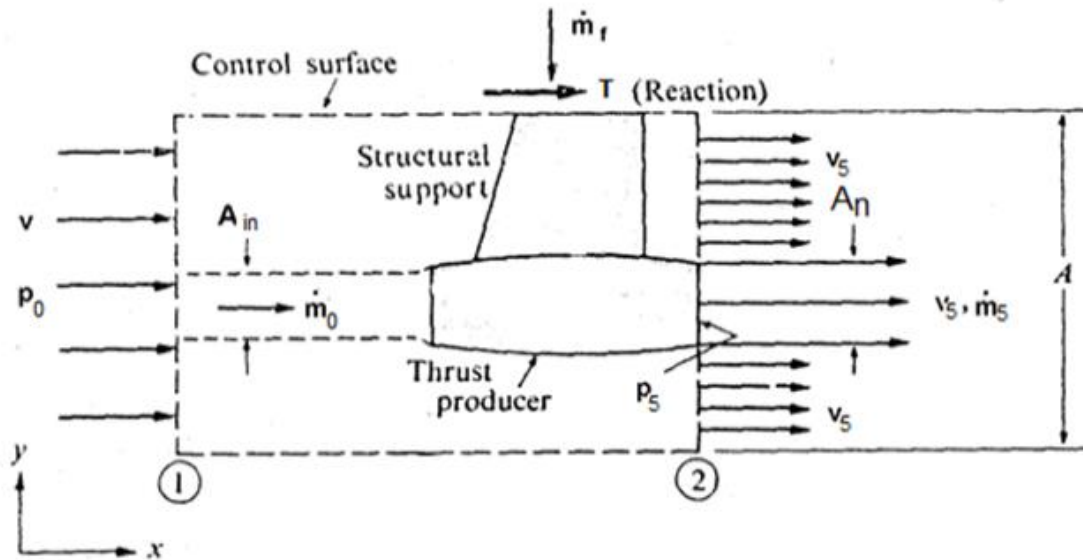
- $\sum W$ = ukupna težina zrakoplova
- $\sum L$ = ukupne sile uzgona

U razvojnoj fazi motora određuje se veličina motora ovisno o fizičkim karakteristikama zrakoplova, kako bi motor zadovoljio tražene performanse. Performanse motora se najčešće opisuju veličinom potiska, masenim protokom zraka i potrošnjom goriva.

Efikasnost mlaznog motora najviše ovisi o stupnju povećanja tlaka, odnosno omjeru tlakova na ulazu i izlazu iz kompresora. Za putničke avione na dugim letovima posebno je važno da mlazni motor ima što manju potrošnju goriva.

Potisna sila ili potisak se stvara kao rezultat promjena količine kretanja radne tvari koja prolazi kroz motor: na ulazu u motor mala brzina, a na izlazu povećana brzina. Ta promjena količine kretanja je proizvedena na račun oslobođene energije uslijed izgaranja goriva. Na slici 13 može se vidjeti vrijednosti potrebnih osnovnih parametra za izračun sile potiska.[4]

- v = brzina zrakoplova u m/s
- p_a = tlak okoline u Pa
- p_5 = tlak na izlazu iz mlaznika u Pa
- \dot{m}_a = potrošnja zraka, maseni protok zraka u kg/s
- \dot{m}_f = potrošnja goriva, maseni protok goriva u kg/s
- \dot{m}_5 = maseni protok ispušnih plinova u kg/s
- v_5 = brzina ispušnih plinova u m/s
- A_{in}, A_n = površina poprečnog presjeka uvodnika i mlaznika u m²



Slika 13: Potisak mlaznoga motora

Izvor: [4]

Rezultanta vanjskih sila na kontrolnu površinu jednaka je promjeni impulsnog protoka.

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

Formula 4

U formuli 5 je opisan ulazni impulsni protok (I_1) zraka koji je jednak masenom protoku zraka i brzini zrakoplova

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

Formula 5

Formula 6 opisuje impulsni protok na izlazu (I_2) koji je jednak umnošku između brzine ispušnih plinova i zbroja masenog prtotoka zraka i goriva:

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

Formula 6

Na kraju proizlazilo da je potisak mlaznoga motora jednak (ako se zanemari razlika tlaka na izlazu iz mlaznika i atmosferskoga tlaka):

$$\vec{F}_t = \dot{m}_0 (v_5 - v_0)$$

Formula 7

4.2. Specifični dolet

Zrakoplov najveći dio leta od točke A do točke B provede u fazi krstarenja. Tijekom leta zrakoplov stvara troškove koje zrakoplovne kompanije nastoje sniziti na minimalnu razinu. Tako u fazi krstarenja nastoje minimalizirati troškove na način da tijekom krstarenja zrakoplov troši što manju količinu goriva, ali ujedno da postigne odgovarajuću brzinu kojom neće stvoriti kašnjenje, veće troškove održavanja i posade. Kako bi ovi uvjeti bili zadovoljeni treba odabrati točnu visinu leta i brzinu zrakoplova.

Specifičan dolet zrakoplova SR (formula 8) predstavlja omjer prijeđenih kilometara (*Air Distance*) u krstarenju uz utrošak određene mase goriva (*Fuel Used*). Također specifičan dolet se može promatrati u funkciji vremena, odnosno iskazati se kao omjer brzine aviona (TAS) i protoka goriva (*Fuel Flow*). Mjerna jedinica za specifičan dolet je NM/ton.

$$SR = \frac{AIR\ DISTANCE}{FUEL\ USED} \rightarrow \frac{TAS}{FUEL\ FLOW} (NM/ton)$$

Formula 8

$$SR = \frac{TAS}{SFC \times D} = \frac{1}{SFC \times D/TAS} (NM/ton)$$

Formula 9

Također specifičan dolet mlaznoga zrakoplova može se izraziti na način kao u formuli 10, gdje je SFC predstavlja specifičnu potrošnju goriva:

$$SFC = \frac{\dot{m}_f}{T} [kg/(s N)]$$

Formula 10

Kod mlaznih motora SFC se definira kao omjer između masene potrošnje goriva u nekom vremenskom periodu i danog potiska.

Uzimajući u obzir da vrijedi:

$$TAS = a_0 \cdot M \sqrt{\frac{T}{T_0}}$$

Formula 11

i

$$L = m \cdot g$$

Formula 12

i pomoću formule 9, dobiva se formula 13 za specifičan dolet. [13]

$$SR = \frac{a_0 M \frac{L}{D}}{\frac{SFC}{\sqrt{\frac{T}{T_0}}} mg}$$

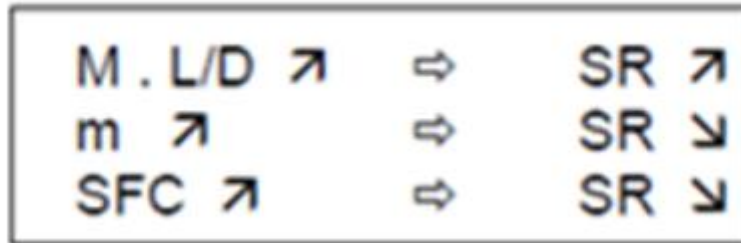
Formula 13

gdje oznake iz formule 9 imaju sljedeće značenje

- SR = specifičan dolet u NM/kg
- a_0 = brzina zvuka iznad razine mora m/s
- M = Machov broj
- L/D = omjer između uzgona i otpora
- SFC = specifična potrošnja goriva
- $m \cdot g$ = masa zrakoplova s gorivom i korisnim teretom m, gravitacijska konstanta g
- T = Temperatura zraka u stupnjevima Kelvina
- T_0 = Temperatura zraka u stupnjevima Kelvina na razini mora

Specifičan dolet (SR) je razmjernan povećanju Machovog broja i finese zrakoplova odnosno aerodinamičnih karakteristika (M i L/D). Specifičan dolet je obrnuto razmjernan

specifičnoj potrošnji goriva (SFC) te masi korisnoga tereta (mg). Odnosno što je SFC manji to će dolet biti veći, a time potrošnja goriva manja. Navedeni odnosi se mogu vidjeti na slici 14.

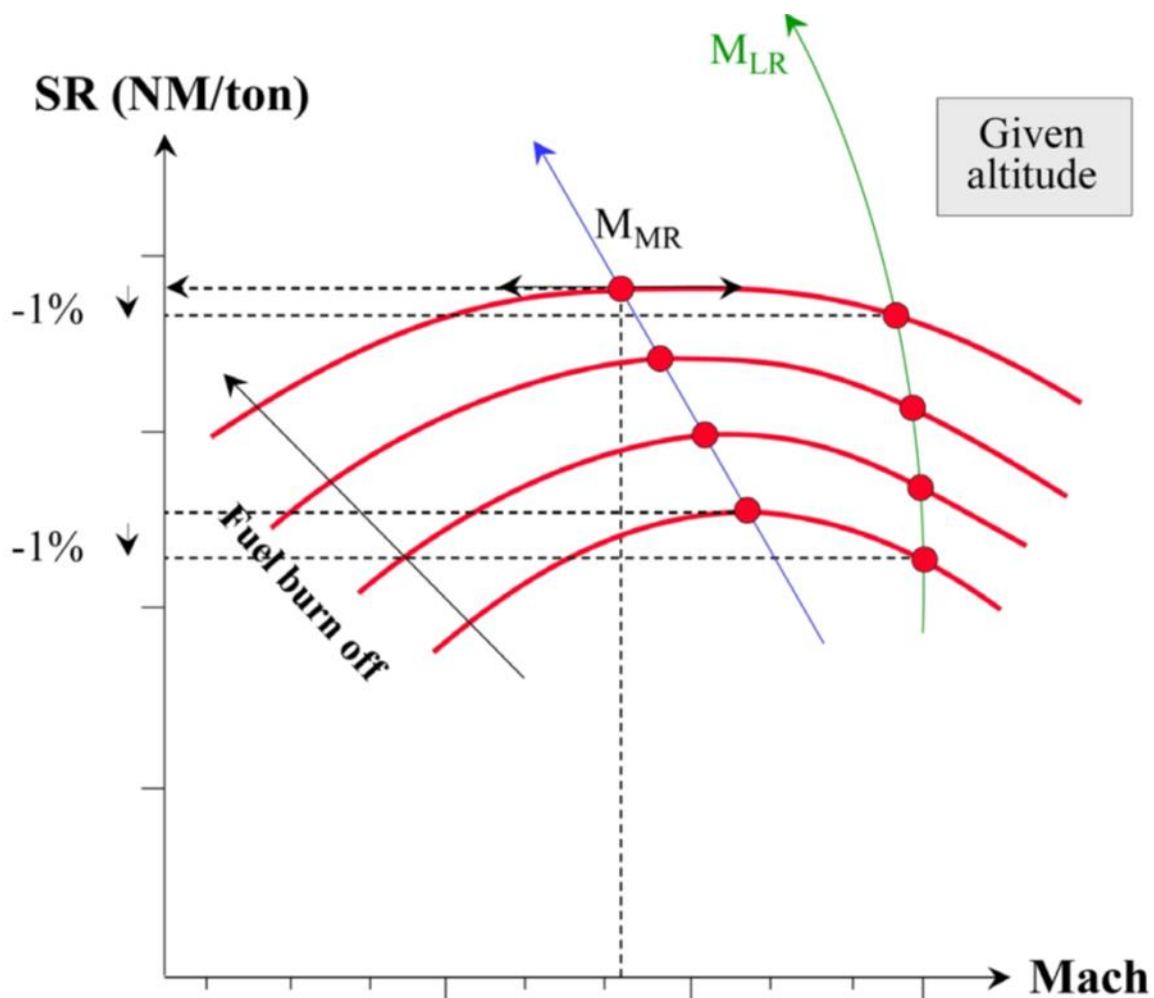


Slika 14: Ovisnost SR o parametrima

Izvor: Getting_to_Grips_With_Aircraft_Performance

Iz gore navedenih faktora dolazimo do zaključka, da će dolet biti maksimalan pri najmanjoj specifičnoj potrošnji goriva, minimalnoj masi zrakoplova te pri maksimalnom omjeru aerodinamičnih karakteristika zrakoplova.

Na grafikonu 2 prikazane su performanse zrakoplova za konstantu visinu pri određenoj brzini krstarenja. Specifičan dolet raste povećanjem brzine krstarenja sve do postizanja maksimalnog specifičnog doleta gdje daljnje povećanje brzine dovodi do smanjenja specifičnoga doleta. Maksimalan specifičan dolet po Machovom broju M_{MR} (*Maximum Range Mach number*) je režim krstarenja uz određenu brzinu pri čemu je potrošnja goriva minimalna za danu udaljenost. Tijekom krstarenja masa zrakoplova se smanjuje zbog potrošnje goriva tijekom leta. Smanjenje mase zrakoplova rezultira povećanjem specifičnoga doleta, a smanjenje M_{MR} . Režim krstarenja pri dugom doletu M_{LR} (*Long-Range Cruise Mach Number*) povećava brzinu krstarenja zrakoplova, čime je vrijeme letenja manje, a potrošnja goriva je neznajno porasla. M_{LR} također pri smanjuje težine se smanjuje, te u praksi njegov dolet je za 1% manji nego M_{MR} . Zbog manjeg vremena letenja M_{LR} se više primjenjuje u praksi.[13]



Grafikon 2: Odnos brzine i doleta o potrošnji goriva

Izvor: [13]

Zrakoplovi koji lete na duljim rutama i provedu više vremena u krstarenju, stvaraju veću brzinu u prosjeku od 0,14 Ma te povećanje maksimalnog doleta za razliku od letova na kraćim udaljenostima. Ekonomski Machov broj ECON (*Economic Mach Number*) je povezan s minimalnom potrošnjom goriva, koji se zbraja direktnim troškovima koje zrakoplov već ima prije samoga leta. [13] Formula 14 prikazuje direktne troškove koje zrakoplov stvara prilikom krstarenja.

$$DOC = (C_f \times \Delta F) + (C_t \times \Delta T)C_c$$

Formula 14

oznake iz formule 11 imaju sljedeće značenje:

- DOC = Direktni operativni troškovi
- C_c = Fiksni troškovi
- C_f = Trošak po jedinici goriva
- ΔF = gorivo za let
- C_t = trošak po satu leta
- ΔT = vrijeme putovanja

Kako se direktni troškovi mjere kroz nautičke milje moguće je planirati troškove unaprijed koji se baziraju na veličini Machovog broja. Prije je u tekstu navedeno da se minimalnom potrošnjom goriva dobiva maksimalna udaljenost po Machovom broju, a ekonomski Machov broj ovisi o indeksu troška koji je omjer između troška vremena leta i goriva. Jedinica koja se koristi za troškovni indeks je kg/min. Tako 25 kg/min znači da je trošak jedne minute leta jednak trošku 25 kg goriva. Pri povećanju troškova koji nastaju zbog većeg vremena krstarenja moguće je smanjiti brzinu kako bi se smanjio trošak goriva i ukupni ekonomski trošak po Machovom broju. Pošto su troškovi leta visoki riskira se s većom snagom motora, koja stvara veće brzinu čime se ujedno troši više goriva i povećava indeks potrošnje goriva. Grafikon 3 prikazuje odnose direktnih operativnih troškova o brzini kretanja zrakoplova pri krstarenju te gdje se nalazi ekonomski Mach broj.

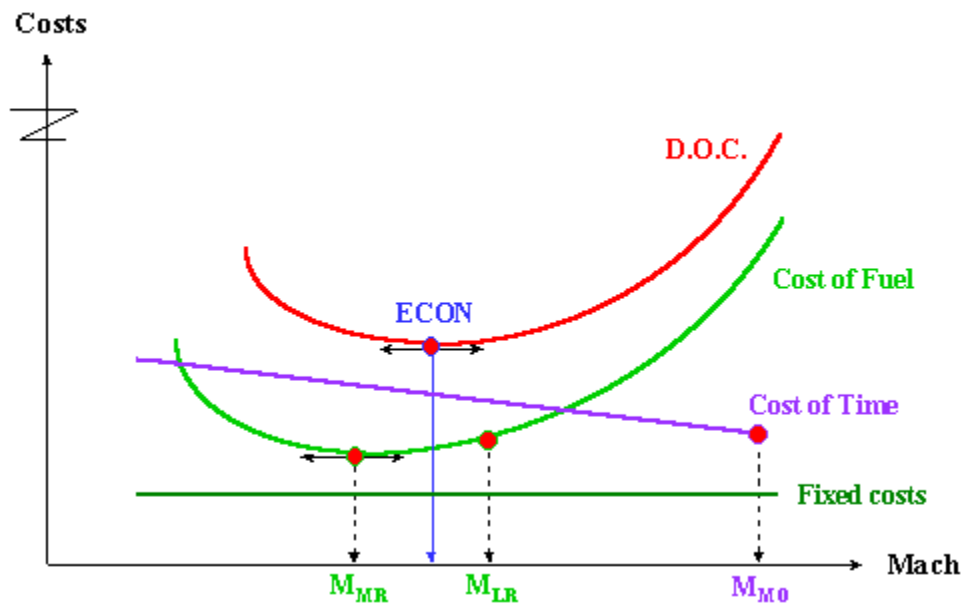
Cost indeks (formula 15) (CI) ovisi o odnosu između troška vremena (CT) i troška goriva (CF). Trošak vremena sadržava trošak održavanja zrakoplova i trošak posade.

$$CI = \frac{\text{Cost of Time}}{\text{Cost of Fuel}} = \frac{C_t}{C_f}$$

Formula 15

Cost index ili troškovni indeks se povećava ukoliko se ekonomski Mach broj povećava te smanjuje ukoliko dolazi do smanjenja Machovog ekonomskog broja. Indeks troška ima ekstreme kada su troškovi vremena leta jednaki nuli, odnosno fiksnoga su iznosa. Indeks troška je jednak nuli kada je trošak vremena leta jednak nula. Tada je ekonomski Mach broj jednak M_{MR} što je najniža granica ekonomskog Mach broja te je vidljiva na grafikonu 3. Indeks troška ima maksimalnu vrijednost kada zrakoplov krstari pri najvećoj brzini leta, kada zbog povećanja sagorijevanja goriva raste i trošak goriva te se na određite u vremenski najkraćem mogućem roku, što je također opisano u grafikonu 3. Indeks troškova je broj koji se koristi u Sustavu

upravljanja letom (engl. *Flight Management System-FMS*) za optimiziranje brzine zrakoplova. [13]



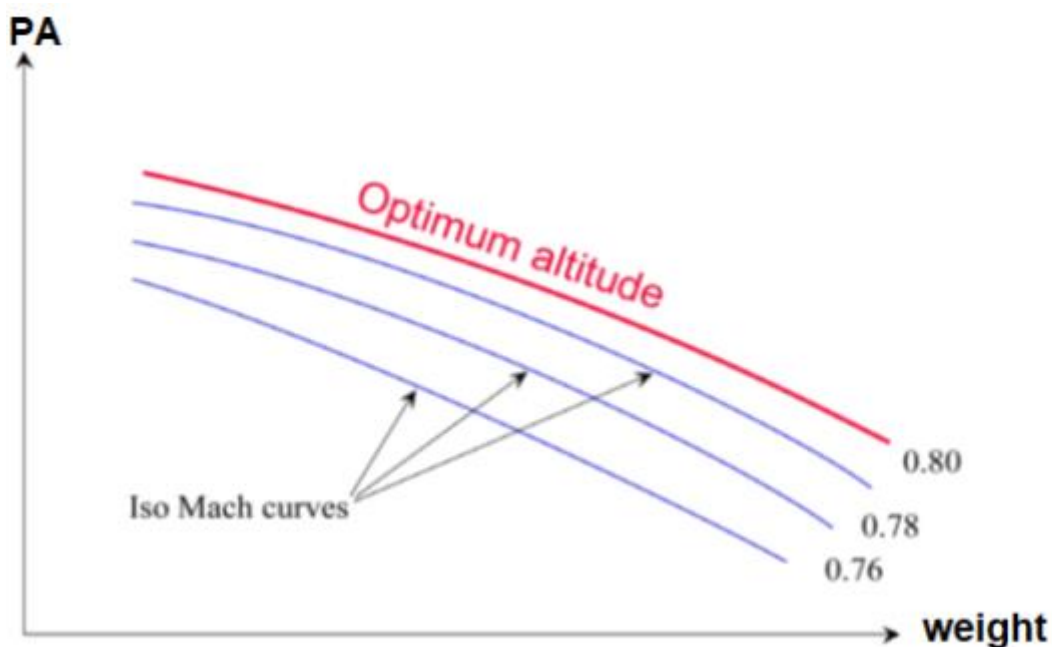
Grafikon 3: Odnos Mach-ovog broja i troškova

Izvor: [13]

4.3. Optimalna visina krstarenja

Tablica za optimalna visinu krstarenja za svaki konstanti Mach broj ima propisanu visinu ovisno o težini zrakoplova. Optimalna visina je ona pri kojoj je specifični dolet maksimalan. Upravo pri optimalnoj visini imamo maksimalan uzgona u odnosu na otpor što ga stvara motor. Nadalje odnos između uzgona i otpora odnosno finesa zrakoplova mijenja se po brzini leta, tako povećanjem Machovog broja dolazi do smanjenje finese. Kako je sila uzgona tijekom krstarenja konstantna, na optimalnu visinu u realnim uvjetima najviše utječe masa zrakoplova i atmosferski tlak po visini (Grafikon 4). Tijekom smanjenja mase zrakoplova treba povećati visinu leta kako bi postigli veći specifičan dolet. Za određeni konstanti tlak po visini smanjenjem težine zrakoplova, povećava se specifičan dolet i optimalna visina krstarenja. Pri većoj težini zrakoplova motori proizvode veću vučnu silu te se zbog toga optimalna visina krstarenja nalazi na nižim razinama. Na grafikonu 4. se vidi optimalna visina krstarenja pri različitim težinama zrakoplova.

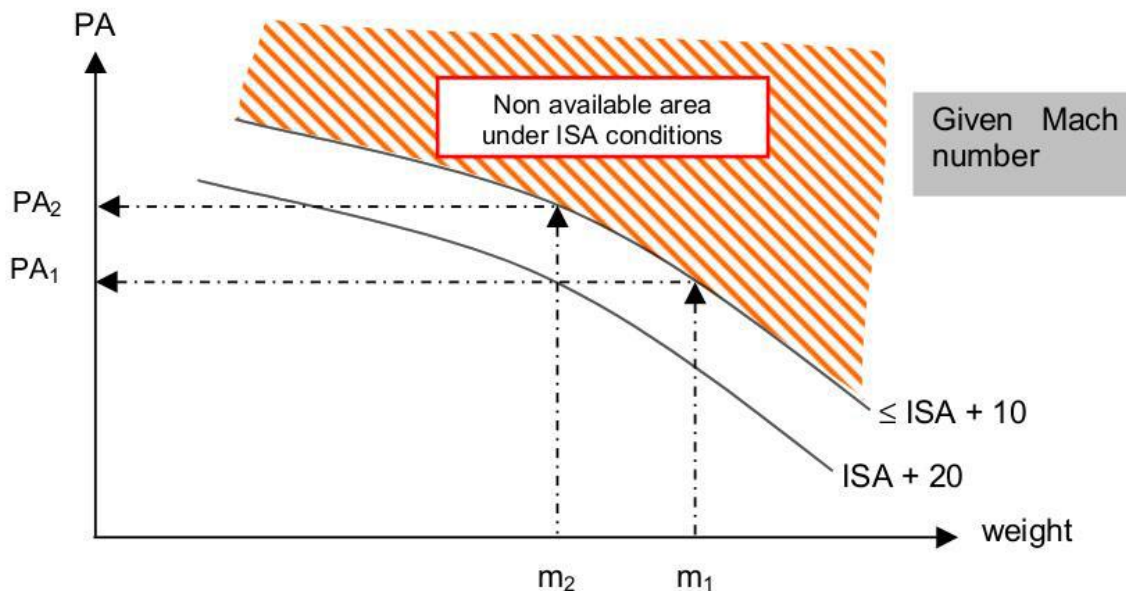
Idealno krstarenje bi bilo kada bi zrakoplov cijelo vrijeme letio na optimalnoj visini, međutim ona nije konstanta jer se tijekom leta smanjuje količina goriva u spremnicima, čime dolazi do smanjenje težine samog zrakoplova i optimalna visina raste. Također nije povoljno da zrakoplov krstari previsoko, jer bi se iz motora morala uzimati veća količina zraka za klimatizaciju klime čime bi se narušile performanse motora i smanjio specifičan dolet zrakoplova. [13]



Grafikon 4: Optimalna visina tijekom leta *Izvor: [13]*

Maksimalna visina krstarenja ovisi o: strukturi zrakoplova, motoru, mogućnosti manevriranja i podrhtavanju. Maksimalna visina krstarenja, za određenu masu, definira se kao maksimalna visina leta koju zrakoplov može održavati pri maksimalnoj postavci sile potiska za krstarenje ako pilot održava konstantni Machov broj. Na grafikonu 5 prikazana je ovisnost visine krstarenja o temperaturi zraka i masi zrakoplova.

U prvom slučaju zrakoplov ima masu m_1 . Očitana maksimalna visina po tlaku je PA_1 (*Pressure Altitude*) za temperature manje ili jednake onima za 10°C višim od ISA uvjeta. U drugom slučaju masa zrakoplova je m_2 , manja od m_1 . Za tu masu, maksimalna visina je PA_2 ako je temperatura zraka manja ili jednaka $ISA+10^\circ\text{C}$. U slučaju da je temperatura viša od $ISA+20^\circ\text{C}$, za tu masu maksimalna je visina PA_1 . Može se zaključiti da maksimalna visina pada porastom mase i porastom temperature zraka.[13]

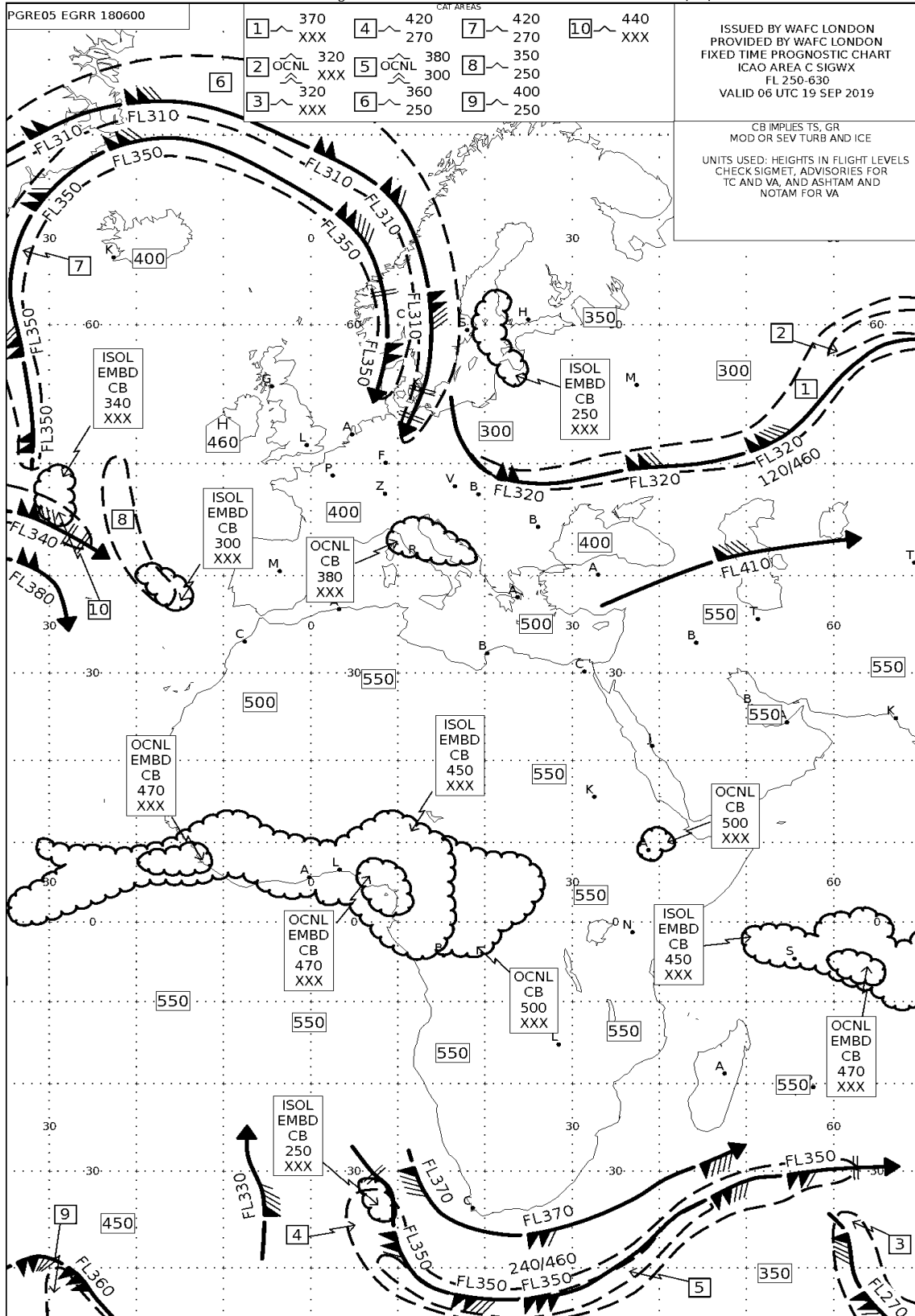


Grafikon 5: Ovisnost visine krstarenja o temperaturi zraka i masi zrakoplova

Izvor: [13]

4.4. Utjecaj vjetra

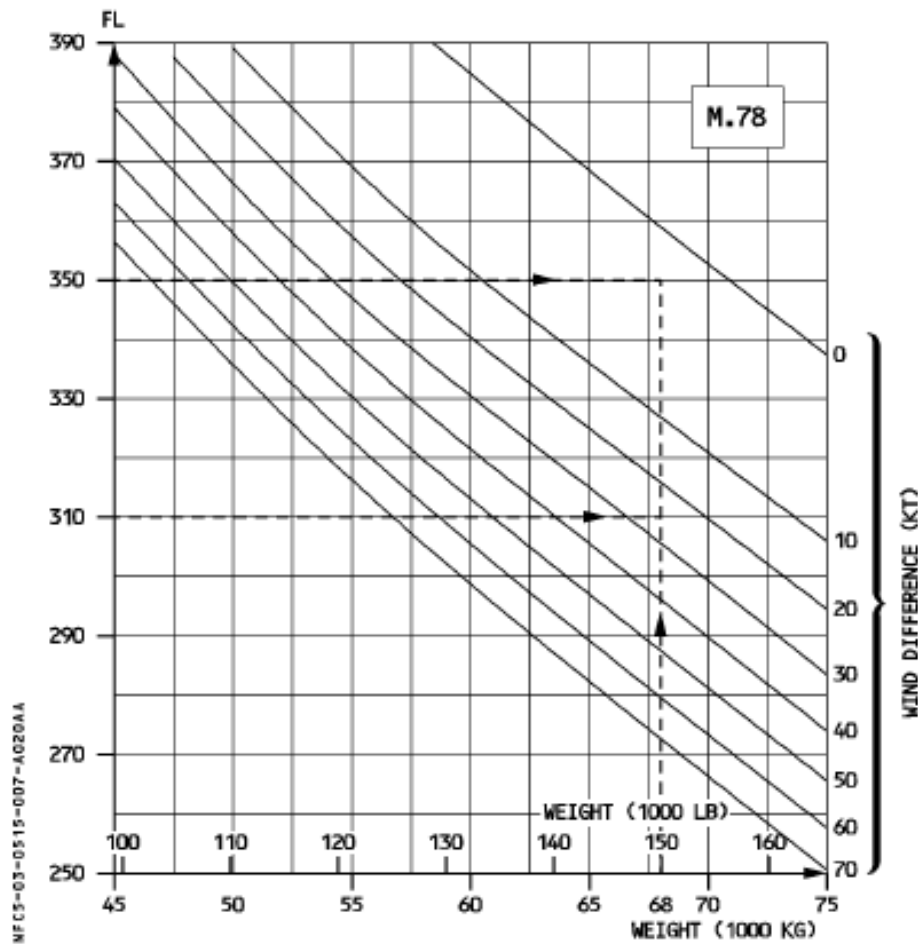
Vjetar ima značajan utjecaj na performanse zrakoplov prilikom krstarenja ovisno o smjeru, te može biti čeon ili leđni. Leđni vjetar povećava brzinu kretanja zrakoplova i omogućuje veći dolet, odnosno smanjenja je potrošnja goriva i vrijeme letenja između dva odredišta. Dok čeon vjetar povećava otpor zrakoplova čime se traži veći potisak, koje dovodi do povećanja troška goriva, produljenja leta i smanjuje dolet. Sila vjetra različita je po visinama krstarenja. Stoga zračne kompanije kada izrađuju planove leta, određuju razinu leta ovisno o meteorološkim uvjetima koji vladaju na danim optimalnim visinama leta. Meteorološka karta s podacima koju koriste piloti zrakoplova, kako bi prilagodili putanju krstarenja sa što manjim negativnim utjecajem vjetra, prikazana na slici 15. Ako je vjetar nepovoljan na optimalnoj visini, traži se nova optimalna visina leta pri kojoj su meteorološki uvjeti povoljni i mogu po troškovnim indeksima biti isplativiji nego oni koji su dani u FCOM priručnicima od strane proizvođača zrakoplova. Na grafikonu 6 je dan primjer sa zrakoplovom koji ima masu 68 tona, te se na razini leta tj. FL 350 suočava s čeonim vjetrom jačine 10 čvorova. Nova optimalna visina za krstarenje, očitava se s grafa i nalazi se na FL310. [14]



Slika 15: Meterološka situacija na visokim razinama leta

Izvor: <https://www.theairlinepilots.com/sigwx.php>

WIND ALTITUDE TRADE FOR CONSTANT SPECIFIC RANGE



GVEN : Weight : 68000 kg (150 000 lb)
 Wind at FL350 : 10 kt head
FIND : Minimum wind difference to descend to FL310 : $(26 - 3) = 23$ kt
RESULTS : Descent to FL310 may be considered provided the tail wind at this altitude is more than $(23 - 10) = 13$ kt.

Akt
Idite

Grafikon 6: Prikaz optimalne visine ovisno o vjetru

Izvor: [13]

4.5. Stanje strukture zrakoplova

Površina strukture zrakoplova bitno utječe na performanse zrakoplova u krstarenju. Zrakoplovi tijekom eksploatacije su suočeni s pogoršanjem vanjske strukture zrakoplova. Vrste oštećenja koje mogu doprinijeti pogoršanju strukture zrakoplova: dolazi do ispadanja matica koji učvršćuju strukturu zrakoplova, udar ptice, udar vozila čime ti dijelovi zrakoplova više

nikad neće imati iste aerodinamične performanse, ljuštenju boje, prljavštini i različitim materijalima po strukturi zrakoplova. Tijekom leta navedene anomalije stvaraju veći otpor koji dovodi do veće potrošnje goriva. Stoga se zrakoplov prije svakoga leta pregledava i kompanije redovito šalju zrakoplove na popravak vanjske oplata i lakiranje.

4.6. Značajke novih generacija motora

Razvoj tehnologije omogućuje efikasnija i ekonomičnija putovanja zrakoplovom. Glavni faktori koji su omogućili brži i bolji način putovanja su novi lakši materijali od kojih je izgrađen trup zrakoplova. Uz pomoć kompozitnih materijala mlazni motori troše manju količinu goriva tijekom krstarenja zbog smanjenja ukupne mase zrakoplova. Također mlazni motori su napredovali u svojoj veličini, otpornosti na visoke temperature zbog primjene novih materijala prilikom izrade te načinu proizvodnje pojedinih komponenta uz pomoć novih tehnologija kao što su 3D printeri. Moderni mlazni motori imaju manju potrošnju goriva, sposobnost leta na većim optimalnim visinama, veću brzinu krstarenja te veći dolet. Tako primjerice Airbusov A320neo troši 20% manje goriva po sjedalu, ima veći dolet od 500 NM za razliku od stare verzije Airbusa A320. Također su manji troškovi održavanja i buka koju motor proizvodi smanjenja je za 50%. Airbus A320 neo pokreću CFM International's LEAP-1A i PurePower PW1100G-JM iz tvrtke Pratt & Whitney. [15] U tablici 3 vidimo razliku između stare verzije Airbusova A320 i nove serije A320neo.

Tablica 3 :Usporedba zrakoplova stare i nove generacije Airbusa A320

	Airbus A320	Airbus A320neo
Potisak po motoru	120 kN / 27000 lbf	121 kN / 27120 lbf
Ukupni potisak	240 kN / 54000 lbf	242 kN / 54240 lbf
MTOW	77000 kg / 170000 lbs	78000 kg / 172000 lbs
Dolet	5700 km / 3078 NM	6850 km / 3699 NM
Brzina krstarenja	Ma 0,78	Ma 0,82

Izvor: <https://simpleflying.com/airbus-a320-vs-a320neo/> (10.09.2019.)

Drugi primjer zrakoplova koji je pomaknuo granice je Boeing 787 Dreamliner kojega pokreće mlazni motor tvrtke GE aviation pod nazivom GENx, te za razliku od svojega prethodnika ima 15% manju potrošnju goriva. GENx koristi nove materijale koji ga čine lakšim od prethodnika i povećavaju iskoristivost goriva tijekom leta. Također je prvi zrakoplov kojem su lopatice kompresora izrađene od karbonskih vlakana. Dobar dio težine se uštedio na

niskotlačnoj turbini čije su lopatice izrađene od lakših materijala kojiima tehnologija izrade omogućava rad pri visokim temperaturama. [16] Boeing 787 *Dreamliner* je napredovao u većoj brzini krstarenja, 20-25% smanjio potrošnju goriva po sjedalu te povećao iskoristivost goriva za 10%. Boeing 787 ima veću visinu krstarenja te povećanu optimalna brzinu krstarenja u intervalu od 488kts do maksimalnih 515kts. [17] U tablici broj 4 prikazani su podaci o performansama motora Boeinga 787 *Dreamliner*.

Tablica 4: Tablica perfromansi zrakoplova Boeing 787-*Dreamliner*

Vrsta motora	2 Turbofan Engines	
Model motora	General Electric GEnx-1B70	
Potisna sila	321,6 kN	723000 lbf
Maksimalna brzina krstarenja	973,8 km/h	515 kts 592,65 mph
Mmo (max. Mach)	Mach 0,9	
Max visina krstarenja	13137 m	43100 ft
Dolet	13621 km	7355 NM

Izvor: http://www.flugzeuginfo.net/acdata_php/acdata_boeing_7878_en.php (10.09.2019.)

Treći primjer je najnoviji zrakoplovni motor koji je još u fazi testiranja naziva GE 9X koji će imati najveću iskoristivost kerozina, 10% veću iskoristivost sagorijevanja, te smanjiti potrošnju goriva za 5% u odnosu na današnje nove modele. Motor će se ugrađivati u Boeing -ov zrakoplov 777X, koji će postati najveći i najučinkovitiji širokotrupni zrakoplov s dva motora. [18] Na slici 13. može se vidjeti zašto će GE 9X biti najveći motor na svijetu, te će se zbog svoje veličine morati ugrađivati ispred krila zrakoplova. Na slici 16. je ugrađen na zrakoplov Boeing 747, radi testiranja.



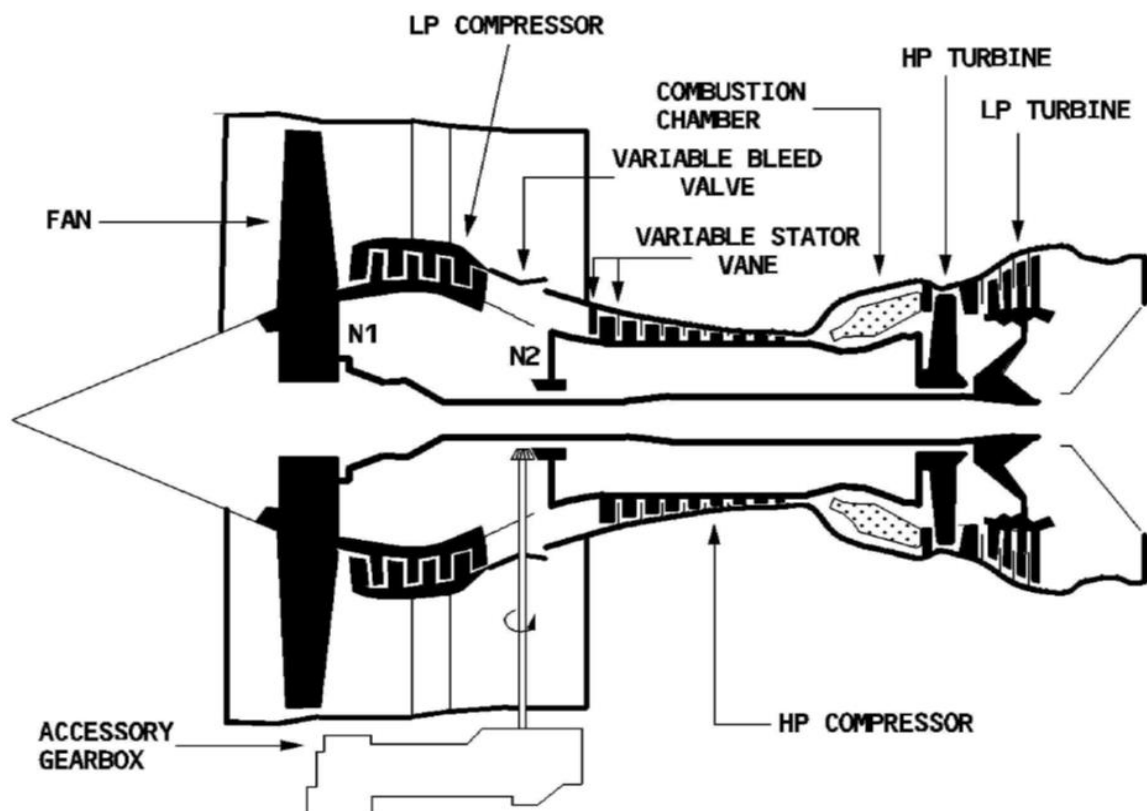
Slika 16: Veličina GE 9x usporedbi s GE CF6

Izvor: <https://www.ainonline.com/aviation-news/air-transport/2018-07-11/ge-prepares-second-phase-ge9x-flight-testing> (10.09.2019.)

5. Analiza performansi mlaznoga motora na predmetnim letovima

Analiza performansi mlaznoga motora na predmetnim letovima je temelj ovog diplomskoga rada u kojem je prikazana stvarna potrošnja goriva u odnosu na planiranu potrošnju iz FCMO priručnika. U stvarnome letu koja ovisi o različitim faktorima: brzini, optimalnoj visini, vjetru, starosti motora zrakoplova, načinu održavanja, stupnju povećanja otpora zrakoplova zbog promjene aerodinamične strukture, temperaturi zraka, relaciji i vjetrovima.

Naziv analiziranoga mlaznoga motora je CFM56-5A, te je njegov presjek vidljiv na slici 17. Iz slike je vidljivo da analizirani motor CFM56 pripada skupini dvovratilnih turboventilatorskih motora s visokim stupnjem optočnosti. CFM56 je najprodavaniji mlazni motor u svijetu, te se koristi u zrakoplovstvu zadnjih četrdeset godina. Pokreće uskotrupne zrakoplove Airbusa A320 obitelji i nove zrakoplove Boeingove 737 serije. CFM56 upravo su najprodavaniji i drže korak s vremenom radi više verzija CFM56 mlaznoga motora.



Slika 17: CFM56-5A

Izvor: OP-PSU-004 - Airbus FCOM, rev.08APR19 (16.05.2019)

Svaki FCMO posjeduju tablicu (Tablica 5.) iz koje posada zrakoplova računa predviđenu potrošnju goriva, stvarnu brzinu prema standardnoj atmosferi i njezinim uvjetima.

Tablica 5: Prikaz podataka za vrijeme krstarenja na određenim visinama

CRUISE - M.78												
MAX. CRUISE THRUST LIMITS NORMAL AIR CONDITIONING ANTI-ICING OFF						ISA CG=33.0%		N1 (%) KG/H/ENG NM/1000KG		MACH IAS (KT) TAS (KT)		
WEIGHT (1000KG)	FL290		FL310		FL330		FL350		FL370		FL390	
50	80.3	.780	80.2	.780	80.0	.780	80.0	.780	80.5	.780	81.7	.780
	1280	302	1188	289	1106	277	1035	264	978	252	939	241
	180.3	462	192.6	458	205.1	454	217.2	450	228.7	447	238.3	447
52	80.5	.780	80.3	.780	80.3	.780	80.3	.780	80.9	.780	82.2	.780
	1290	302	1199	289	1119	277	1048	264	995	252	961	241
	179.0	462	190.9	458	202.8	454	214.4	450	224.9	447	232.8	447
54	80.7	.780	80.5	.780	80.5	.780	80.6	.780	81.3	.780	82.7	.780
	1299	302	1209	289	1132	277	1064	264	1013	252	986	241
	177.7	462	189.2	458	200.3	454	211.3	450	220.7	447	226.9	447
56	80.9	.780	80.7	.780	80.8	.780	80.9	.780	81.8	.780	83.2	.780
	1309	302	1221	289	1146	277	1080	264	1034	252	1015	241
	176.3	462	187.3	458	198.0	454	208.1	450	216.3	447	220.4	447
58	81.0	.780	81.0	.780	81.0	.780	81.3	.780	82.2	.780	83.8	.780
	1320	302	1235	289	1160	277	1098	264	1058	252	1048	241
	174.9	462	185.4	458	195.6	454	204.8	450	211.5	447	213.3	447
60	81.2	.780	81.2	.780	81.3	.780	81.7	.780	82.7	.780	84.5	.780
	1331	302	1249	289	1176	277	1117	264	1083	252	1083	241
	173.4	462	183.3	458	192.9	454	201.3	450	206.5	447	206.5	447
62	81.4	.780	81.4	.780	81.6	.780	82.1	.780	83.2	.780	85.1	.780
	1344	302	1262	289	1193	277	1139	264	1113	252	1120	241
	171.8	462	181.3	458	190.1	454	197.4	450	201.1	447	199.7	447
64	81.6	.780	81.7	.780	82.0	.780	82.6	.780	83.8	.780	85.9	.780
	1357	302	1277	289	1211	277	1163	264	1146	252	1157	241
	170.1	462	179.2	458	187.3	454	193.4	450	195.1	447	193.3	447
66	81.8	.780	81.9	.780	82.3	.780	83.0	.780	84.3	.780		
	1371	302	1293	289	1230	277	1188	264	1181	252		
	168.3	462	176.9	458	184.4	454	189.2	450	189.4	447		
68	82.0	.780	82.2	.780	82.7	.780	83.4	.780	84.9	.780		
	1385	302	1310	289	1252	277	1216	264	1217	252		
	166.7	462	174.7	458	181.2	454	184.8	450	183.7	447		
70	82.2	.780	82.5	.780	83.2	.780	83.9	.780	85.6	.780		
	1400	302	1328	289	1276	277	1250	264	1254	252		
	164.9	462	172.3	458	177.7	454	179.9	450	178.3	447		
72	82.5	.780	82.9	.780	83.5	.780	84.5	.780	86.3	.780		
	1416	302	1348	289	1302	277	1285	264	1292	252		
	163.0	462	169.8	458	174.3	454	175.0	450	173.1	447		
74	82.8	.780	83.2	.780	83.9	.780	85.0	.780				
	1433	302	1369	289	1329	277	1320	264				
	161.1	462	167.2	458	170.7	454	170.2	450				
76	83.0	.780	83.6	.780	84.4	.780	85.6	.780				
	1451	302	1392	289	1360	277	1358	264				
	159.1	462	164.4	458	166.7	454	165.6	450				
LOW AIR CONDITIONING ΔFUEL = - 0.5 %						ENGINE ANTI ICE ON ΔFUEL = + 2 %			TOTAL ANTI ICE ON ΔFUEL = + 4.5 %			

Izvor: [19]

Tako za primjer možemo uzeti da zrakoplov leti na razni leta FL370, ukupna mase 60 tona, s time da mu je u spremniku ostalo 4,5 tone goriva pri ISA uvjetima. Iz tablice ćemo očitati da je predviđena potrošnja za jedan motor 1083 kg/h, što znači da će dva motora trošiti 2166 kg/h, pri čemu je optimalna brzina zrakoplova 447 KTS. Na tablici 5 crvenim krugovima su označeni očitani podaci za potrošnju goriva i brzinu zrakoplova dok je dolet za jednu tonu goriva označen plavim krugom. Kako bi izračunali dolet iz tablice prepisujemo koliko 206,5 NM/1000 i množimo s ostatkom goriva u rezervoaru koji iznosi 4,5 tone ili 4500 kg. Zbroj ta dva broja daje dolet od 929,25 NM. [19]

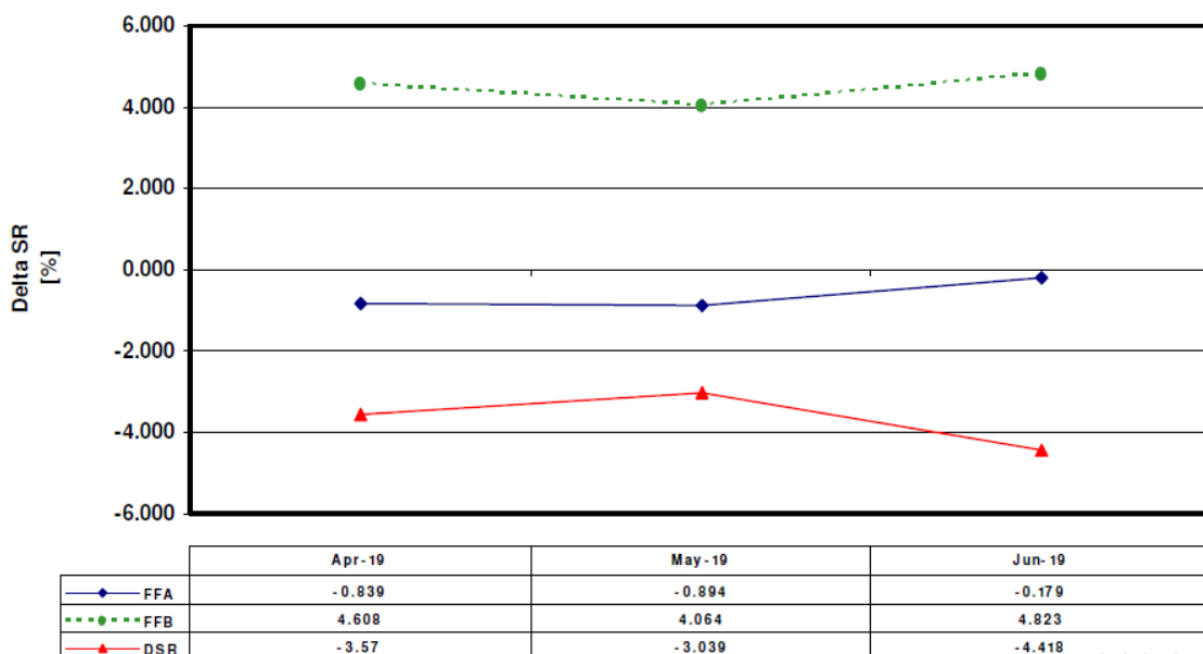
Kako ne bi došlo do pogreške pri izračunu tablice se redovito moraju ažurirati na temelju održavanja zrakoplova, starosti motora, stanju strukture zrakoplova, statistikama vođenim od posade, službe za gorivo unutar kompanije. Neodgovornim ponašanjem u najgorem slučaju može doći do pada zrakoplova zbog nedostatka goriva. U tablici 6. su prikazani rezultati dobiveni analizom *Aircraft Performance Monitoring* (APM) za zrakoplove u floti Airbus te su utvrđene nove vrijednosti za *Performance Factor* (PF). PF prikazuje koliko posto zrakoplov troši više goriva zbog starosti, stanja strukture motora, trošenja materijala, vremena od zadnjeg servisa. *Fuel Factor* na primjeru zrakoplova Golf se dobiva tako što se uzme PF postotak koji je u ovom slučaju 4%, te se on pomnoži s 1000kg/h te kao rezultat povećanja potrošnje goriva dobivamo 1040 kg/h ,odnosno povećala se potrošnja goriva za 40kg/h.[19]

Tablica 6: Analiza performansa i faktora goriva na predmetnim zrakoplovima

Naziv	PF (<i>Performance factor</i>)	FF (<i>Fuel Factor</i>)
Golf	4,0	1040
Hotel	2,7	1030
India	2,7	1027
Juliett	2,3	1023
Kilo	3,7	1037
Lima	2,2	1020

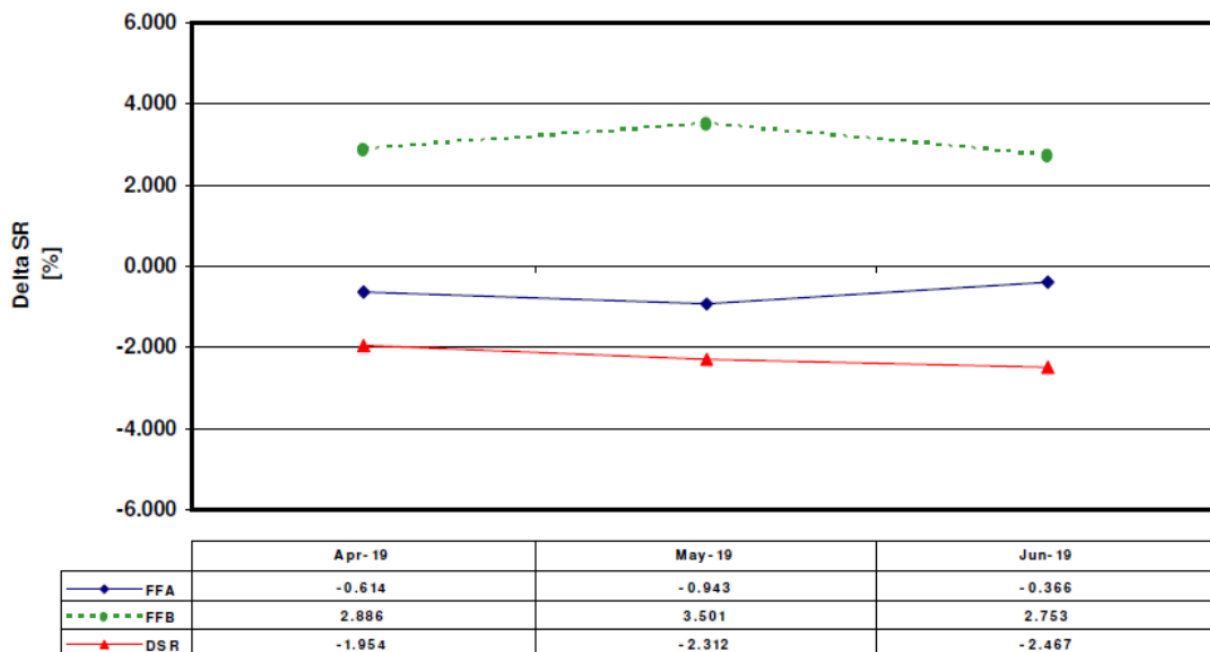
Vrijednosti za PF uključuju i sve potrebne korekcije koje je odredio Airbus (FCOM, DSC-22_20-40-30), te stoga nije potrebno vršiti daljnju korekciju. Podaci o PF se unose preko *company notam-a* i sastavni su dio *briefing package-a* s pilotima. PF se unosi u MCDU zrakoplova prije pokretanja motora kako bi se nove programirane vrijednosti odgovarale vrijednostima iz tablice. Izvršena je korekcija FF u *LIDO Flight Planning-u* i s time se za

zrakoplove za planove leta kalkulira veća potrošnja i veća količina goriva u planu leta. *Performance factor* koji se unosi u *LIDO Flight planning system* u stvari je *fuel factor* (FF) dobiven APM analizom. Grafički prikaz rezultata APM-a, sveden na mjesečne prosjeke, dan je u idućim grafikonima. U Grafikonu 7. nalazi su podaci APM-a za zrakoplov pod nazivom Kilo, grafikon 8. predstavlja zrakoplov Lima, grafikon 9. predstavlja zrakoplov Juliett. Plava crta u grafikonu opisuje devijaciju potrošnje goriva kroz mjesece ovisno o stanju aerodinamične površine zrakoplova. Zelena crta prikazuje potrošnju goriva ovisno o stanju mlaznoga motora zrakoplova te crvena crta prikazuje degradaciju doleta kroz mjesece.

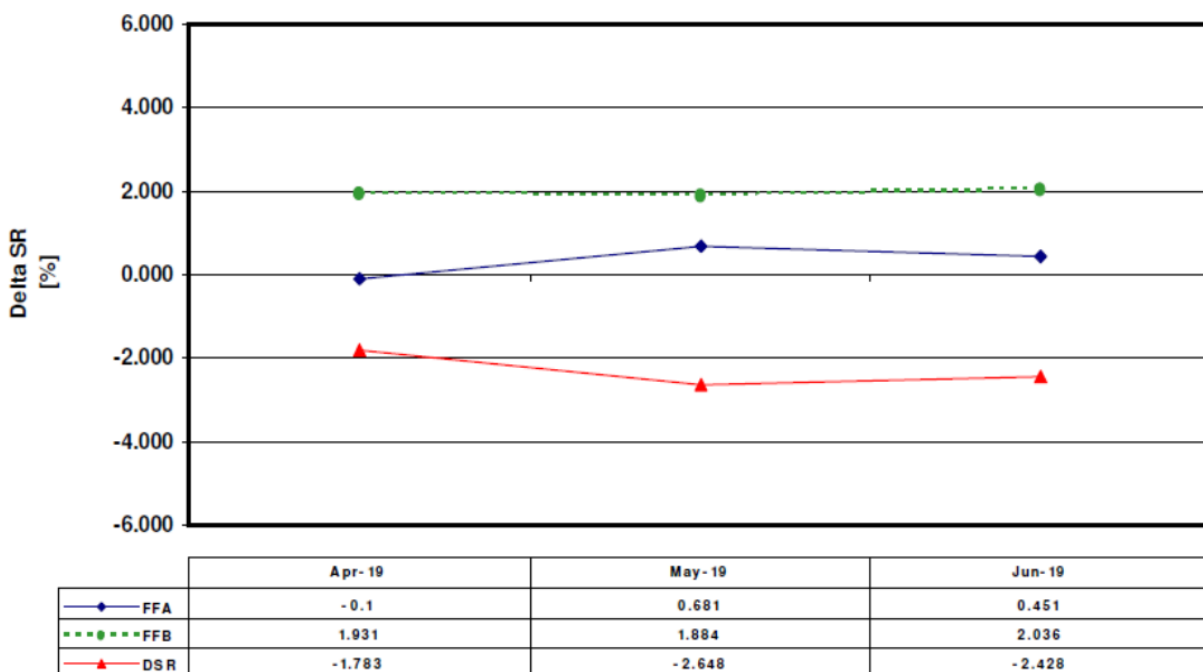


Aktivirajte s
Idite u postavki

Grafikon 7: Zrakoplov Kilo



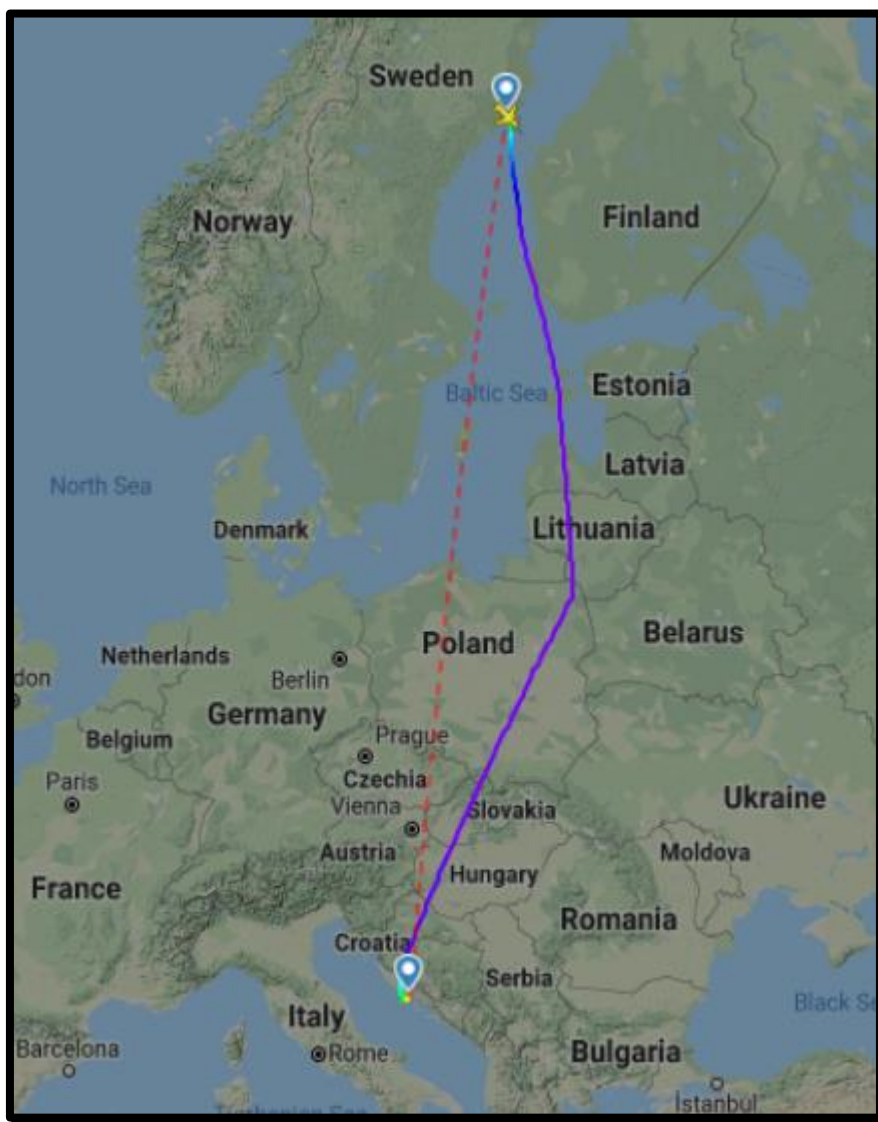
Grafikon 8: Zrakoplov Lima



Grafikon 9: Zrakoplov Juliett

5.1. Stvarni letovi i njihova potrošnja goriva

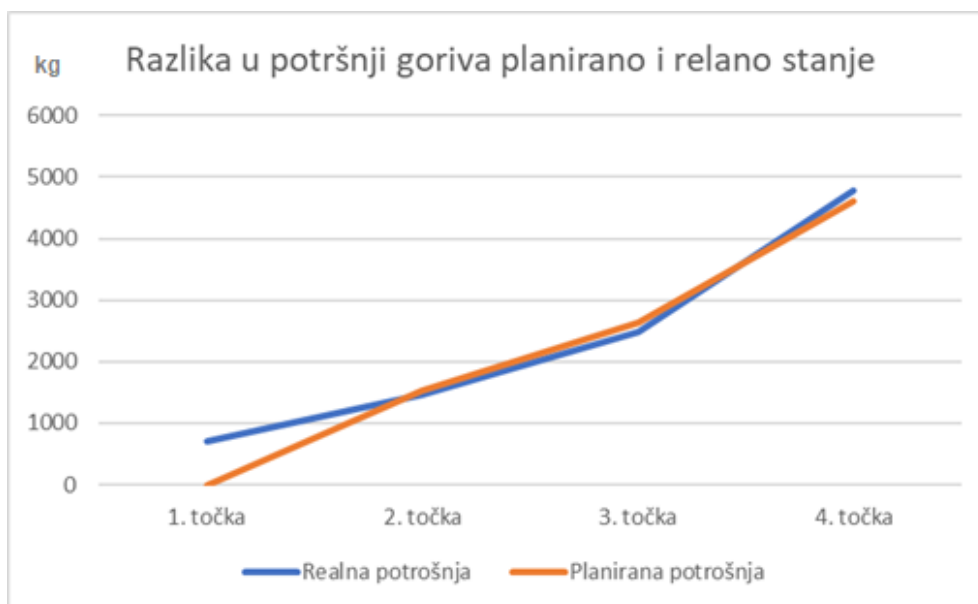
U ovom ulomku na primjerima stvarnih letova bit će opisana razlika potrošnje goriva tijekom krstarenja u odnosu na planiranu potrošnju koja je dobivena iz LIDO *Flight planinga*. Stvarnu potrošnju goriva zapisivali su piloti zrakoplova očitavajući je s uređaja u kabini zrakoplova. Tijekom istraživanja provodila se analiza na više predmetnih letova, ali su u radu opisana samo tri primjera koja imaju bitna odstupanja od planiranog rezultata. Prvi zrakoplov naziva Juliett je letio na relaciji iz norveškoga grada Molde do Splita. Dolet ovog zrakoplova je bio 2268 kilometara od polijetanja do slijetanja u trajanju od 3 sata i 3 minute. Krstario je na razinama leta FL 350 i FL 360. Njegovu relaciju putovanja možemo vidjeti na slici 18.



Slika 18: Ruta zrakoplova Juliett

Izvor: <https://www.flightradar24.com/data/flights>

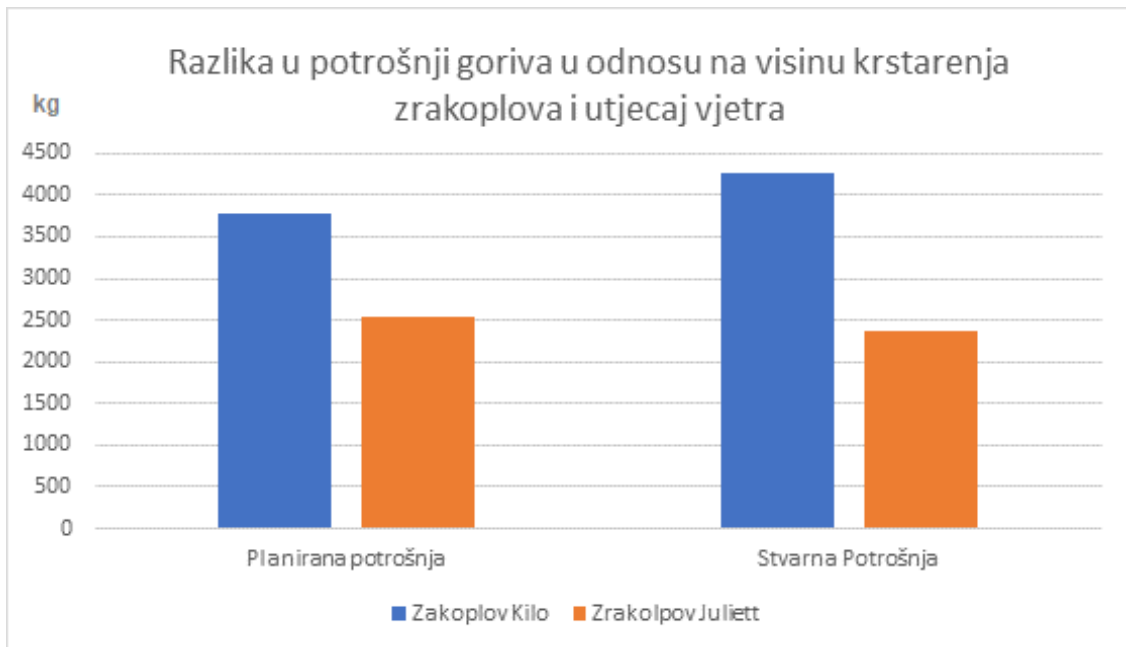
Zapisi pilota govore da se s aerodroma polijetanja krenulo s 10900 litara kerozina, a na aerodrom slijetanja došlo s 4240 litara kerozina. Također zapisi govore da je početkom krstarenja let bio na razini FL350 ploveći s prosječnom brzinom krstarenja od 450kts do 460kts ovisno u vjetru. Iz prvog zapisa je vidljivo da je u 19 minutna (1. točka) krstarenja potrošio 700 litara goriva te preletio približno 260km. Nakon idućeg mjerenja koje je trajalo 17 minuta (2. točka) zrakoplov je potrošio 760 litara. Vidimo da je razlika 60 litara u odnosu na prijašnje mjerenje u kojem se prevalilo i više kilometar, što znači da je zrakoplov troši više goriva radi veće brzine leta koja je dostizala i 465kts. U idućih 25 minuta (3. točka) zrakoplov mijenja orijentaciju leta prema jugozapadu i penje se na razinu više odnosno na FL360. Na višoj razini leta postiže veću brzinu i leti brzinama oko 470kts čime pada prosječna potrošnja goriva. U ovom intervalu zrakoplov je potrošio 1020 litara. U idućih sat (4. točka) vremena prosječna potrošnja goriva i dalje nastavlja padati. Ukupno u fazi krstarenja realno se potrošilo 4780 litara kerozina, dok po planu leta prognozirana potrošnja kerozina iznosila je 4604 kg što je za 176 kg manje. Upravo ta razlika se može vidjeti na grafikonu 10 gdje plava crta predstavlja realnu potrošnju tijekom krstarenja, a narančast planiranu potrošnju. Vidimo da pravac stvarne potrošnje goriva ima veće promjene tijekom leta u nagibu pravca planirane potrošnje goriva. Razlog tomu je što su u planu leta približno točno opisani meteorološki uvjeti u odnosu na stvarne koji su se dogodili tijekom leta. Putanja zrakoplova je podložna promjeni od strane oblasne kontrole u odnosu na stvarnu putanju leta. Zbog toga nije moguće predvidjeti točnu putanju i brzinu zrakoplova, koja je tijekom krstarenja korigirana od strane oblasne kontrole zračnoga prometa.



Grafikon 10: Razlika u planiranoj i stvarnoj (realnoj) potrošnji goriva

Iduća dva leta su se odvijala između iste točke A i B, u oba smjera u istome danu te skoro identičnim vremenskim uvjetima. Zrakoplov naziva Lima na prvoj relaciji od točke A do točke B letio ukupno 2 sata i dvije minute te je u fazi krstarenja potrošio 4340 litara kerozina, dok je planirano bilo 4254 litara kerozina. Isti zrakoplov Lima je letio na relaciji od točke B do točke A, na višim razinama leta, ukupnom težom masom zrakoplova i s čeonim vjetrom, te je prešao 30 NM više. Njegov let je trajao ravno 3 sata, što je za 58 minuta dulji let. Njegova potrošnja predviđena u planu leta je veća za 232 kg/h. Kako bismo napravili analizu uzeli smo podjednako vrijeme u fazi krstarenja za oba leta. Prvi let od točke A do točke B u fazi krstarenja provodi 105 minuta te sagorio ukupno 4254 kilograma goriva. Drugi dio leta od točke B do A uzimamo dio krstarenja u kojem zrakoplov provodi 109 min i pri tome potroši 4700 kilograma goriva. Ova razlika u potrošnji od 446 litara kerozina u krstarenju nam ukazuje koliko vjetar, veća težina zrakoplova i viša nadmorska visina utječu na potrošnju goriva odnosno zahtijevaju bolje performanse motora. Treba napomenuti da je zrakoplova na relaciji od točke B do točke A zbog smanjenog obujma prometa odobren let na većoj nadmorskoj visini za 3000 ft u odnosu na zrakoplov koji je krstario iz točke A do točke B.

Idući primjer leta je zrakoplova pod nazivom Kilo koji krstari na nižim razinama leta. Zrakoplov Kilo održava razinu krstarenja na FL270. Znajući da zrakoplov leti ispod svoje optimalne visine potrošnja goriva će nam biti veća nego da zrakoplov leti na većim razinama leta. Tako zrakoplov Kila na relaciji od 888 km ukupno potrošio 5700 kg goriva. Zrakoplov Kilo je proveo u razini krstarenja 78 minuta leta pri čemu je potrošio 4260 kg goriva. Planirani prosjek potrošnje iz plana leta iznosio je 2908 kg/h. Zrakoplov Juliett je na istoj relaciji planiranu potrošnju imao 2319 kg/h. Međutim Juliett je krstario na većim visinama odnosno na FL od 350 do 390, te je za 60 min u razini krstarenja potrošio 2360kg/h dok je planirana potrošnja iznosila 2550 kg/h. Razlika od 18 minuta leta u razini krstarenja proizlazi iz utjecaja vjetra i veće brzine zrakoplova Juliett. Leđni vjetar je omogućio veću ekonomsku brzinu zrakoplova, pri kojoj je potrošnja goriva bila ujedno i manja zbog manje potrebe za snagom mlaznoga motora. Grafikon 11. najbolje prikazuje veliku razliku u količini potrošnji goriva između dva zrakoplova Kilo i Juliett pri različitim visinama krstarenja i vjetru koji je pogodovao zrakoplovu Juliett.



Grafikon 11: Razlika u potrošnji goriva u odnosu na visinu krstarenja zrakoplova i utjecaj vjetra

5.2. Usporedba potrošnja goriva različitih vrsti zrakoplova

Opisujući značajke novih mlaznih motora, vidimo da su napredovali u smanjenju potrošnje goriva, povećanju brzine krstarenja, većem doletu, optimalna visina krstarenja je moguće na većim razinama leta, mlazni motori proizvode veći potisak.

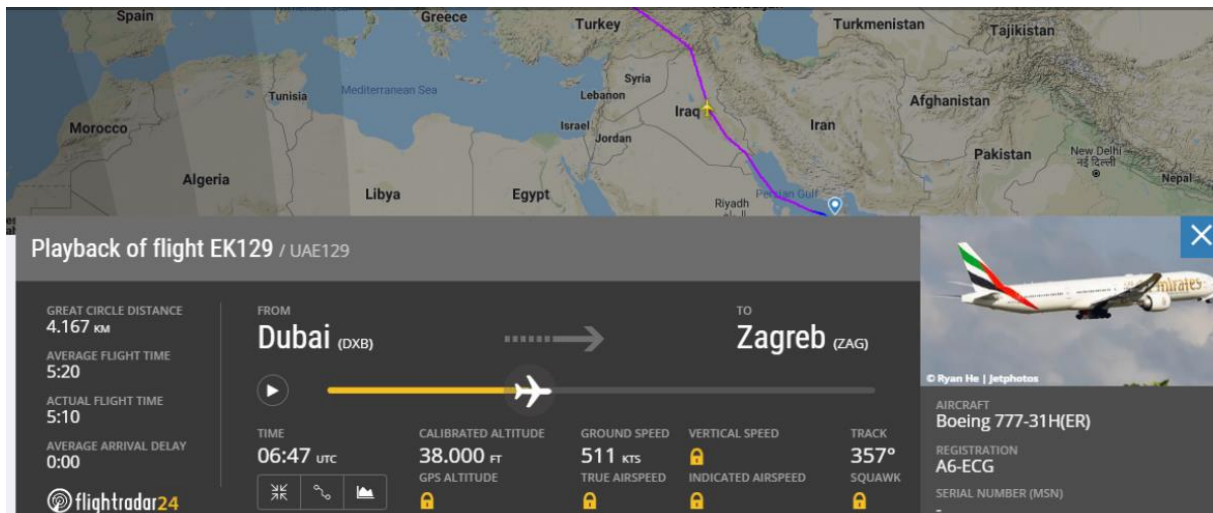
Airbus A380 ima mogućnosti postizanja najvećih optimalnih visina leta, ali on s četiri motora prosječno troši od 11000 kg/h do 12000 kg/h goriva, ali ujedno postiže maksimalnu brzinu krstarenja od 1050 km/h na razini leta od FL430, točnije na 43100 ft nadmorske visine. Optimalna brzina krstarenja zrakoplova Airbusa A380 je 0,85 Mach koja ovisno i atmosferskim uvjetima i masi korisnoga tereta postiže na visinama od FL350 do FL430 . Njegova potrošnja može značajno rasti na nižim razinama leta. Slika 19. prikazuje kako posada u zrakoplovu Airbus A380 može definirati podatke koji su joj potrebni za fazu krstarenja. Prosječna potrošnja svakoga pojedinog motora na Airbusa A380 iznosi minimalno 50 kg/min. Tako na slici za ISA +10 vremenskim uvjetima zrakoplov na FL350 ima *Cost Index* 160. Brzina zrakoplova je postavljena u ekonomsku varijantu pri čemu mlazni motori iskorištavaju 80,438% svoje snage za stvaranje vučne sile potiska. Jedan motor pri danim uvjetima troši 3649 kilograma goriva po satu, dok sva četiri troše 14597 kg/h. [20]



Slika 19: Prikaz sučelja za izračun potrošnje goriva u kabini zrakoplova Airbus A380

Izvor: [20]

Boeing 777-300ER koji leti na relaciji Dubai – Zagreb krstari na razini leta FL360 cijelim putem, s brzinom između 465 kts i 480 kts. Njegova optimalna brzina tijekom krstarenja iznosi 0,82 Mach, koji postiže na visinama krstarenja između FL370 i FL410. Za vrijeme krstarenja njegova dva motora prosječno potroše 7020 kg/h kerozina. Uzimajući u obzir da zrakoplov tijekom krstarenja iznad Azije leti većim brzinama, dok ulaskom na europsko nebo smanjuje brzinu zbog većeg gustoće prometa i pravila letenja postavljenih od oblasnih kontrola. [26] Analizom ostalih letova na istoj relaciji nalazimo na odstupanja kada zrakoplov krećući se na FL380 stvara veću brzinu leta do 500 i više čvorova i stiže na odredište 10 minuta prije prosječnoga vremena leta. Prosječan *cost indeks* Boeinga 777 tijekom krstarenja iznosi 100. Primjer takvog leta dan je na slici broj 20. [21]



Slika 20: Let EK129

Izvor: <https://www.flightradar24.com/data/flights/ek129#221b0be2>

Novi motori Airbusa A320neo prosječno troše 2500 kg/h, na razini leta FL360 do FL410. Kreću se optimalnom brzinom od 0,78 Mach do 0,82 Mach, što su relevantne brzine u kts od 447 kts do 470 kts, što ne znači da zrakoplov ne može postizati veće brzine leta. Zrakoplov Airbus A320 je preletio udaljenost od 660 NM istu kao i Boeing 737 Max 7. Boeing 737 Max 7 se s istom količinom tereta potrošio 4342 kg kerozina te se pokazao kao veći potrošač goriva od Airbusa A320neo koji je potrošio 4228 kg kerozina.[21]

De Havilland Comet je prvi mlazni zrakoplov koji se serijski proizvodio. Sastajao se od četiri motora britanske tvrtke Rolls-Royce. Tada revolucionaran zrakoplov je mogao najviše prevesti 99 putnika pri čemu bi trošio 4400 kg/h goriva. Njegova prva inačica Comet 1 pri minimalnoj brzini potrebnoj za krstarenje imao dva ekstrema tako je pri masi od 30500 kg, na razini leta FL449 pri 845 km/h je sagorijevao 2615 kg/h goriva na ISA -10 atmosferskim uvjetima. Drugi primjer ekstrema je pri masi od 45000 kg, razini leta FL240, te brzini 667 km/h je sagorijevao 3745 kg/h goriva pri ISA +30 atmosferskim uvjetima. Za usporedbu današnji zrakoplovi koji prevoze oko 100 putnika s dva mlazna motora troše puno manje što je dokaz razvitka mlaznih motora te značajno poboljšanje performansa mlaznih motora. Na primjer zrakoplov Airbus A318 troši duplo manje goriva nego de Havilland Comet 4 čiju usporedbu po specifikacijama možemo vidjeti u tablici 7. Airbus A318 troši 2200 kg/h u fazi krstarenja. [22]

Tablica 7: Usporedba de Havillanda Comet 4 i Airbusa A318

Tip zrakoplova	De Havilland Comet 4		Airbus A318	
Broj putnika	78 max. 99		90 -110	
Broj motora	4		2	
Model motora	Rolls-Royce Avon 524		Pratt & Whitney PW6000	
Potisna sila	51,2 kN	11500 lbf	96,1 kN	21600 lbf
Brzina	900 km/h	486 kts	900 km/h	486 kts
Visina leta	12192 m	40000 ft	12131 m	39800 ft
Dolet	5186 km	2800 NM	5950 km	3213 NM

Izvor: http://www.flugzeuginfo.net/acdata_php/acdata_a318_en.php

6. Zaključak

Razvojem tehnologije uvelike su pridonijeli razvoj pogonskih sustava zrakoplova odnosno motora. Mlazni motori su u svojih osamdeset godina postojanja u zračnom prometu promijenili način putovanja. Današnji mlazni motori prate razvitak tehnologije u stopu. Mlazni motori s poboljšanim performansama postaju ekološki prihvaćeniji svakom novom generacijom.

Opisivanje načina rada motora na razinama krstarenja, došli smo do zaključka da zrakoplova ima najmanju potrošnju goriva na većim visinama, pri optimalnoj brzini za određenu visinu. U prošlosti zrakoplovi nisu krstarili na većim razinama leta, jer struktura zrakoplova podnosi visoku kompresiju i dekompresiju zbog tlaka zraka čime se smanjivao eksploatacijski vijek zrakoplova. Današnji kompozitni materijali koji su puno čvršći, te su na manje mjesta povezani omogućili su krstarenje na višim razinama. Osim što su čvršći, kompozitni materijali su puno lakši čime je struktura zrakoplova lakša i optimalna visina krstarenja raste. Povećanjem optimalne visine krstarenja mlazni motori imaju veću ekonomičnu brzinu, čime se smanjuju ukupni troškovi prilikom leta zrakoplova. Osim što novi mlazni motori sagorijevaju manje goriva, oni ga tijekom leta manje i troše.

Zrakoplovi na kojima je bila prikazana potrošnja goriva s obzirom na visinu leta, temperaturu, masu korisnoga tereta, utjecaj vjetra imaju veću potrošnju nego na početku eksploatacije goriva zbog starosti motora, utjecaja strukture zrakoplova. APM analizom se utvrđuje što vodi do potrebe za većom količinom goriva, te se pravilnim održavanjem zrakoplova te vrijednosti mogu vratiti na početno stanje. Vrijednost korekcije za zrakoplov Lima je sa -4,5% promijenjena na 0%, za izračun planirane potrošnje goriva.

Na primjeru prvoga leta dokazano je da potrošnja goriva pada što više zrakoplov provodi vremena u krstarenju. Smanjenjem količine goriva u rezervoarima zrakoplova smanjuje se ukupna težina te zrakoplov Juliett prelazi s krstarenja s FL340 na FL360. FL360 više odgovara performansama motora jer zbog povećanja visine krstarenja, približio se optimalnoj visini krstarenja. Radi ovoga manevra zrakoplov Juliett je stvorio prosječno veću brzinu za 10 čvorova te smanjio posječenu potrošnju goriva za 3 kg/min leta.

Drugi primjer opisuje utjecaj vjetra tijekom faze krstarenja na zrakoplov Lima između dva odredišta. Dobiveni zaključak je da ledni vjetar osim što smanjuje potrošnju goriva, smanjuje vrijeme provedeno u krstarenju, povećava optimalnu brzinu leta i optimalnu visinu

leta. Dok će oni vjetar ima suprotna utjecaj na performanse mlaznoga motora. Što nam dokazuje razlika u potrošnji goriva od 446 kilograma većoj pri čeonom vjetru u fazi krstarenja.

Treći primjer leta prikazuje usporedbu između Zrakoplova Juliett i Kilo. Zrakoplov Juliett je letio na razini leta FL 270 koja je znatno niža od optimalne visine leta, čime je došlo do veće potrošnje goriva prosječno 14 kg/min leta tijekom krstarenja u odnosu na let pri optimalnoj visini kakav je izvršio zrakoplov Kilo.

Analizom različitih tipova modernih zrakoplova s obzirom na njihov broj motora i duljinu doleta, te brzinu prilikom krstarenja zaključili smo da zrakoplovi kao što su Airbus A380 i Boeing 737 sa svojim većim motorima, prevozeći više tereta, postižući veće optimalne brzine i visine smanjuju gustoću prometa uskotrupnim zrakoplovima koji imaju nižu brzinu krstarenja i visinu krstarenja. Prosječno optimalna visina širokotrupnih zrakoplova je 2000 ft veća nego kod uskotrupnih mlaznih zrakoplova. Iako novi mlazni zrakoplovi kao Airbus A320neo i Boeing 737 trenutno smanjili tu razliku, koja će opet narasti dolaskom novih mlaznih motora i zrakoplova kao što su Boeing 777X i Airbus A350XWB.

Na kraju zaključujemo da se razvitkom mlaznih motora u budućnosti može smanjiti gužva na nebu te omogućiti lakše upravljanje zračnim prometom po horizontalnim slojevima zračnoga prostora. Razlog tome su performanse modernih mlaznih motora koje stvaraju veće optimalne brzine pri većim optimalnim visinama tijekom krstarenja, što će doprinijeti selidbi zračnog prometa na više razine leta od FL390 do FL410 ponajviše zbog interesa zračnih kompanija da na optimalnim visinama, troše optimalnu količinu goriva, kako bi im ukupni troškovi bili što manji. Ujedno će doprinijeti smanjenju gustoće prometa na nižim razinama leta gdje će prevladavati zrakoplovi s kratkim i srednjim doletom, te stariji zrakoplovi koji će vremenom zbog razlike u većoj potrošnji goriva biti neekonomičniji i ekološki neprihvatljivi.

Literatura

- [1] Owen, J. M.: Developments in aeroengines, Department of Mechanical Engineering, University of Bath, 2013.
- [2] Milojević, F.: Energjska analiza teorijskog Braytonova ciklusa desnookretnog procesa, Fakultet strojarstva i brodogradnje, Zagreb, 2016.
- [3] Stepančić, M.: Turbo-ventilatorski motor s reduktorom, diplomski rad, Fakultet strojarstva i brodogradnje, Zagreb, 2012.
- [4] Bazijanac, E.: Zrakoplovni mlazni motori 1, Sveučilište u Zagrebu, Fakultet prometnih znanosti, Zagreb. 2008.
- [5] Horvat, D.: Analiza performansi koncepcije mlaznih motora visokog stupnja optočnosti, završni rad, Fakultet prometnih znanosti, Zagreb, 2016
- [6] <http://www.enciklopedija.hr/natuknica.aspx?ID=41358>
- [7] <https://www.skolskiportal.hr/clanak/170-postanak-zemljine-atmosfere/>
- [8] <https://www.crometeo.hr/atmosfera/>
- [9] http://jadran.gfz.hr/pojmovnik_s.html
- [10] Vidović, A.: Osnovne tehnike zračnoga prometa, Autorizirana predavanja, Fakultet prometnih znanosti, Zagreb, 2017.
- [10] Nordian: Performance, p. 1-2, 3-13, London, 2006.
- [11] Lozić, S.; Klimatologija, Sveučilište u Zadru, Zadar, 2019
- [12] Tutiš, V.: Zraoplovna meteorologija, , Sveučilište u Zagrebu, Fakultet prometnih znanosti, Zagreb, 1997.
- [13] Airbus Industrie: Getting_to_Grips_With_Aircraft_Performance, Customer service, 2002 godine
- [14] Airbus Industrie: Getting to grips with Aircraft Performance Monitoring
- [15] <https://www.airbus.com/aircraft/passenger-aircraft/a320-family/a320neo.html>
- [16] <https://www.geaviation.com/commercial/engines/genx-engine>
- [17] <http://www.modernairliners.com/boeing-787-dreamliner/boeing-787-dreamliner-specs/>
- [18] <https://www.geaviation.com/commercial/engines/ge9x-commercial-aircraft-engine>
- [19] Airbus CTN A318/A319/A320/A321FLight Crew Operating Manual, 2019 godina
- [20] Emirates Airbus A380 Flight Crew Operating Manual, 2017 godine
- [21] <https://web.archive.org/web/20160206082857/http://airwaysnews.com/blog/2016/02/05/a320neo-vs-737-max-pt-ii/>
- [22] <https://www.airliners.net/forum/viewtopic.php?t=1355819>

Popis slika

Slika 1: De Havilland Comet prvi komercijalni mlazni zrakoplov	3
Slika 2: Prikaz rada turbo-mlaznoga motora.....	4
Slika 3: Turbo-ventilatorski motor s visokim stupnjem obtočnosti	5
Slika 4: Turbo-propelerski motor	6
Slika 5: Turbo – osovinski motor	7
Slika 6: Nabojno mlazni motori	8
Slika 7: Proces povećanja potencijalne energije u kompresoru	10
Slika 8: Prikaz tipične komore izgaranja.....	11
Slika 9: Presjek mlaznika	12
Slika 10: Podjela atmosfere po visini	15
Slika 11: Različite vertikalne visine po tlaku	23
Slika 12: Odnos sila u horizontalnom letu	25
Slika 13: Potisak mlaznoga motora	27
Slika 14: Ovisnost SR o parametrima	30
Slika 15: Meterološka situacija na visokim razinama leta	36
Slika 16: Veličina GE 9x usporedbi s GE CF6	40
Slika 17: CFM56-5A.....	41
Slika 18: Ruta zrakoplova Juliett	46
Slika 19: Prikaz sučelja za izračun potrošnje goriva u kabini zrakoplova Airbus A380	50
Slika 20: Let EK129	51

Popis tablica

Tablica 1: Sastav atmosfere.....	13
Tablica 2: standardna atmosfera.....	18
Tablica 3 :Usporedba zrakoplova stare i nove generacije Airbusa A320	38
Tablica 4: Tablica performansi zrakoplova Boeing 787-Dreamliner.....	39
Tablica 5: Prikaz podataka za vrijeme krstarenja na određenim visinama	42
Tablica 6: Analiza performansa i faktora goriva na predmetnim zrakoplovima.....	43
Tablica 7: Usporedba de Havillanda Comet 4 i Airbusa A318	52

Popis grafikona

Grafikon 1: Sila potiska u odnosu na temperaturu	21
Grafikon 2: Odnos brzine i doleta o potrošnji goriva.....	31
Grafikon 3: Odnos Mach-ovog broja i troškova	33
Grafikon 4: Optimalna visina tijekom leta	34
Grafikon 5: Ovisnost visine krstarenja o temperaturi zraka i masi zrakoplova	35
Grafikon 6: Prikaz optimlane visine ovisno o vjetru.....	37
Grafikon 7: Zrakoplov Kilo.....	44
Grafikon 8: Zrakoplov Lima	45
Grafikon 9: Zrakoplov Juliett.....	45
Grafikon 10: Razlika u planiranoj i stvarnoj (realnoj) potrošnji goriva.....	47
Grafikon 11: Razlika u potrošnji goriva u odnosu na visinu krstarenja zrakoplova i utjecaj vjetra.....	49

Popis formula

Formula 1	20
Formula 2	25
Formula 3	26
Formula 4	27
Formula 5	27
Formula 6	27
Formula 7	28
Formula 8	28
Formula 9	28
Formula 10	28
Formula 11	29
Formula 12	29
Formula 13	29
Formula 14	31
Formula 15	32

Popis kratica

TF	Turbo Fan
Ma	brzina po Machovom broju
NOx	dušikovi oksidi
°C	stupanj Celzijusa – mjerna jedinica za temperaturu
m	metar
km	kilometar
H	sat
UV	ultraljubičasto zračenje
ICAO	<i>(International Civil Aviation Organization)</i> organizacija međunarodnog civilnog zrakoplovstva
SA	<i>(Standard Atmosphere)</i> standardna atmosfera
ISA	<i>(International Standard Atmosphere)</i> međunarodna standardna atmosfera
Pa	Pascal mjerna jedinica za tlak zraka
QFE	relativna visina
QNE	visina po razini leta
QNH	apsolutna visina
FL	<i>(Flight level)</i> razina leta
ft	<i>(Feet)</i> stopa
hPa	hekto pascal
m/s	metara po sekundi, jedinica za brzinu
L	sila uzgona
D	sila otpora
T	vučna sila

W	težina zrakoplova
V	brzina zrakoplova u m/s
PA	<i>(Pressure Altitude)</i> visina po tlaku
v	brzina zrakoplova u m/s
p_a	tlak okoline u Pa
p_5	tlak na izlazu iz mlaznika u Pa
\dot{m}_a	potrošnja zraka, maseni protok zraka u kg/s
\dot{m}_f	potrošnja goriva, maseni protok goriva u kg/s
\dot{m}_5	maseni protok ispušnih plinova u kg/s
v_5	brzina ispušnih plinova u m/s
A_{in}, A_n	površina poprečnog presjeka uvodnika i mlaznika u m ²
SI	<i>(The International System of Units)</i> Međunarodni sustav mjernih jedinica
1N	<i>(Newton)</i> fizikalna veličina za silu
SR	<i>(Specific range)</i> specifičan dolet u NM/kg
a0	brzina zvuka iznad razine mora m/s
L/D	<i>(Lift/Drag)</i> omjer između uzgona i otpora
SFC	<i>(Specific fuel consumption)</i> specifična potrošnja goriva
TSFC	<i>(Thrust Specific Fuel Consumption)</i> specifična potrošnja goriva mlaznoga motora
m	masa u mjernoj jedinici kg
T	temperatura zraka u stupnjevima Kelvina
M _{MR}	<i>(Maximum Range Mach Number)</i> maksimalni dolet po Machovom broju
M _{LR}	<i>(Long-Range Cruise Mach Number)</i> dugi dolet po Machovom broju
To	Temperatura zraka u stupnjevima Kelvina na razini mora

C_c	fiksni troškovi
C_f	trošak po jedinici goriva
ΔF	gorivo za let
C_t	trošak po satu leta
ΔT	vrijeme putovanja
ECON	<i>(Economic Mach Number)</i> Ekonomski Mach broj
kg	kilogram
kg/min	kilogram po minuti
FCOM	<i>(Flight Crew Operating Manual)</i> operacijski priručnik letačkog osoblja
GE	<i>General Electric</i>
kts	čvor – mjerna jedinica za brzinu zrakoplova
kg/h	kilograma po satu
TAS	<i>(True Airspeed)</i> stvarna brzina
FF	<i>(Fuel Fctor)</i> faktor goriva
PF	<i>(Performance factor)</i> faktor performansi motora
APM	<i>(Aircraft Performance Monitoring)</i> priručnik za praćenje performansi zrakoplova
km/h	kilometra po satu, mjerna jedinica za brzinu
NM	<i>(Nautical Mile)</i> nautička milja