Usporedba različitih režima krstarenja aviona

Šutej, Magdalena

Undergraduate thesis / Završni rad

2016

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

Permanent link / Trajna poveznica: https://urn.nsk.hr/urn:nbn:hr:119:836920

Rights / Prava: In copyright / Zaštićeno autorskim pravom.

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



Repository / Repozitorij:

Faculty of Transport and Traffic Sciences - Institutional Repository







SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI

Magdalena Šutej

USPOREDBA RAZLIČITIH REŽIMA KRSTARENJA AVIONA

ZAVRŠNI RAD

Zagreb, 2016.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI
ODBOR ZA ZAVRŠNI RAD

Zagreb, 20. travnja 2016.

Zavod: **Zavod za aeronautiku**
Predmet: **Zrakoplovna prijevozna sredstva**

ZAVRŠNI ZADATAK br. 3596

Pristupnik: **Magdalena Šutej (0036471958)**
Studij: Aeronautika
Smjer: Kontrola leta

Zadatak: **Usporedba različitih režima krstarenja aviona**

Opis zadatka:

Objasniti opće pojmove o krstarenju aviona. Definirati i objasniti veličine važne za krstarenje: visina leta, brzina, dolet, istrajnost itd.
Objasniti određivanje optimalne visine i optimalne brzine s obzirom na svrhu krstarenja.
Nabrojati, opisati i usporediti različite režime krstarenja aviona u klasi performansi A.
Analizirati i usporediti različite režime krstarenja za avion Airbus A320-200.
Izvesti i napisati zaključke.

Zadatak uručen pristupniku: 4. ožujka 2016.

Mentor:

mr. sc. Davor Franjković, v. pred.

Predsjednik povjerenstva za završni ispit:

Sveučilište u Zagrebu

Fakultet prometnih znanosti

ZAVRŠNI RAD

USPOREDBA RAZLIČITIH REŽIMA KRSTARENJA AVIONA

COMPARISON OF DIFFERENT AIRPLANE CRUISE REGIMES

Mentor: mr.sc. Davor Franjković

Studentica: Magdalena Šutej, 0036471958

Zagreb, srpanj 2016.

SAŽETAK

Krstarenje je segment leta aviona koji traje od trenutka kad zrakoplov nakon penjanja dostigne željenu visinu leta do trenutka kad započne spuštanje do odredišnog aerodroma. Najbitnije veličine koje se promatraju tijekom krstarenja su brzina i visina leta, dolet i specifični dolet zrakoplova. Na krstarenje velik utjecaj imaju masa aviona, koeficijent uzgona te meteorološki uvjeti. Ovisno o odnosima navedenih veličina, mogu se odrediti različiti režimi krstarenja. Izvanredne situacije koje se mogu dogoditi tijekom krstarenja također moraju biti razmotrene prilikom planiranja leta kako bi se osigurala sigurnost putnika i zrakoplova. Na primjeru aviona Airbus A320-214 analizirani su: standardno i krstarenje dugog doleta, maksimalne visine tog aviona ovisno o različitim faktorima te procedure u slučaju otkaza motora tijekom krstarenja.

KLJUČNE RIJEČI: krstarenje aviona; režimi krstarenja aviona; dolet aviona; Airbus A320-214

SUMMARY

Cruise is a segment of flight from reaching the desired altitude after climb to start of a descent to land. The most important measures observed during the cruise are: velocity, altitude, range and specific range of an aircraft. Cruise is affected by airplane mass, lift coefficient and meteorological conditions. Different cruise regimes can be determined by combining different values of these factors. Emergency situations should be taken into account during flight planning to ensure safety of passengers and the aircraft. Standard cruise, long range cruise, maximum altitudes in terms of different factors and procedures in case of an engine failure have been analyzed for Airbus A320-214.

KEYWORDS: airplane cruise; cruise regimes; range; Airbus A320-214

SADRŽAJ

1. Uvod 1
2. Krstarenje aviona 3
   2.1. Općenito o krstarenju aviona 3
      2.1.1. Brzine aviona 3
      2.1.2. Sile koje djeluju na avion u krstarenju 4
      2.1.3. Minimalne i maksimalne brzine zrakoplova 6
      2.1.4. Envelopa leta 7
   2.2. Dolet aviona 8
      2.2.1. Specifični dolet aviona 9
      2.2.2. Ostali faktori koji utječu na dolet 10
   2.3. Istrajnost leta 11
3. Režimi krstarenja za različite brzine leta 12
   3.1. Režim leta konstantnom visinom i konstantnim Machovim brojem 14
   3.2. Režim leta konstantnom visinom i konstantnim koeficijentom uzgona 14
   3.3. Režim leta konstantnim Machovim brojem i konstantnim koeficijentom uzgona 15
   3.4. Let najekonomičnijim Machovim brojem 15
4. Kriteriji odabira optimalne visine krstarenja 17
   4.1. Odabir optimalne visine leta 17
   4.2. Maksimalna visina krstarenja 18
   4.3. Odabir razina leta za postupno penjanje 19
5. Izvanredne situacije prilikom krstarenja za avione klase performansi A 22
   5.1. Pojava nestabilnosti zrakoplova pri različitim brzinama leta 23
   5.2. Dekompresija kabine zrakoplova 25
      5.2.1. Spuštanje nakon dekompresije kabine zrakoplova 25
      5.2.2. Minimalne visine leta prilikom dekompresije kabine zrakoplova 26
   5.3. Otkaz motora u krstarenju 27
      5.3.1. *Drift Down* procedura 27
      5.3.2. Nadvisivanje terena prilikom otkaza motora u krstarenju 28
   5.4. Metodologija određivanja putanje leta prilikom otkaza motora u krstarenju 29

5.4.1. Nastavak leta uz nadvisivanje terena za 1000 ft 30
5.4.2. Let do aerodroma uz nadvisivanje terena za 2000 ft 30
5.5. Planiranje izvanrednih situacija 32
6. Različiti režimi krstarenja za avion Airbus A320-214 33
6.1. Standardno krstarenje i krstarenje dugog doleta 33
6.2. Maksimalna visina krstarenja 35
6.3. Režimi leta kod otkaza motora u krstarenju 37
6.3.1. Standardna procedura spuštanja nakon otkaza motora 39
6.3.2. Procedura za spuštanje uz nadvisivanje prepreka 41
7. Zaključak 43
Literatura 44
Popis ilustracija 45

1. Uvod

Ubrzani razvoj zrakoplovstva i globalizacija doveli su do svakodnevnog odvijanja velikog broja letova diljem svijeta. Zrakoplovni prijevoznici upravljaju velikim brojem zrakoplova, te im je vrlo bitno poslovati uz što manje troškove. Potrošnja goriva često je najbolji način za smanjenje ukupnih troškova operacije zrakoplova. Kako avion najveći dio leta provodi u krstarenju, u tom segmentu leta potrebno je najviše uštedjeti na gorivu. Zbog toga se za različite uvjete moraju definirati optimalni režimi krstarenja.

Ovaj rad bavi se usporedbom različitih režima krstarenja aviona. Svrha rada je definirati i objasniti veličine bitne za krstarenje aviona te kriterije određivanja optimalne brzine i visine krstarenja, usporediti i opisati različite režime krstarenja u klasi performansi A, te analizirati i usporediti različite režime krstarenja za avion Airbus A320-214. Rad je podijeljen u 7 cjelina:

1. Uvod
2. Krstarenje aviona
3. Režimi krstarenja za različite brzine leta
4. Kriteriji odabira optimalne visine krstarenja
5. Izvanredne situacije prilikom krstarenja za avione klase performansi A
6. Različiti režimi krstarenja za avion Airbus A320-214
7. Zaključak

U drugom poglavlju opisane su osnovne veličine bitne za avion prilikom krstarenja. Objašnjene su različite brzine aviona, sile koje djeluju na avion tijekom krstarenja, dolet aviona te istrajnost leta.

Režimi krstarenja koji se razlikuju po brzinama leta, odnosno režimi pri kojima su različite veličine konstantne, navedeni su u trećem poglavlju rada.

U četvrtom se poglavlju navode kriteriji odabira optimalne visine krstarenja, način određivanja maksimalne visine leta. Također je objašnjeno postupno povećanje razine leta u krstarenju.

Izvanredne situacije prilikom krstarenja i postupci koje je obavezno provesti nakon njih navedeni su u petom poglavlju. Opisani su nestabilnost zrakoplova pri različitim brzinama, dekompresija kabine aviona, te otkaz motora.

Šesto poglavlje donosi usporedbu režima krstarenja za avion Airbus A320-214. Spominju se standardno i krstarenje dugog doleta, zatim određivanje maksimalne visine krstarenja i postupci za vrijeme otkaza motora u krstarenju.

2. Krstarenje aviona

Krstarenje je segment leta aviona koji traje od trenutka kad zrakoplov nakon penjanja dostigne željenu visinu leta do trenutka kad započne spuštanje do aerodroma slijetanja. Avion najveći dio leta provodi u krstarenju, te većinu vremena provodi u horizontalnom, pravocrtnom letu jednolikom brzinom. Potrebno je utvrditi koje su osnovne veličine koje utječu na krstarenje aviona, odnosno brzine zrakoplova i sile koje djeluju na njega. Nakon što su poznate osnovne veličine, mogu se analizirati mogućnosti zrakoplova tijekom krstarenja, odnosno odrediti koliki dolet i istrajnost leta može ostvariti.

2.1. Općenito o krstarenju aviona

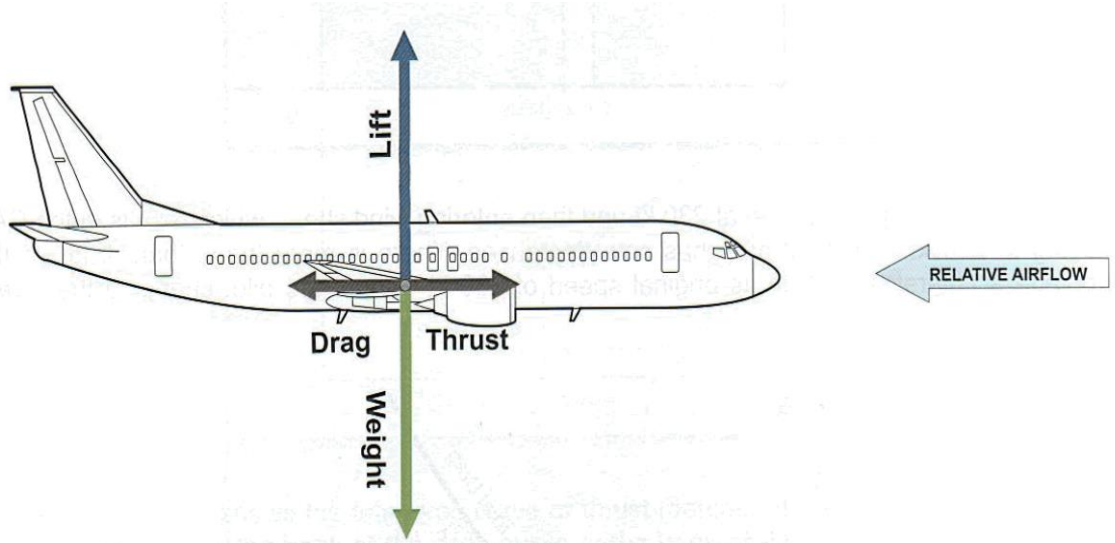
U ovom su poglavlju opisane osnovne brzine zrakoplova potrebne za analiziranje odnosa različitih veličina u letu, objašnjene su sile koje djeluju na zrakoplov tijekom pravocrtnog, horizontalnog leta, te je pokazano kako one djeluju na brzine u krstarenju.

2.1.1. Brzine aviona

Potrebno je definirati različite brzine aviona. Aerodinamička brzina je brzina zrakoplova u odnosu na zrak, označava se kao TAS (*True Air Speed*). Ekvivalentna brzina EAS (*Equivalent Air Speed*) dobiva se ako prilagodimo aerodinamičku brzinu uvjetima ISA (*International Standard Atmosphere*) na razini mora. Ako se TAS-u pribroji brzina vjetra, dobiva se brzina zrakoplova u odnosu na Zemlju, odnosno GS (*Ground Speed*). Na instrumentima u zrakoplovu prikazuje se brzina izračunata pomoću dinamičkog tlaka, to je indicirana brzina IAS (*Indicated Air Speed*), dok je kalibrirana brzina CAS (*Calibrated Air Speed*) jednaka IAS ispravljenoj za grešku instrumenta. Za let zrakoplova na većim visinama, odnosno prilikom krstarenja, brzina se izražava pomoću Machovog broja *Ma* koji je omjer aerodinamičke brzine i lokalne brzine zvuka *a*. Brzina zvuka ovisi o temperaturi zraka, zato se povećanjem visine leta, prilikom čega pada temperatura, smanjuje Machov broj za istu brzinu TAS.

2.1.2. Sile koje djeluju na avion u krstarenju

Pretpostavlja se da avion u krstarenju leti horizontalno, pravocrtno, jednolikom brzinom te na njega djeluju četiri elementarne sile. To su težina, uzgon, otpor i potisak. Na slici 2.1. prikazane su sile koje djeluju na zrakoplov u krstarenju. Da bi avion održao visinu i jednoliku brzinu, bitno je da su u ravnoteži sila uzgona i težina, te sila otpora i potisak.



Slika 2.1. Sile koje djeluju na zrakoplov prilikom krstarenja, [1]

Težina je sila koja nastaje zbog vlastite mase zrakoplova, ona djeluje iz gravitacijskog središta aviona prema središtu Zemlje. Iznos težine je umnožak mase zrakoplova i gravitacijske konstante *g* (=9,81 m/s).

Sila koja je suprotstavljena težini je uzgon. Sila uzgona okomita je na relativnu struju zraka. Njen iznos ovisi o koeficijentu uzgona, površini krila aviona, gustoći zraka te o brzini leta.

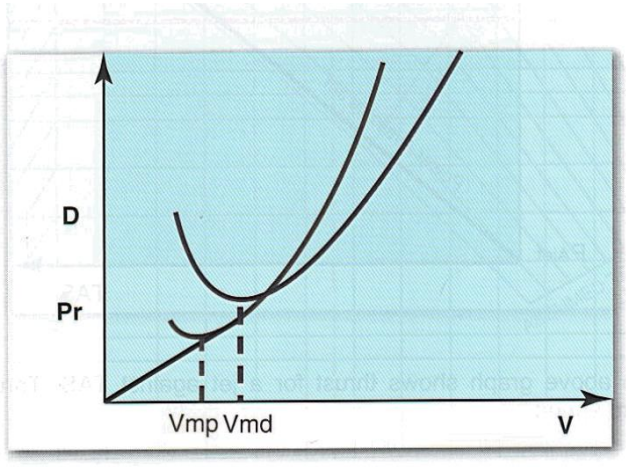
Otpor je ukupna reakcija na strujanje zraka koja je paralelna relativnoj struji zraka. Sila otpora sastoji se od dvije glavne komponente: parazitnog otpora i induciranog otpora. Parazitni otpor uzrokovan je relativnim kretanjem krila aviona i upravljačkih površina kroz zrak, isključujući pritom otpor koji nastaje proizvodnjom uzgona. On ovisi o kalibriranoj brzini aviona. Druga komponenta, inducirani otpor nastaje zbog stvaranja sile uzgona, te je obrnuto proporcionalan indiciranoj brzini zrakoplova. Ukupni otpor aviona zbroj je induciranog i parazitnog otpora, te je najmanji pri brzini V_{MD} (*Minimum drag speed*). Otpor ovisi o težini zrakoplova, odnosno teži zrakoplov će imati veći otpor pri svakoj brzini, pa će i brzina V_{MD} biti veća nego kod aviona manje

mase. Kako avion tijekom leta troši gorivo, smanjuje se njegova težina, pa se također smanjuju sila otpora i brzina V_{MD}.

Avion potiskivanjem mase zraka unatrag proizvodi silu potiska. Kod mlaznih je motora potisak približno konstantan s promjenom brzine, no on ovisi o visini leta aviona. Povećanjem visine smanjuje se gustoća zraka, pa tako i maseni protok zraka kroz motor. Zbog toga se potisak smanjuje s visinom leta. Iako se porastom temperature zraka, smanjuju i gustoća i maseni protok zraka, u stvarnosti je sila potiska ograničena ili temperaturom plinova turbine TGT (*Turbine Gas Temperature*) ili brojem okretaja u minuti RPM (*Revolutions per Minute*). Za vrućih dana, kad je temperatura zraka viša od 30°C, TGT limit se stiže pri nešto manjem RPM-om nego inače zato što je maseni protok zraka manji, te je time manja i sila potiska. Padom temperature, RPM za limitirajući TGT bit će veći uz veći maseni protok, pa sila potiska raste. Tako će, pri temperaturama nižim od 30°C, iznos sile potiska biti ograničen maksimalnim brojem okretaja u minuti.

Kako je sila potiska kod mlaznih aviona približno konstantna s promjenom brzine, bitno je razmotriti snagu kod istih. Iznos raspoložive snage jednak je umnošku sile potiska i brzine zrakoplova. Prije samog pokretanja aviona, kad je brzina jednaka nuli, nema raspoložive snage, iako postoji sila potiska. Povećanjem brzine aviona, povećava se i raspoloživa snaga.

Potrebna snaga umnožak je potrebne sile potiska i brzine zrakoplova. Kako je za održavanje jednolikog, horizontalnog leta bitno da je potrebna sila potiska jednaka otporu zrakoplova, u jednadžbi za iznos potrebne snage, sila potiska može se zamijeniti silom otpora. Na slici 2.2. prikazane su krivulje potrebne snage i otpora.



Slika 2.2. Ovisnost potrebne snage i sile otpora o brzini, [1]

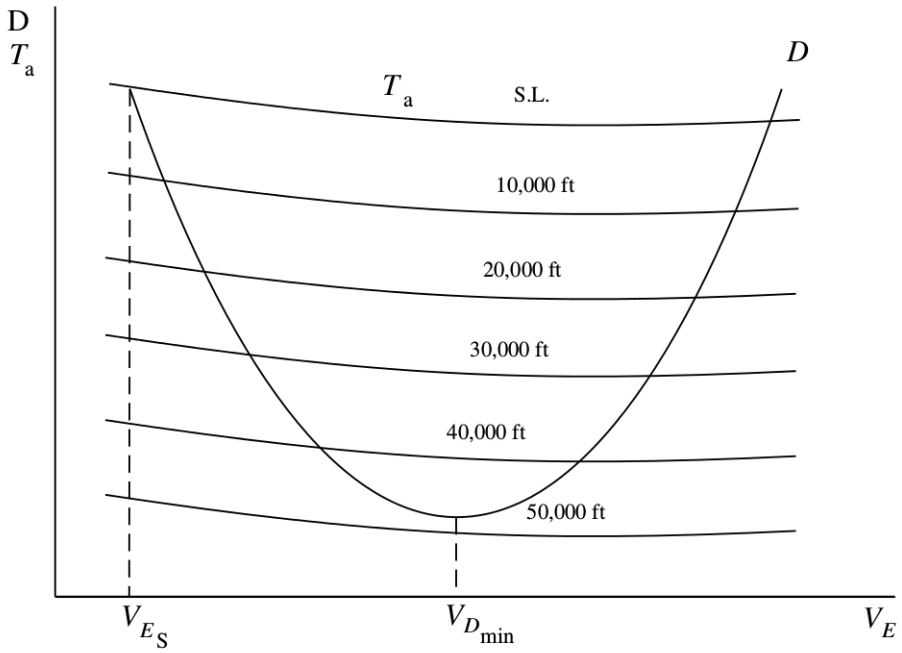
Vidljivo je da je brzina pri kojoj je potrebno najmanje snage V_{MP} manja od brzine minimalnog otpora, odnosno brzina najmanje snage iznosi oko $0{,}76V_{MD}$. Brzina V_{MD} je, pak, brzina pri kojoj

postoji najbolji omjer između brzine zrakoplova i potrebne snage, što se dobiva povlačenjem tangente na krivulju potrebne snage.

2.1.3. Minimalne i maksimalne brzine zrakoplova

Minimalna brzina održavanja kontrole nad zrakoplovom je V_{MCA} (*Minimum Control Speed in the Air*). To je kalibrirana brzina pri kojoj je moguće održati kontrolu nad zrakoplovom i održati horizontalan let ako dođe do iznenadnog otkaza motora.

Na slici 2.3. prikazana je ovisnost sile otpora F_D i dostupne sile potiska F_{TA} o brzini aviona. Prikazana je dostupna sila potiska za različite visine jer se smanjuje njenim porastom.



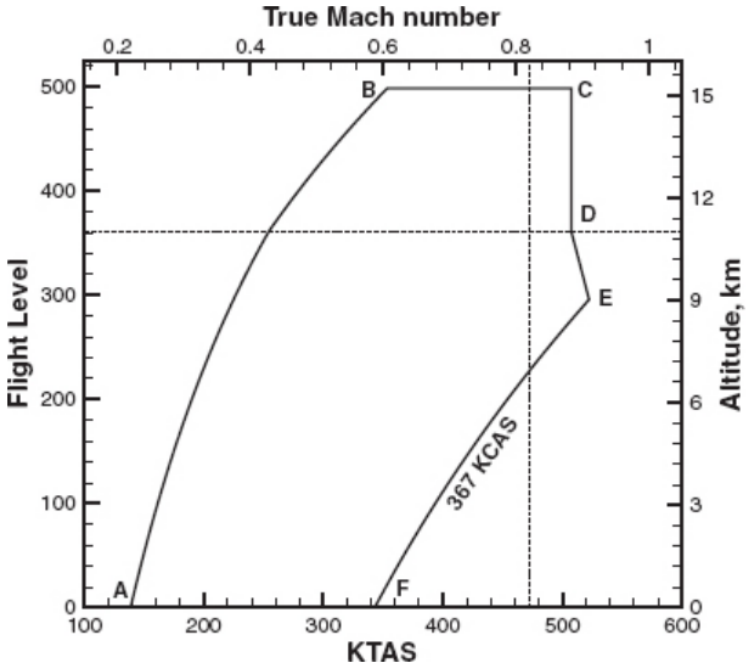
Slika 2.3. Ovisnost dostupne sile potiska i sile otpora o brzini i visini leta, [2]

Na sjecištu krivulja F_D i F_{TA} za svaku pojedinu visinu mogu se očitati minimalna V_{MIN} i maksimalna V_{MAX} brzina aviona. Visina koja odgovara brzini V_{MD} naziva se apsolutni plafon leta, pri njoj je moguće postići samo jednu brzinu, odnosno $V_{MD}=V_{MAX}=V_{MIN}$. Zbog velike nestabilnosti na toj visini ona se ne koristi u praksi, već se određuje praktični plafon leta na kojem postoji veća stabilnost.

Brzina leta može se ograničiti i Machovim brojem, pa se za svaki zrakoplov definira maksimalni Machov broj M_{MO} (*Maximum Operating Mach*).

2.1.4. Envelopa leta

Envelopa leta grafički je prikaz mogućnosti aviona, odnosno operativnih uvjeta za određeni zrakoplov pri određenoj konfiguraciji, masi i vremenskim uvjetima. Na slici 2.4. prikazana je envelopa leta za zrakoplov Airbus A320-200 prilikom standardnih vremenskih uvjeta bez vjetra, za masu 58 800 kg.



Slika 2.4. Envelopa leta za avion Airbus A320-200, [3]

Područje grafa od točke A do B naziva se *stall line*, te prikazuje brzinu sloma uzgona za visine od razine mora do praktičnog plafona leta. Na nižim visinama moguće je povećati envelopu korištenjem upravljačkih površina aviona za povećanje uzgona. Linija od točke B do C prikazuje praktični plafon leta i pripadajuće brzine, od brzine sloma uzgona (točka B) do maksimalnog Machovog broja (točka C). Područje od točke C do F naziva se *high-speed line*, te se može podijeliti na dva segmenta: segment većih visina (točke C, D i E) i segment manjih visina (od točke E do F). Segment većih visina je linija konstantnog Machovog broja. Linija od D do E prikazuje tropopauzu,

gdje je temperatura konstanta, pa se ne mijenja ni brzina zvuka te je iznos Machovog broja konstantan za različite iznose kalibrirane brzine. Segment nižih visina je linija konstantne kalibrirane brzine.

2.2. Dolet aviona

Dolet aviona je duljina koju avion može preletjeti s raspoloživom količinom goriva. Osim goriva koje je potrebno za let od aerodroma polijetanja do aerodroma slijetanja, u ukupnu količinu goriva potrebno je uračunati gorivo za svladavanje prognoziranog čeonog vjetra, za let do alternativnog aerodroma u slučaju nemogućnosti slijetanja na željeni aerodrom, kao i gorivo za letenje holding procedure ako je potrebno čekati red na slijetanje. Uz to, za vrijeme polijetanja, penjanja, slijetanja i manevriranja na tlu, avionu su potrebne veće količine goriva. Da bi se mogao izračunati dolet aviona, potrebno je razmotriti specifičnu potrošnju goriva, odnosno specifičnu potrošnju goriva prema potisku *TSFC* (*Thrust-specific Fuel Consumption*) koja pokazuje težinu goriva F_{Gg} potrošenu po jedinici potiska i jedinici vremena:

$$TSFC = \frac{F_{Gg}}{F_{TA} \times t} \tag{1}$$

Braguetova formula za dolet glasi:

$$S = \frac{2}{TSFC} \times \sqrt{\frac{2}{\rho \times A}} \times \frac{\sqrt{c_L}}{c_D} \times \left(\sqrt{F_{G0}} - \sqrt{F_{G1}}\right) \tag{2}$$

gdje su:

- S – dolet
- ρ – gustoća zraka
- A – površina krila zrakoplova
- C_L – koeficijent uzgona
- C_D – koeficijent otpora
- F_{G0} – početna težina zrakoplova
- F_{G1} – završna težina zrakoplova

Iz ove je formule vidljivo da će dolet biti maksimalan pri najmanjoj specifičnoj potrošnji goriva, maksimalnoj početnoj težini goriva, te pri maksimalnom omjeru $\frac{\sqrt{c_L}}{c_D}$. Kako dolet ovisi o gustoći,

odnosno on se povećava njenim smanjenjem, može se zaključiti da dolet raste porastom visine. To je donekle točno, dolet raste do neke određene visine, ovisno o tipu zrakoplova, na kojoj se još može održavati optimalan RPM aviona koji iznosi između 90% i 95%. Daljnjim rastom visine, povećava se RPM, čime raste i *TSFC*, pa je dolet manji.

2.2.1. Specifični dolet aviona

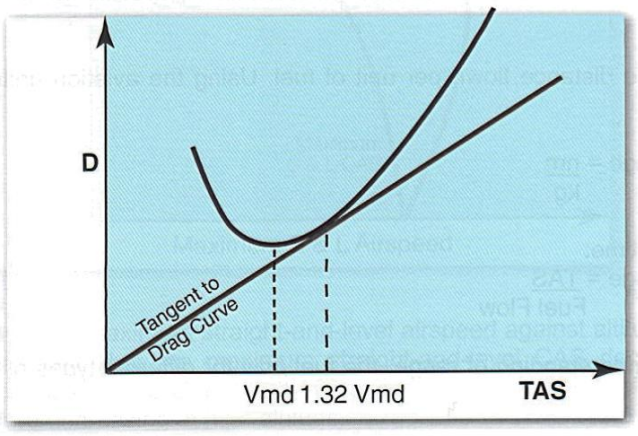
Specifični dolet aviona omjer je prijeđene udaljenosti po jedinici mase goriva. Ako se taj odnos promatra u funkciji vremena, može se iskazati kao omjer brzine aviona i protoka goriva. Kako je protok goriva kod mlaznih zrakoplova jednak umnošku *TSFC* i sile potiska, dolet se može izraziti kao:

$$S = \frac{V}{TSFC \times F_T} \tag{3}$$

Kao i ranije, sila potiska može se zamijeniti silom otpora

$$S = \frac{V}{TSFC \times F_D} \tag{4}$$

Može se uočiti da je specifični dolet maksimalan za maksimalni omjer brzine i sile otpora. Na slici 2.5. prikazan je graf ovisnosti sile otpora i brzine aviona.



Slika 2.5. Ovisnost sile otpora o brzini leta, [1]

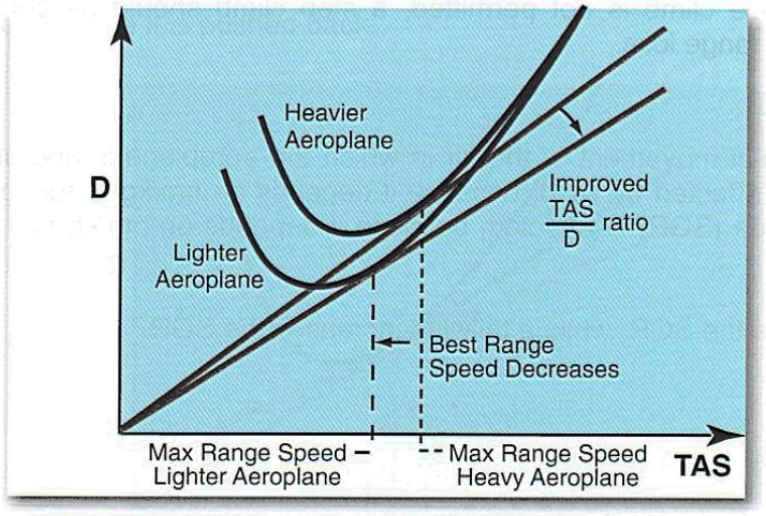
Povlačenjem tangente iz središta na krivulju, dobiva se brzina pri kojoj je omjer brzine i otpora maksimalan. Ta brzina iznosi oko $1.32V_{MD}$. U praksi se rijetko leti ovom brzinom jer je stabilnost

pri njoj loša. Letenjem nešto većim brzinama, uz minimalan gubitak doleta, dobiva se, uz veću stabilnost, bolje vrijeme leta.

2.2.2. Ostali faktori koji utječu na dolet

Osim prije navedenih faktora koji su bitni za dolet aviona, treba razmotriti i utjecaj mase aviona i utjecaj vjetra.

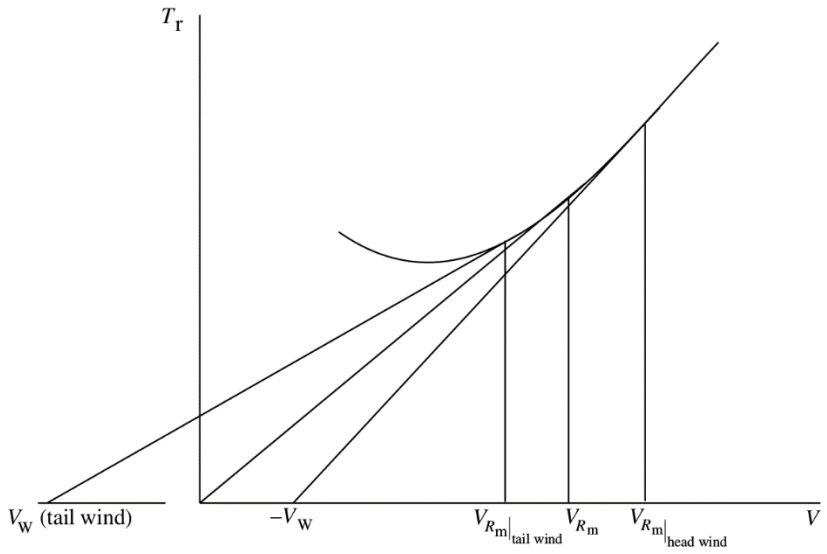
Zbog potrošnje goriva tijekom leta, smanjuje se masa zrakoplova, pa se specifični dolet povećava zbog boljeg omjera brzine i otpora kod lakšeg aviona, što je vidljivo na slici 2.6.



Slika 2.6. Utjecaj mase i visine na dolet, [1]

Razlikujemo dvije vrste doleta ovisno o brzini koja se promatra, to su specifični dolet u odnosu na zrak SAR (*Specific Air Range*) i specifični dolet u odnosu na zemlju SGR (*Specific Ground Range*). Za SAR brzina koja se promatra je TAS na koju vjetar ne utječe. Dok je za SGR, bitna GS, odnosno brzina u odnosu na zemlju, za koju je vrlo bitan vjetar. Prilikom pojave čeonog vjetra, zrakoplov troši više goriva za svladavanje iste udaljenosti kao u mirnom zraku, zato je SGR lošiji i ne može dostići onaj u prilikama bez vjetra. Brzina pri kojoj je SGR maksimalan veća je od brzine $1.32V_{MD}$.

U uvjetima leđnog vjetra avion prelazi veću udaljenost bez korištenja goriva, što znači veći SGR nego u uvjetima mirnog zraka, kao i brzinu maksimalnog doleta manju od $1.32V_{MD}$. Na slici 2.7. vidi se utjecaj vjetra na brzinu doleta.



Slika 2.7. Utjecaj vjetra na brzinu maksimalnog doleta aviona, [2]

2.3. Istrajnost leta

Istrajnost leta *E* (*Endurance*) vrijeme je koje zrakoplov može provesti u zraku s određenom količinom goriva. Braguetova formula za istrajnost leta glasi:

$$E = \frac{1}{TSFC} \times \frac{c_L}{c_D} \times ln\frac{F_{G0}}{F_{G1}} \tag{5}$$

Iz formule se može zaključiti da će istrajnost biti najveća u uvjetima najmanje specifične potrošnje goriva, pri najvećoj početnoj količini goriva, te kad je omjer $\frac{c_L}{c_D}$ maksimalan, odnosno kad je sila otpora najmanja, a brzina je jednaka brzini V_{MD}. Stabilnost aviona veća je kod brzina malo većih od V_{MD}, pa se zato one koriste u praksi što uzrokuje malo povećanje otpora i time povećanje potrebnog potiska i protoka goriva. Uz neznatno smanjenje istrajnosti leta, dobiva se veća stabilnost.

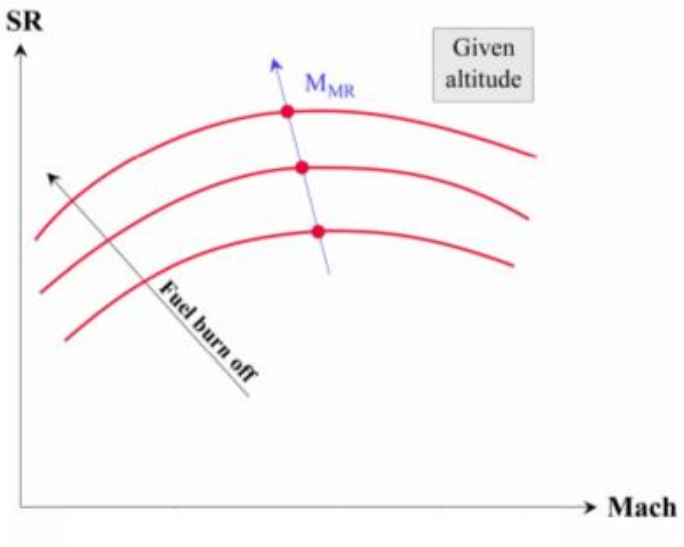
Kako su sile otpora i potiska manje pri brzini V_{MD}, nego pri brzini $1{,}32V_{MD}$ pri kojoj se postiže najbolji dolet, optimalna visina leta za najbolju istrajnost veća je od one za maksimalni dolet, no ona se u stvarnosti rijetko dostiže.

Kao i kod doleta, lakši zrakoplov će zbog manjeg otpora i potrebne sile potiska imati veću istrajnost leta. No, vjetar ne utječe na istrajnost zato što je horizontalna pozicija zrakoplova nebitna za izračun vremena koje će on provesti u letu.

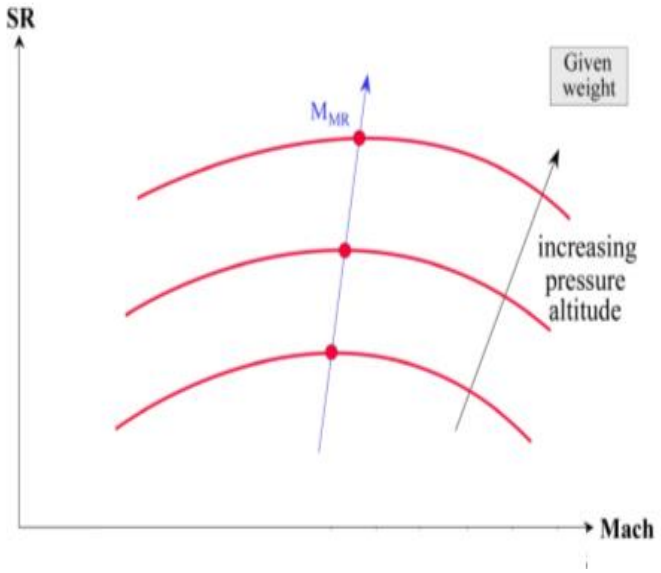
3. Režimi krstarenja za različite brzine leta

Za pojedine letove postoje različiti zahtjevi ovisno o potrebama zrakoplovnih prijevoznika i specifičnostima rute. Može se letjeti različitim režimima leta sa specifičnim brzinama za svaki let.

Za maksimalni dolet određuje se Machov broj za maksimalni dolet M_{MR} (*Maximum Range Mach Number*), koji se specificira za određenu masu i visinu leta. Na slici 3.1. i 3.2. prikazane su promjene M_{MR} u odnosu na visinu i masu. Uz konstantnu visinu, smanjenjem mase povećava se specifični dolet, ali pada vrijednost M_{MR}, dok će uz konstantnu masu, porastom visine rasti i M_{MR}.



Slika 3.1. Utjecaj mase na Machov broj za maksimalni dolet, [4]



Slika 3.2. Utjecaj visine leta na Machov broj za maksimalni dolet, [4]

Ranije je navedeno da je brzina za maksimalni dolet prilično nestabilna, pa se definira njena alternativa, veća brzina, Machov broj za dugi dolet M_{LRC} (*Long-range Cruise Mach Number*). Uz tu brzinu vrijednost specifičnog doleta je 99% iznosa maksimalnog specifičnog doleta, što je mali gubitak u odnosu na dobivenu stabilnost. Režim leta brzinom M_{LRC} je režim za minimalnu potrošnju goriva.

Često pojedini let ne zahtjeva maksimalni dolet, pa se razmatraju drugačiji režimi leta, najzanimljiviji su: krstarenje konstantnim Machovim brojem uz konstantnu visinu, krstarenje konstantnim Machovim brojem i koeficijentom uzgona, te krstarenje konstantnim koeficijentom uzgona i visinom. Kako bi se lakše razmotrili ovi režimi, koristi se Braguetova formula za dolet u ovisnosti o brzini:

$$S = \frac{1}{g} \times \frac{V}{TSFC} \times \frac{c_L}{c_D} \times \int_{m_1}^{m_0} \frac{dm}{m} \tag{6}$$

Uz to, brzina se može izraziti kao:

$$V = a \times Ma, \tag{7}$$

pa se dobiva izraz:

$$S = \frac{1}{g} \times \frac{a \times Ma}{TSFC} \times \frac{c_L}{c_D} \times \int_{m_1}^{m_0} \frac{dm}{m} \tag{8}$$

3.1. Režim leta konstantnom visinom i konstantnim Machovim brojem

Uz konstantnu visinu i Machov broj, osim mase, promjenjiva veličina je i omjer koeficijenata uzgona i otpora.

Dolet se u ovom slučaju dobiva izrazom:

$$S = \frac{a \times Ma}{g \times TSFC} \times \int_{m_1}^{m_0} \frac{c_L}{c_D} \times \frac{dm}{m} \tag{9}$$

Smanjenjem mase aviona tijekom leta smanjuje se sila otpora, pa se mora smanjivati i postavka sile potiska, što u modernim zrakoplovima automatski radi sustav FMS (*Flight Management System*). Brzina zvuka ovisi o visini, a *TSFC* o visini i Machovom broju koji su konstantni, pa se pri ovom režimu leta maksimalni dolet ostvaruje za maksimalni omjer koeficijenata c_L i c_D.

3.2. Režim leta konstantnom visinom i konstantnim koeficijentom uzgona

Kod ovog režima leta, potrošnjom goriva, odnosno smanjenjem težine tijekom leta, potrebno je konstantno smanjivati Machov broj da bi se održao jednolik let. Machov broj se može izraziti kao funkcija težine aviona:

$$Ma = \sqrt{\frac{2 \times F_W}{a \times \rho \times A \times c_L}} \tag{10}$$

Uvrštavanjem gornjeg izraza u Braguetovu formulu za dolet, dobiva se sljedeći izraz za dolet:

$$S = \frac{2}{TSFC} \times \frac{\sqrt{c_L}}{c_D} \times \sqrt{\frac{2 \times a}{g \times \rho \times A}} \times \left(\sqrt{m_0} - \sqrt{m_1}\right) \tag{11}$$

Loše strane ovog režima su potreba za stalnim smanjivanjem postavki sile potiska, gubitak efikasnosti mlaznog motora smanjivanjem Machovog broja. Također se ostvaruje manji dolet nego kod ostalih režima uz povećano vrijeme krstarenja.

3.3. Režim leta konstantnim Machovim brojem i konstantnim koeficijentom uzgona

Ovaj režim leta specifičan je zbog potrebe za konstantnim mijenjanjem visine leta zbog smanjivanja mase aviona, da bi se održao konstantan Machov broj i omjer koeficijenata uzgona i otpora. Zbog promjene visine, brzina zvuka i specifična potrošnja goriva nisu konstantne, te dobivamo sljedeći izraz za dolet:

$$S = \frac{1}{g} \times Ma \times \frac{c_L}{c_D} \times \int_{m_1}^{m_0} \frac{a}{TSFC} \times \frac{dm}{m} \tag{12}$$

Ako se let odvija u stratosferi, brzina zvuka bit će konstantna, kao i specifična potrošnja goriva zbog konstantne temperature iznad 11 000 metara. Tada je izraz za dolet sljedeći:

$$S = \frac{a}{g \times TSFC} \times Ma \times \frac{c_L}{c_D} \times ln\frac{m_0}{m_1} \tag{13}$$

Kako bi se pri ovom režimu leta ostvario što bolji dolet, potrebno je jednoliko povećanje visine ili što brži prijelaz između dvije razine leta, to je često nemoguće ostvariti u praksi zbog ograničenja kontrole zračnog prometa. Zbog prevelikog zagušenja zračnog prostora ne mogu se dopustiti konstantne, ni česte promjene visine. Ovim se režimom leta ostvaruje najbolji dolet u usporedbi s ostalim navedenim režimima.

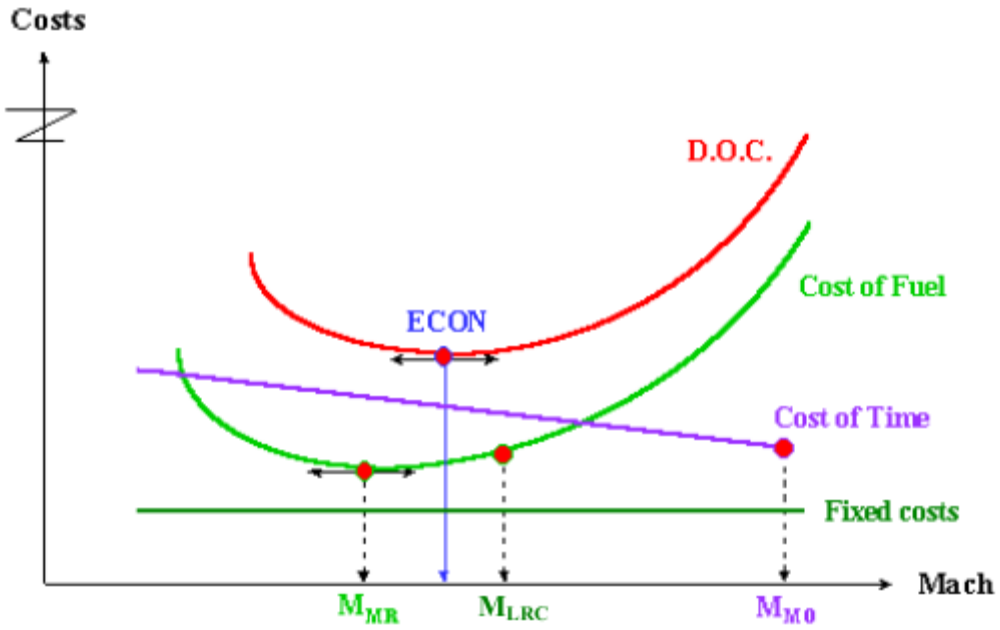
3.4. Let najekonomičnijim Machovim brojem

Ranije je navedeno da je režim za minimalnu potrošnju goriva, let brzinom M_{LRC}, no ako se razmatraju svi operativni troškovi leta *DOC* (*Direct Operating Costs*), to nije i najekonomičniji režim. Machov broj za najekonomičniji režim označava se s M_{ECON} (*Economic Mach Number*). Da bi se izračunao M_{ECON}, potrebno je izračunati operativne troškove. Oni su zbroj:

- nepromjenjivih troškova C_C (*Fixed Costs*), kao što su porez, osiguranje zrakoplova i slično;
- cijene goriva $C_{F,\Delta F}$ (*Cost of Fuel Unit*) za potrebno gorivo za let;
- troškova vezanih za vrijeme $C_{T,\Delta T}$ (*Time related costs per flight hour*), na primjer cijena sata leta posade i cijena održavanja zrakoplova po satu, za određeno vrijeme leta.

$$DOC = C_C + C_{F,\Delta F} + C_{T,\Delta T} \tag{14}$$

Na slici 3.3. prikazano je određivanje M_{ECON} pomoću navedenih parametara.



Slika 3.3. Određivanje Machovog broja za najekonomičniji režim leta, [4]

Kako se fiksni troškovi ne mijenjaju, M_{ECON} ovisi o troškovima goriva i onima vezanim za vrijeme. Njihov omjer naziva se indeks troškova *CI* (*Cost Index*):

$$CI = \frac{C_T}{C_F} \tag{15}$$

i izražava se jedinicom mase po jedinici vremena. U slučaju da vremenski troškovi ostaju isti prilikom povećanja cijene goriva, *CI* će se smanjiti pa je poželjno smanjiti potrošnju goriva smanjenjem vrijednosti M_{ECON}.

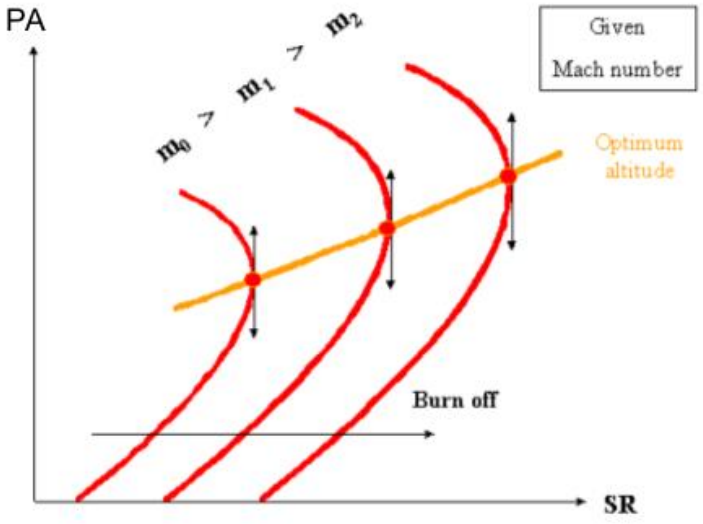
Kao i ostale vrijednosti Machovog broja, M_{ECON} ovisi o masi aviona i visini leta. Smanjenjem mase, M_{ECON} pada, dok povećanjem visine njegova vrijednost raste.

4. Kriteriji odabira optimalne visine krstarenja

Nakon što se odabere željeni režim krstarenja, potrebno je odrediti i odgovarajuću visinu leta. Također, bitno je poznavati maksimalnu visinu koju zrakoplov može postići pri određenim uvjetima. Kako je režim krstarenja u kojem avion postupno povećava visinu leta optimalan, na kraju poglavlja opisan je proces određivanja profila penjanja i odgovarajućih razina leta.

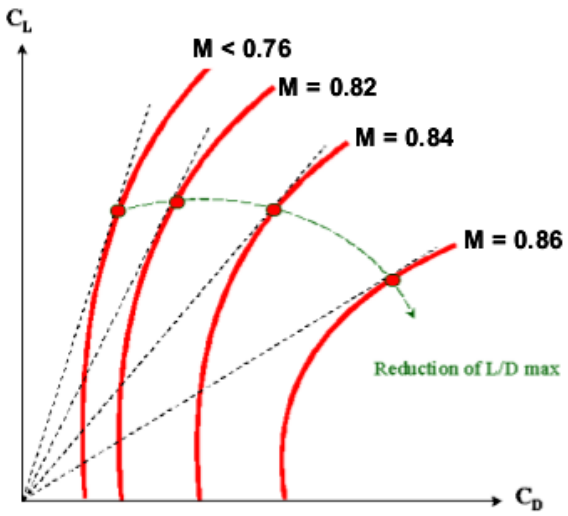
4.1. Odabir optimalne visine leta

Kad avion leti konstantnim Machovim brojem, potrebno je odrediti optimalnu visinu za ostvarenje najboljeg doleta. Na slici 4.1. prikazana je ovisnost specifičnog doleta o visini za danu vrijednost Machovog broja.



Slika 4.1. Ovisnost specifičnog doleta o visini, [4]

Vidljivo je da za svaku vrijednost težine zrakoplova postoji odgovarajuća visina leta gdje je specifični dolet maksimalan, ta visina leta naziva se optimalna visina. Smanjenjem mase zrakoplova, povećava se optimalna visina, kao i mogući dolet zrakoplova. Dok zrakoplov leti na optimalnoj visini, omjer koeficijenata uzgona i otpora je maksimalan za zadani Machov broj. Pri velikim brzinama, polara (omjer c_L i c_D) ovisi o iznosu Machovog broja i smanjuje se njegovim povećanjem. Na slici 4.2. prikazan je odnos Machovog broja i polare zrakoplova.

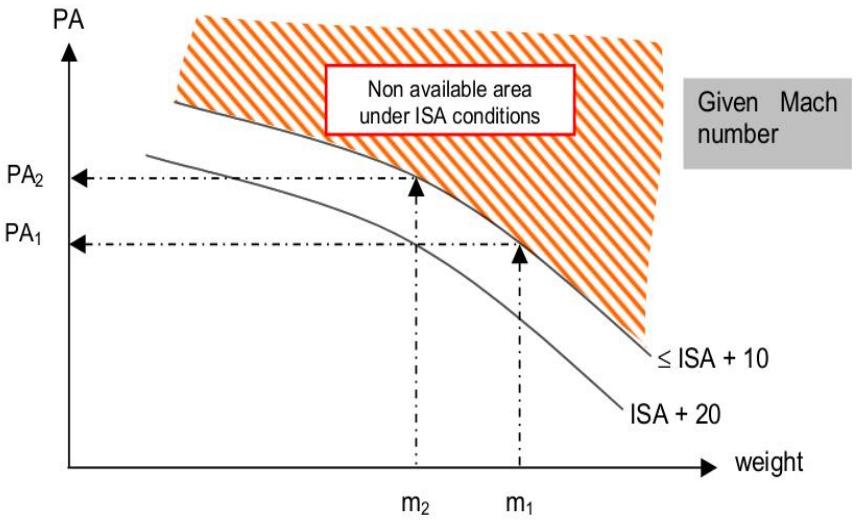


Slika 4.2. Odnos Machovog broja i polare zrakoplova, [4]

Bitno je naglasiti da vjetar prilično utječe na odabir optimalne visine leta. Jačina i smjer vjetra mogu se razlikovati na različitim razinama leta, pa je moguće da na nižoj visini zbog povoljnijeg vjetra postoji bolji dolet nego na višoj visini. U takvim je uvjetima ekonomičnije letjeti na nižoj razini leta.

4.2. Maksimalna visina krstarenja

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 slici 4.3. prikazana je ovisnost visine krstarenja o temperaturi zraka i masi zrakoplova.



Slika 4.3. Ovisnost visine krstarenja o temperaturi zraka i masi zrakoplova, [4]

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°C. U slučaju da je temperatura viša od ISA+20°C, za tu masu maksimalna je visina PA_1. Može se zaključiti da maksimalna visina pada porastom mase i porastom temperature zraka.

4.3. Odabir razina leta za postupno penjanje

Biranje razina leta za postupno penjanje procedura je od tri dijela. Dijelovi su:

1) Odabir najpovoljnijeg Machovog broja za određeni dolet

2) Procjena finalne visine krstarenja iz jednadžbe doleta

3) Biranje niza konstantnih visina i segmenata za penjanje

Nakon odabira željenog Machovog broja, pomoću jednadžbe doleta može se izračunati potrebno gorivo za let i visina koju će zrakoplov postići na kraju krstarenja. Ako su poznate početna i završna masa zrakoplova, te početna gustoća zraka, iz sljedećeg izraza može se izračunati završna gustoća zraka:

$$\rho_1 = \rho_2 \times \frac{m_1}{m_1} \tag{16}$$

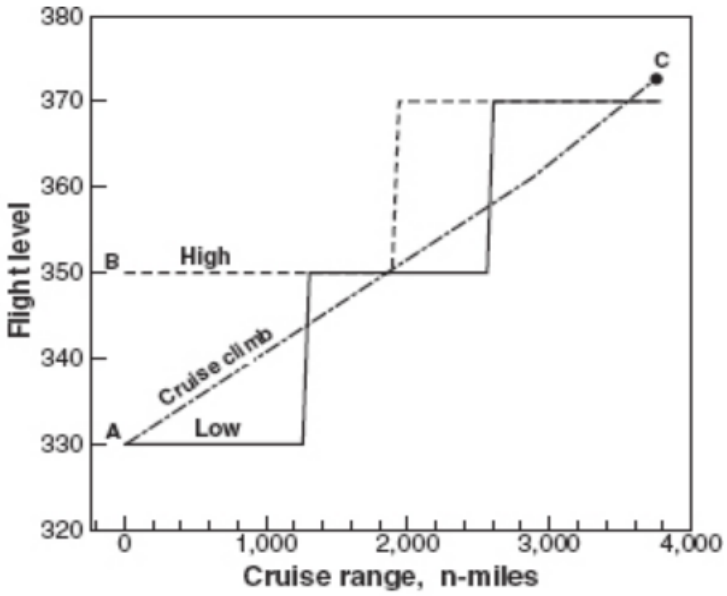
Pomoću poznate gustoće zraka, izračuna se visina leta, koja se zaokružuje na najbližu razinu leta FL (*Flight Level*).

Nakon što su poznate početna i završna razina krstarenja, odnosno potrebna razlika u visini *Δh*, te razdvojenost razina leta *FLS* (*Flight Level Separation*), može se izračunati broj razina leta na kojima će zrakoplov letjeti označen slovom *n*. Broj promjena razina leta jednak je *n-1*. On se računa sljedećim izrazom:

$$n - 1 = \frac{\Delta h}{FLS} \tag{17}$$

Razmak između razina leta *FLS* ovisi o zahtjevima pojedine jedinice kontrole zračnog prometa, a većinom iznosi 1000 ili 2000 ft (*feet*, stope).

Postoje tri profila postupnog penjanja u krstarenju. Prvo u čemu se razlikuju su početne visine leta koje mogu biti niža (visina A) ili viša visina (visina B). Visina C je finalna visina krstarenja. Navedene visine prikazane su na slici 4.4.



Slika 4.4. Početne visine krstarenja zrakoplova, [3]

Prva mogućnost penjanja je niski profil (*Low Profile*). Postupno penjanje započinje kad zrakoplov ima težinu koja odgovara presjeku početne niže visine A i optimalne visine krstarenja. Profil leta većinom će biti ispod optimalne visine leta, ali će zrakoplov imati bolje mogućnosti manevriranja.

Da bi se odredio trenutak početka penjanja potrebno je izvesti nekoliko kalkulacija iz jednadžbe doleta.

Sljedeća mogućnost je srednji profil (*Middle Profile*) pri kojem penjanje počinje kad je specifični dolet u odnosu na zrak *SAR* na sljedećoj razini leta bolji od onog na sadašnjoj. Zbog potrebe izračuna dvaju specifičnih doleta istovremeno, ovaj je izračun nešto složeniji od onog za niski profil.

Visoki profil (*High Profile*) treća je mogućnost, te počinje od više visine B. Penjanje počinje u trenutku postizanja težine ili udaljenosti koja odgovara razini leta iznad teoretske optimalne visine B. Zrakoplov se pomiče na sljedeću razinu leta kad početna razina leta dosegne teoretsku optimalnu visinu.

U svakom od profila, postiže se ušteda goriva ako je prijelaz između razina leta brži, odnosno ako zrakoplov ima veću brzinu uzdizanja *ROC* (*Rate of Climb*). Vrlo često je nemoguće postići optimalne uvjete krstarenja zbog raznih ograničenja, na primjer dostupnog potiska, povećane ukupne težine zrakoplova, atmosferskih uvjeta, ali najčešće zbog ograničenja zadanih od kontrole zračnog prometa. [3]

5. Izvanredne situacije prilikom krstarenja za avione klase performansi A

Zrakoplovna organizacija JAA (*Joint Aviation Authority*) klasificira zrakoplove prema njihovim performansama u tri kategorije:

- Kategorija A: turbo-prop zrakoplovi s maksimalnom masom za polijetanje MTOM (*Maximum Take-off Mass*) većom od 5700 kilograma i/ili više od devet putničkih sjedala, te svi zrakoplovi koji imaju mlazni pogon,
- Kategorija B: turbo-prop i klipni zrakoplovi koji imaju maksimalnu masu za polijetanje 5700 kilograma ili manje i/ili oni s devet ili manje putničkih sjedala;
- Kategorija C: zrakoplovi s klipnim pogonom čija je maksimalna masa za polijetanje veća od 5700 kilograma i/ili koji imaju više od devet putničkih sjedala. [6]

Tablica 1. Određivanje klase performansi aviona

	Mlazni pogon	Propelerski pogon	
		Turbo-prop pogon	Klipni pogon
MTOM > 5700 kg i/ili više od 9 putničkih sjedala	A	A	C
MTOM ≤ 5700 kg i/ili 9 ili manje putničkih sjedala	A	B	B

Izvor: [6]

U ovom poglavlju opisani su zahtjevi za avione klase A prilikom izvanrednih situacija u krstarenju, odnosno prilikom otkaza motora ili dekompresije kabine aviona. Oba problema bitno utječu na visinu leta, a posebno su opasni prilikom leta iznad planinskog područja pa ih treba uračunati tijekom planiranja rute.

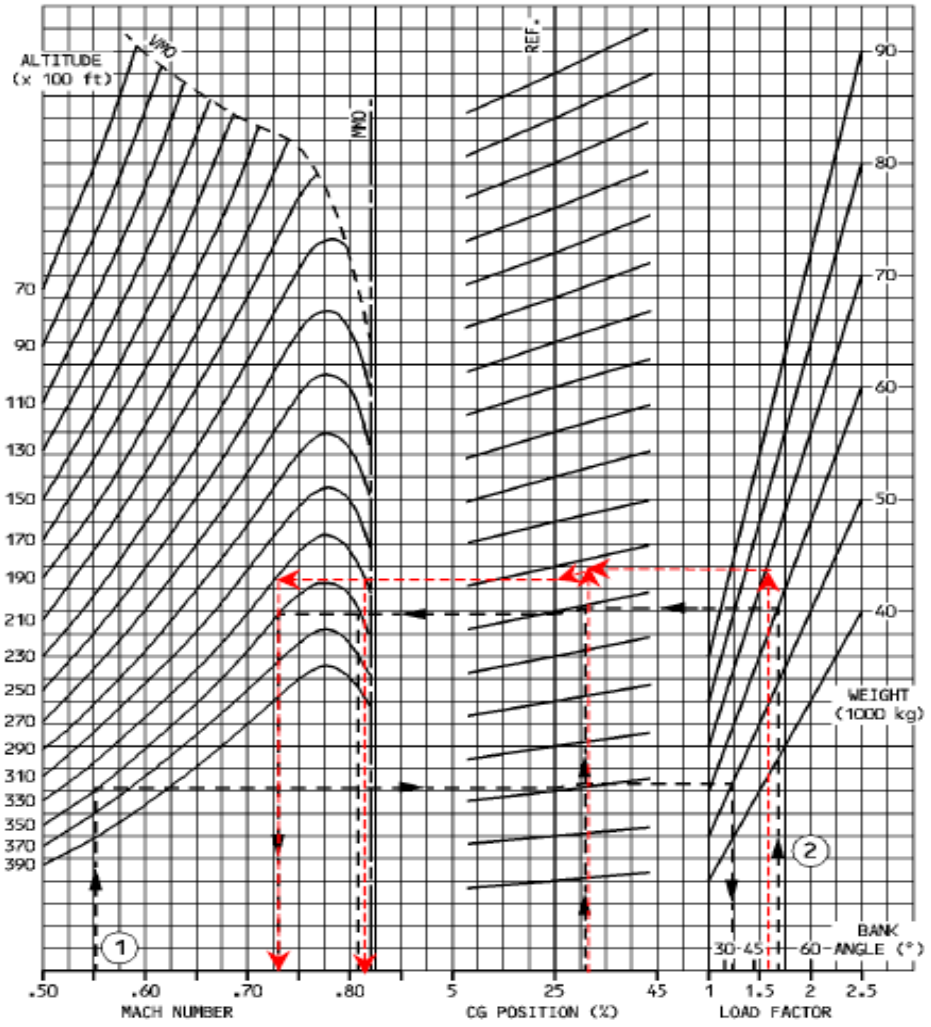
5.1. Pojava nestabilnosti zrakoplova pri različitim brzinama leta

Nestabilnost zrakoplova zbog turbulentne struje zraka koja se odvaja od gornjake krila može se dogoditi pri vrlo maloj ili vrlo velikoj brzini leta.

Smanjivanjem brzine leta potrebno je povećavati napadni kut zrakoplova kako bi koeficijent uzgona bio dovoljan za održavanje visine leta. Pri dovoljno velikom napadnom kutu, struja zraka počinje se odvajati od gornjake krila zrakoplova. U slučaju da se napadni kut dodatno poveća, točka odvajanja struje zraka postaje nestabilna i pomiče se po površini gornjake, time se mijenja točka djelovanja sile uzgona. Ovu pojavu prate vrlo velike turbulencije, a ako se napadni kut poveća do maksimalnog dolazi do potpunog odvajanja struje zraka i gubitka sile uzgona (*stall*).

Pri letu vrlo velikom brzinom dolazi do pojave udarnih valova na gornjaci krila. Ako se tada poveća napadni kut aviona ili Machov broj, struja zraka se odvaja iza udarnog vala, koji postaje nestabilan te izaziva turbulenciju i nestabilnost kao i kod malih brzina.

Brzine pri kojima će doći do ovih pojava ovise o masi aviona, visini leta, poziciji gravitacijskog centra te faktoru opterećenja (omjeru sile uzgona i težine aviona). Svi ti podatci objedinjeni su u grafu BOB (*Buffet Onset Boundary Chart*) iz kojeg se mogu očitati minimalna i maksimalna brzina za određeni faktor opterećenja, kao i ograničavajući faktor opterećenja pri određenoj brzini. Slika 5.1. prikazuje BOB graf za avion Airbus A320.



Slika 5.1. BOB graf za avion Airbus A320, [4]

Crvenom bojom u grafu označena je metodologija određivanja Machovih brojeva pri kojima može doći do pojave nestabilnosti. Za primjer uzeti su sljedeći podatci:

- faktor opterećenja n=1,6
- masa zrakoplova m=70 tona
- pozicija gravitacijskog centra 31 %
- razina leta FL330.

Pomoću njih, iz grafa se očitava M_{MIN}=0,73 i M_{MAX}=0,82, što znači da bi pri brzini M_{MIN}=0,73 došlo do pojave nestabilnosti zbog premale brzine i postojala bi mogućnost sloma uzgona, dok je brzina M_{MAX}=0,82, brzina pri kojoj bi došlo do udarnih valova zbog prevelike brzine.

5.2. Dekompresija kabine zrakoplova

Svi zrakoplovi koji lete na visinama iznad 10 000 ft moraju imati sustav za kompresiju kabine zato što je na tim visinama zrak previše rijedak da bi opskrbio čovjekov dišni sustav dovoljnom količinom kisika. Sustav za kompresiju održava tlak zraka u kabini povoljnim za čovjeka. Zbog kvara u sustavu ili strukturalnog oštećenja zrakoplova može doći do dekompresije u kabini, odnosno do izjednačavanja tlaka zraka u kabini s vanjskim tlakom zraka. Takva situacija vrlo je opasna jer je potrebno u kratkom vremenu sniziti visinu leta. Nakon dekompresije kisik se automatski dostavlja putnicima i posadi, ali vrijeme opskrbe ovisi o vrsti sustava za dovod kisika. Najčešći su kemijski i plinski sustav dovoda.

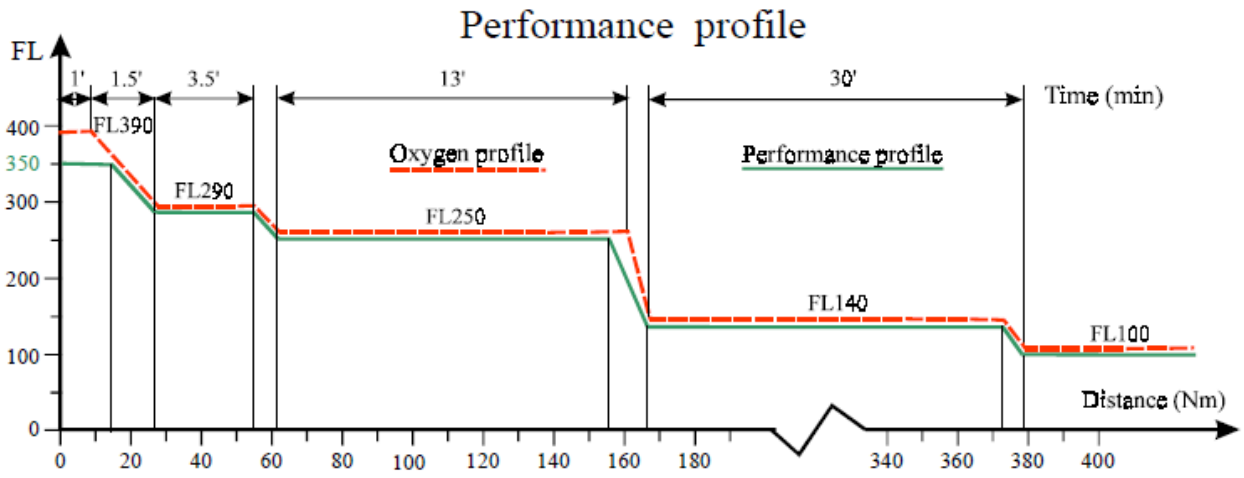
Kemijski sustav dovoda opskrbljuje putnike i posadu kisikom između 15 i 22 minute, ovisno o „visini kabine“, odnosno visini kojoj odgovara tlak zraka u kabini. Nakon pokretanja sustava, on se ne može zaustaviti i dotok je konstantan.

Kod plinskog sustava, dotok ovisi o profilu leta i o broju cilindara za kisik, kao i o visini leta. Smanjenjem visine smanjuje se dotok te se isključuje kad zrakoplov leti ispod 10 000 ft.

5.2.1. Spuštanje nakon dekompresije kabine zrakoplova

Nakon dekompresije, pretpostavlja se da su „visina kabine“ i stvarna visina leta jednake. Profil leta označava maksimalnu visinu na kojoj zrakoplov može letjeti uzevši u obzir kapacitet sustava za dovod kisika. Kod kemijskog sustava za kisik postoji fiksni profil leta koji je objavljen u operativnom priručniku zrakoplova FCOM (*Flight Crew Operation Manual*), dok je kod plinskog sustava potrebno prilagoditi profil leta broju cilindara s kisikom i visini prepreka na ruti.

Profil leta ovisi samo o sustavu za dovod kisika, a ne i o mogućnostima zrakoplova. Ipak, ponekad mogućnosti zrakoplova ne mogu zadovoljiti potreban profil leta u odnosu na dostupnu količinu kisika, pa je potrebno odrediti profil leta temeljen na performansama zrakoplova. On mora biti niži od profila u odnosu na kisik. Prilikom izračuna profila leta u odnosu na performanse, pretpostavlja se da avion leti maksimalnom brzinom krstarenja V_{MO}. Uračunavaju se početna masa zrakoplova, visina leta pa se dobiva konačni profil leta prema performansama kao funkcija udaljenosti. Na slici 5.2. prikazani su profili leta za zrakoplov Airbus A319 s opskrbom kisika od 22 minute. Zelenom je bojom prikazan profil leta temeljen na performansama zrakoplova, dok je crvenom bojom označen profil u odnosu na sustav opskrbe kisikom.



Slika 5.2. Profili leta za zrakoplov Airbus A319 s dovodom kisika od 22 minute, [4]

5.2.2. Minimalne visine leta prilikom dekompresije kabine zrakoplova

Prilikom spuštanja zrakoplova nakon dekompresije bitno je osigurati nadvisivanje terena, a kako na visinu leta tada ne utječu mogućnosti motora jer oni pravilno rade, u obzir se uzimaju standardne minimalne visine. U tablici 2. prikazane su minimalne visine leta za nadvisivanje terena prema uvjetima MOCA (*Minimum Obstacle Clearance Altitude*).

Tablica 2. Minimalne visine za nadvisivanje terena, MOCA

Nadmorska visina terena	**Minimalna visina leta**
manja ili jednaka 5000 ft	visina terena + 1000 ft
veća od 5000 ft	visina terena + 2000 ft

Izvor: [4]

U tablici 3. prikazane su minimalne visine leta tijekom krstarenja prema uvjetima MEA (*Minimum Safe En-route Altitude*).

Tablica 3. Minimalne visine leta, MEA

Nadmorska visina terena	**Minimalna visina leta**
manja ili jednaka 5000 ft	visina terena + 1500 ft
između 5000 i 10 000 ft	visina terena + 2000 ft
veća od 10 000 ft	visina terena + 10% visine terena + 1000 ft

Izvor: [4]

5.3. Otkaz motora u krstarenju

Ako motor aviona otkaže tijekom krstarenja, sila potiska na preostalom motoru ili motorima nije dovoljna za održavanje brzine leta koja omogućuje horizontalan let zrakoplova na trenutnoj visini, pa avion mora sniziti visinu leta. Za snižavanje visine najčešće se koristi *Drift Down* procedura. Potrebno je detaljno analizirati rutu kako bi se u svakom trenutku leta osiguralo propisano nadvisivanje terena.

5.3.1. *Drift Down* procedura

Drift Down procedura koristi se kad motor zrakoplova otkaže u kasnijim fazama penjanja ili u krstarenju. Najprije je potrebno odabrati postavku maksimalne kontinuirane sile potiska MCT (*Maximum Continuous Thrust*) na preostalom motoru ili motorima, te zrakoplov usporava do brzine pri kojoj će imati najbolji omjer sile uzgona i sile otpora. Ta brzina naziva se *Green dot* brzina zato što je prikazana zelenim krugom na ekranu u pilotskoj kabini PFD (Primary Flight Display). Kad zrakoplov dosegne tu brzinu, potrebno je sniziti visinu do *Drift Down* plafona leta (ili povećati visinu ako je do otkaza došlo u penjanju prije nego je zrakoplov dosegao *Drift Down* plafon leta), odnosno do maksimalne visine leta koja se može održavati uz *Green dot* brzinu. [4]

Prilikom planiranja rute, potrebno je odrediti stvarnu putanju leta zrakoplova nakon otkaza motora za različite visine leta, mase aviona, te vanjske temperature zraka. Za izračun je potrebno pretpostaviti da je gravitacijski centar zrakoplova u najnepovoljnijem položaju te da je otkazao kritični motor.

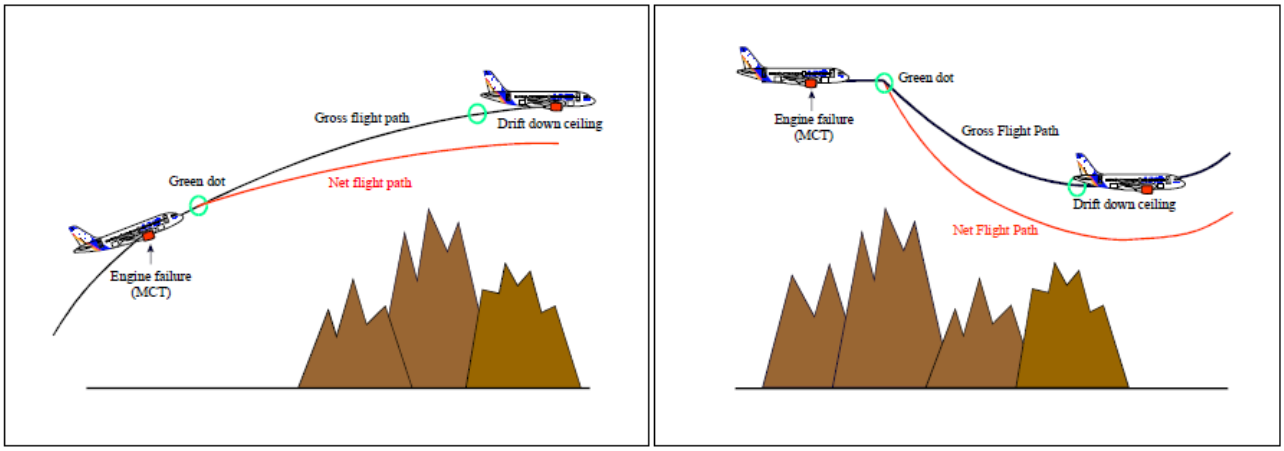
Neto („čista“) putanja leta dobiva se kad se od stvarne oduzmu obvezne redukcije pri otkazu motora. Ta putanja mora odražavati stvarne performanse penjanja zrakoplova umanjene za gradijente penjanja prikazane u tablici 4., ovisno o broju motora aviona.

Tablica 4. Gradijenti penjanja za koje se umanjuju performanse kod otkaza motora aviona

	Dvomotorni zrakoplovi	Četveromotorni zrakoplovi
Prilikom otkaza jednog motora	1,1 %	1,6 %
Prilikom otkaza dvaju motora	-	0,5 %

Izvor: [4]

Na slici 5.3. prikazane su stvarna i neto putanja leta nakon otkaza motora aviona. Na lijevoj je ilustraciji prikazana putanja ako motor otkaže u penjanju, kad još nije dostigao *Drift Down* plafon leta, dok je desno prikazan slučaj otkaza prilikom krstarenja gdje je potrebno sniziti visinu leta.



Slika 5.3. Stvarna i neto putanja leta prilikom otkaza motora aviona, [4]

5.3.2. Nadvisivanje terena prilikom otkaza motora u krstarenju

Kod otkaza motora dvomotornog aviona u krstarenju potrebno je nadvisiti sve prepreke 5 nautičkih milja (9,3 kilometara) za svake strane namjeravane putanje leta za 2000 ft. Prilikom *Drift Down* procedure, pozitivni gradijent penjanja mora se moći postići bar 1000 ft iznad prepreka u prostoru 5 nautičkih milja (NM) sa svake strane putanje, uz sljedeće uvjete:

- pretpostavlja se da motor otkazuje na najkritičnijoj točki rute;

- u obzir se uzima utjecaj vjetra na let zrakoplova;
- u slučaju prevelike mase zrakoplova, dopušta se izbacivanje goriva koje se mora obaviti odmah nakon izračuna goriva potrebnog za let do aerodroma slijetanja;
- aerodrom slijetanja mora zadovoljiti sve uvjete za slijetanje za taj određeni zrakoplov. [1]

Kad zrakoplov stigne do aerodroma za slijetanje, mora biti moguće održati pozitivni gradijent penjanja na visini od 1500 ft iznad aerodroma.

Četveromotorni zrakoplovi kojima su otkazala dva motora (pretpostavlja se da su se otkazi dogodili istovremeno) moraju moći nastaviti let u očekivanim meteorološkim uvjetima do aerodroma slijetanja uz nadvisivanje terena za 2000 ft u prostoru širine 5 NM sa svake strane namjeravane putanje ili 10 NM, ako navigacijski instrumenti zrakoplova ne zadovoljavaju propisanu točnost od 95 %. Nadvisivanje se mora osigurati uz sljedeće uvjete:

- pretpostavlja se da su motori otkazali istovremeno na najkritičnijoj točki rute;
- utjecaj vjetra i vanjska temperatura zraka moraju se uzeti u obzir;
- ako se koristi sustav protiv zaleđivanja, potrebno ga je uračunati tijekom planiranja rute;
- u slučaju prevelike mase zrakoplova, dopušteno je izbacivanje goriva čim se izračuna potrebna količina goriva za let do aerodroma slijetanja. [1]

Kao i kod dvomotornih aviona, četveromotorni avioni moraju moći postići pozitivni gradijent penjanja na visini 1500 ft iznad aerodroma slijetanja.

5.4. Metodologija određivanja putanje leta prilikom otkaza motora u krstarenju

Prilikom kreiranja rute mora se odabrati hoće li se let nastaviti u slučaju otkaza motora ili će zrakoplov što prije sletjeti. Da bi se donijela ta odluka, potrebno je proučiti obje mogućnosti i razmotriti koja je povoljnija.

5.4.1. Nastavak leta uz nadvisivanje terena za 1000 ft

Ako do otkaza motora dođe prilikom penjanja ili krstarenja zrakoplov može nastaviti let pod uvjetom da može osigurati pozitivni gradijent neto putanje leta 1000 ft iznad svih prepreka na ruti. Ako do otkaza dođe u krstarenju, potrebno je napraviti sljedeće:

1. pomoću zemljopisne karte odrediti najviše prepreke na ruti i dodati im 1000 ft kako bi se dobila prva visina H_1;
2. iz zrakoplovnog priručnika AFM (*Aircraft Flight Manual*) odrediti *Drift Down* plafon leta za određenu težinu zrakoplova, najčešće se odabire maksimalna težina koja je moguća na ulasku u ograničavajući dio rute. Ta se visina označava s H_2;
3. donijeti zaključak. [4]

Ako je visina H_2 veća od visine H_1, nadvisivanje terena je osigurano cijelim putem.

Ako je visina H_2 manja od visine H_1, nemoguće je nadvisiti sve prepreke na ruti. Tada se može razmotriti druga mogućnost, slijetanje na najbliži alternativni aerodrom; može se ograničiti masa zrakoplova prilikom polijetanja tako da se mogu zadovoljiti uvjeti nadvisivanja ili je potrebno odabrati drugačiju rutu.

5.4.2. Let do aerodroma uz nadvisivanje terena za 2000 ft

Kad se razmatra otkaz motora u krstarenju, ako se odredi da je nemoguće zadovoljiti uvjete nastavka leta uz nadvisivanje prepreka za 1000 ft ili ako ti uvjeti previše ograničavaju težinu zrakoplova da bi let bio isplativ, potrebno je odrediti koji su uvjeti za što ranije slijetanje. Zrakoplov prilikom spuštanja od visine krstarenja do aerodroma mora nadvisiti prepreke na ruti za 2000 ft. Moguće je odabrati jednu od tri mogućnosti: povratak na aerodrom polijetanja, slijetanje na alternativni aerodrom ili nastavak leta do prvotno planiranog aerodroma slijetanja. Da bi se odabrala jedna od opcija, potrebno je napraviti sljedeće:

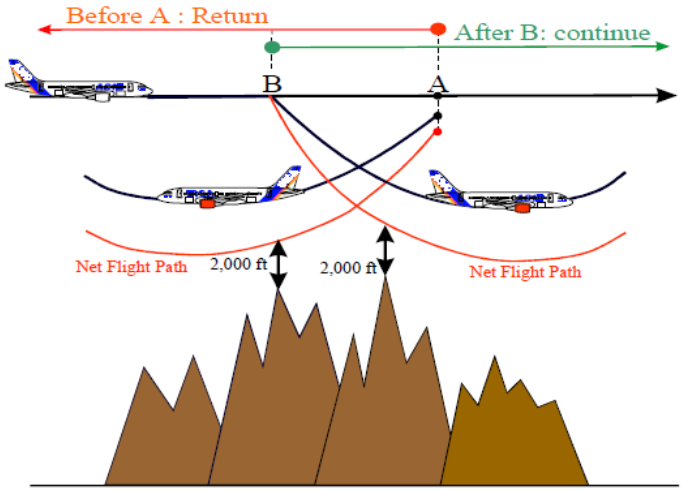
1. odrediti kritične točke rute:
    - točka nakon koje nema povratka A (*No-return point*) – točka nakon koje se nije moguće vratiti na aerodrom slijetanja zato što se vraćanjem ne bi zadovoljio uvjet nadvisivanja terena za 2000 ft;
    - točka nastavka leta B (*Continuing point*) – nakon te je točke moguće nastaviti let uz nadvisivanje terena za 2000 ft.

Prilikom određivanja kritičnih točaka pretpostavlja se da je težina zrakoplova najveća moguća u tom trenutku i biraju se meteorološki uvjeti koji najviše ograničavaju letenje;

2. odrediti najviše prepreke na ruti, te ih prikazati grafički kao funkciju udaljenosti;
3. iz AFM-a iščitati neto putanju leta za vraćanje na polazišni aerodroma, kao i putanju za nastavak leta uz uvjete najnepovoljnijeg vjetra i najveće moguće težine, grafički ih prikazati;
4. usporediti visinu prepreka i neto putanje leta te donijeti zaključke. [4]

Ovisno o određenim točkama A i B, postoje dva slučaja:

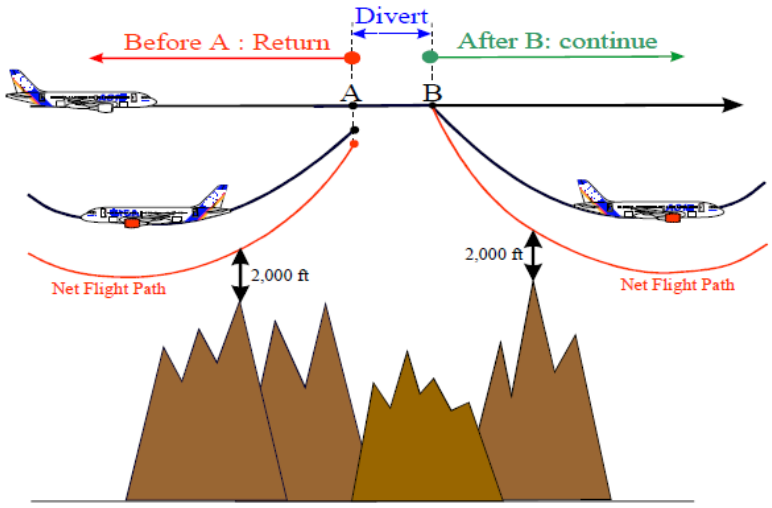
1. slučaj: ako je točka nakon koje nema povratka (A) nakon točke nastavka (B), ovisno o tome u kojem se trenutku dogodi otkaz motora, zrakoplov se vraća na aerodrom polijetanja ili nastavlja let do odredišnog aerodroma, kao što je prikazano na slici 5.4. Ako se otkaz motora dogodi:
    a. prije točke A - zrakoplov se vraća na polazišni aerodrom;
    b. poslije točke B - zrakoplov nastavlja let do odredišnog aerodroma;
    c. između točaka A i B - pilot odabire hoće li se vratiti ili nastaviti let, ali može se odlučiti i za slijetanje na alternativni aerodroma koji je dovoljno blizu, ako procijeni da je ta opcija najsigurnija.



Slika 5.4. Prvi slučaj - točka nakon koje nema povratka je nakon točke nastavka leta, [4]

2. Slučaj: Ako je točka nakon koje nema povratka (A) prije točke nastavka leta (B) postoji više mogućnosti ovisno o trenutku otkaza motora, kao što je prikazano na slici 5.5. Ako motor otkaže:

a. prije točke A – zrakoplov se vraća na polazišni aerodrom;
b. poslije točke B – zrakoplov nastavlja let do odredišnog aerodroma;
c. između točaka A i B – zrakoplov mora sletjeti na alternativni aerodrom. Ako se prilikom planiranja rute utvrdi da to neće biti moguće, razmatra se smanjenje težine zrakoplova prilikom polijetanja. U slučaju da je potrebno smanjenje težine neprihvatljivo za zrakoplovnog prijevoznika, mora se odabrati drugačija ruta.



Slika 5.5. Drugi slučaj - točka nakon koje nema povratka je prije točke nastavka leta, [4]

5.5. Planiranje izvanrednih situacija

Iako se i kod otkaza motora i kod dekompresije kabine aviona određuju najkritičnije točke rute, zbog različitih profila spuštanja, one se mogu razlikovati za te izvanredne situacije. Regulacije ne zahtijevaju razmatranje performansi aviona u slučaju da se i otkaz motora i dekompresija kabine dogode istovremeno. Zbog toga, kad se te situacije razmatraju odvojeno, broj kritičnih točaka i mogućih rješenja se povećava. Velika kompleksnost različitih situacija može dovesti do velikog povećanja radnog opterećenja, čime dolazi do veće mogućnosti da se dogodi pogreška.

Kad god je moguće, trebaju se definirati iste kritične točke i procedure bez obzira na vrstu kvara. Bitno je bazirati se na proceduri koja je najviše ograničavajuća. Time se smanjuje vrijeme reakcije posade, kao i rizik pojave pogreške.

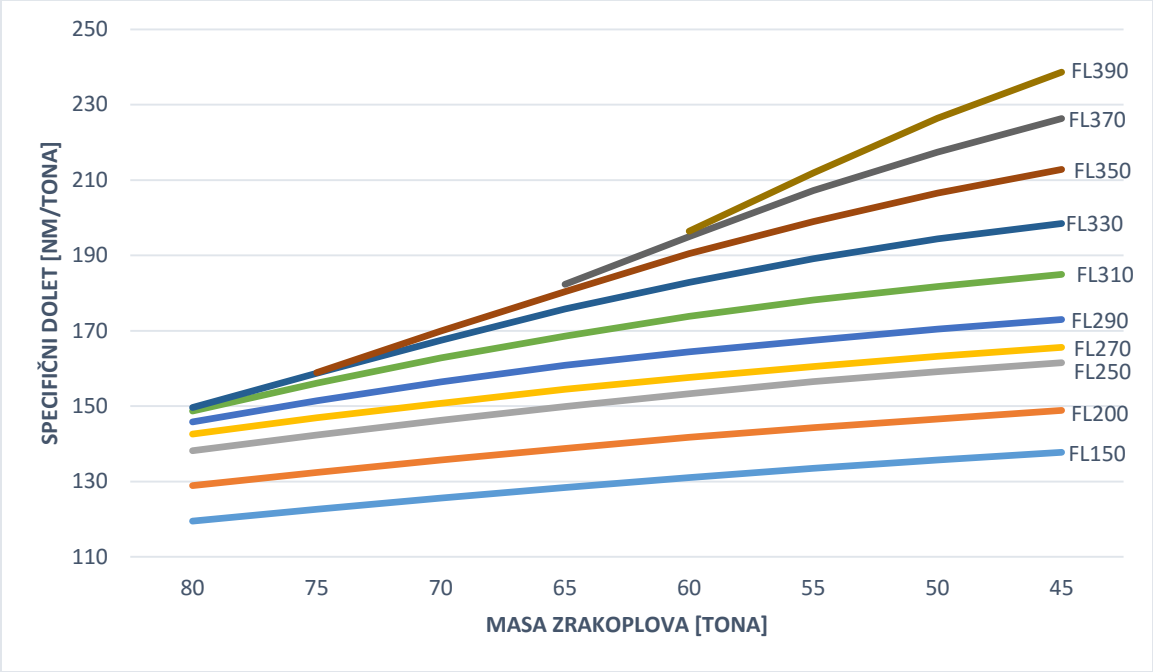
6. Različiti režimi krstarenja za avion Airbus A320-214

Airbus A320 je uskotrupni, dvomotorni, mlazni avion kratkog ili srednjeg doleta. To je prvi putnički zrakoplov s tehnologijom „*fly-by-wire*“, digitalnim sustavom upravljanja zrakoplovom. A320 predstavljen je javnosti 1984. godine, dok je prvi let obavljen 1987. godine. Prvi modeli Airbus-a A320 bili su A320-100, ali ih je proizvedeno samo 21, zato što je Airbus predstavio novi model A320-200 s povećanim kapacitetom goriva te poboljšanim doletom u odnosu na A320-100. Ovisno o modelu motora, razlikuje se 8 varijanti A320-200, to su A320-211, -212, -214, -215, -216, -231, -232, -233. U ovom poglavlju bit će analizirani režimi krstarenja za avion Airbus A320-214, odnosno za dva primjerka tog modela koje koristi Croatia Airlines (avioni registracija 9A-CTJ i 9A-CTK).

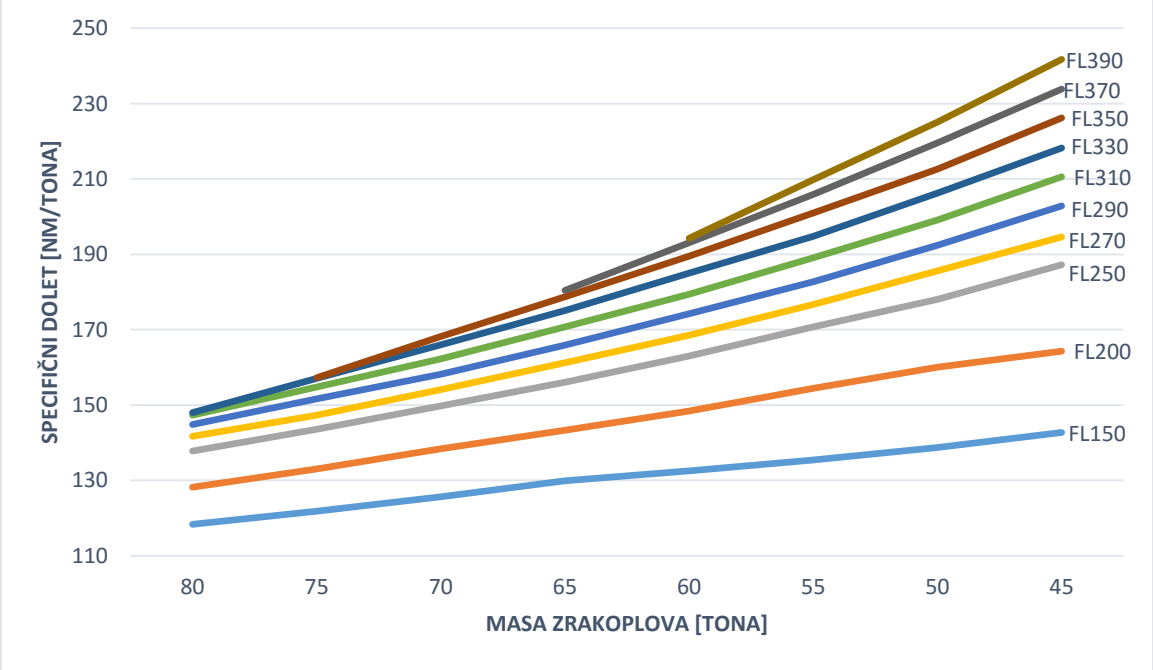
6.1. Standardno krstarenje i krstarenje dugog doleta

Za standardni režim krstarenja odabire se brzina *Ma*=0,78 ili *IAS*=300 kt (*knots*, čvorovi), ovisi što je veće. U standardnim ISA uvjetima, ispod 30 000 ft (FL300) leti se konstantom IAS brzinom, dok se Machov broj mijenja, a iznad FL300 Machov broj će biti konstantan, a IAS se mijenja. U grafikonu 1. prikazana je ovisnost specifičnog doleta o masi aviona na različitim razinama leta. Podatci su izračunati za standardne meteorološke uvjete. Specifični dolet značajno raste porastom visine i smanjenjem mase aviona. Masa aviona značajno utječe na odabir visine što se vidi po tome da je neke razine leta nemoguće održavati uz preveliku masu aviona.

Grafikon 2. prikazuje specifični dolet koji se ostvaruje režimom krstarenja dugog doleta u odnosu na masu zrakoplova i razinu leta. Prilikom krstarenja dugog doleta brzina zrakoplova veća je od one za standardno krstarenje. Specifični dolet raste smanjenjem mase i porastom visine, ali razlike u doletu po razinama leta nisu toliko izražene kao kod standardnog doleta jer brzina nije jednaka u svim slučajevima.



Grafikon 1. Specifični dolet zrakoplova za različite mase i razine leta prilikom standardnog krstarenja, izvor: [5]



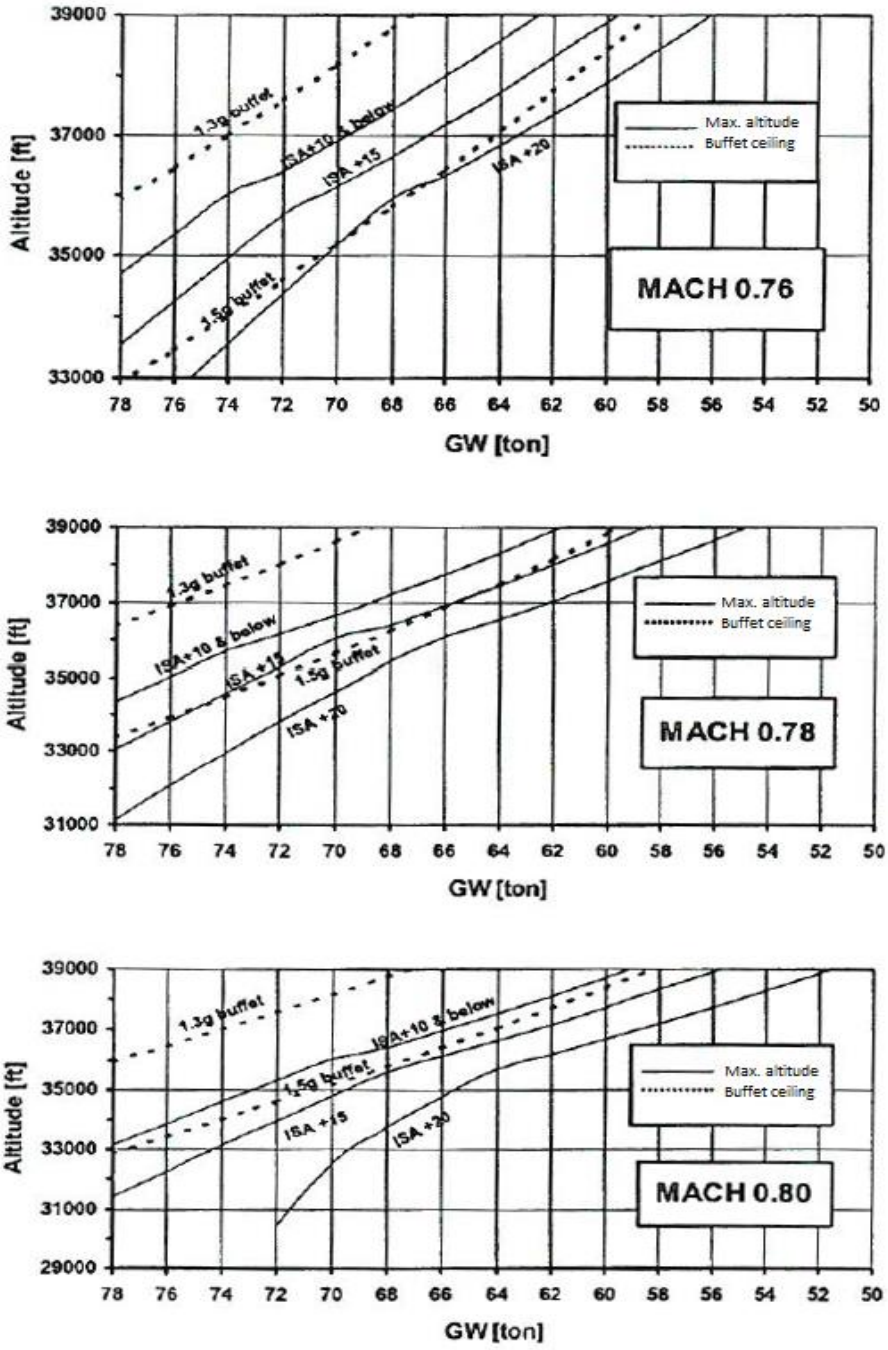
Grafikon 2. Specifični dolet zrakoplova za različite mase i razine leta prilikom krstarenja dugog doleta, izvor: [5]

6.2. Maksimalna visina krstarenja

Za Airbus A320 maksimalna visina leta definirana je kao najmanja od sljedećih:

- maksimalna visina u horizontalnom letu koju je moguće postići s maksimalnom silom potiska za krstarenje;
- maksimalna visina koja nudi mogućnost postizanja *ROC* od 300 ft/min s maksimalnom silom potiska za penjanje;
- maksimalna dopuštena visina.

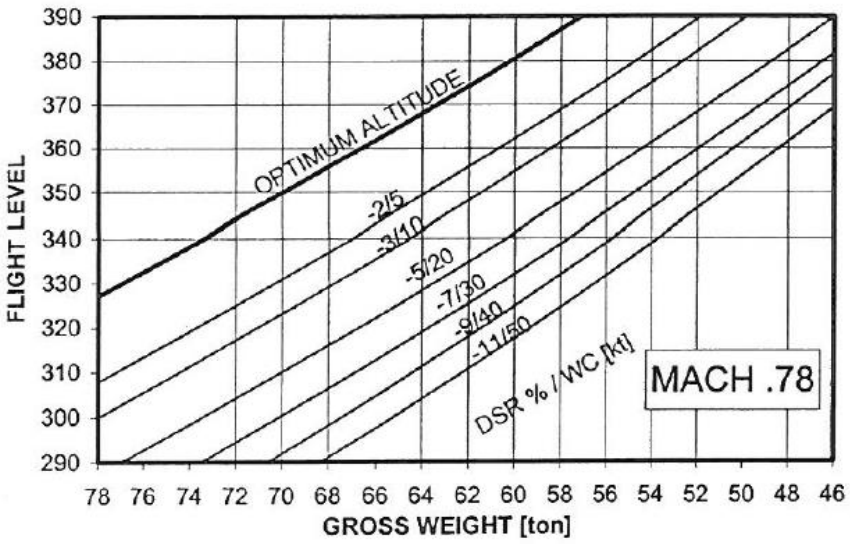
Na slici 6.1. prikazane su maksimalne visine u odnosu na masu zrakoplova za tri različite brzine: *Ma*=0,76, *Ma*=0,78 i *Ma*=0,80. Ucrtana su i ograničenja za faktore opterećenja od 1,3*g* i 1,5*g*. Također je bitno da se maksimalne visine razlikuju ovisno o temperaturi zraka.



Slika 6.1. Maksimalne visine leta za Airbus A320-214, [5]

Iz grafova je vidljivo da je u letu većom brzinom moguće postići manju maksimalnu visinu za istu masu. Porastom temperature, kao i porastom faktora opterećenja, maksimalna visina se smanjuje. Također se vidi da je smanjenjem mase maksimalna visina sve veća, što potvrđuje prije iznesene tvrdnje da je pri letu konstantnom brzinom, prilikom smanjivanja mase zbog potrošnje goriva, potrebno povećavati visinu leta radi ostvarivanja optimalnih performansi.

U poglavlju 4.1. navedeno je da je ponekad ekonomičnije letjeti na visini nižoj od optimalne ako je na toj visini povoljniji vjetar koji će omogućiti avionu bolji dolet. Na slici 6.2. prikazane su optimalne visine leta u odnosu na masu zrakoplova pri standardnoj brzini krstarenja *Ma*=0,78. Određeno je koliko je na nižim visinama specifični dolet lošiji od onog na optimalnoj, što je označeno s *DSR* (*Difference in Specific Range*), te koja kompenzacija vjetrom *WC* (*Wind Compensation*) je dovoljna da bi se dostigao specifični dolet optimalne visine.



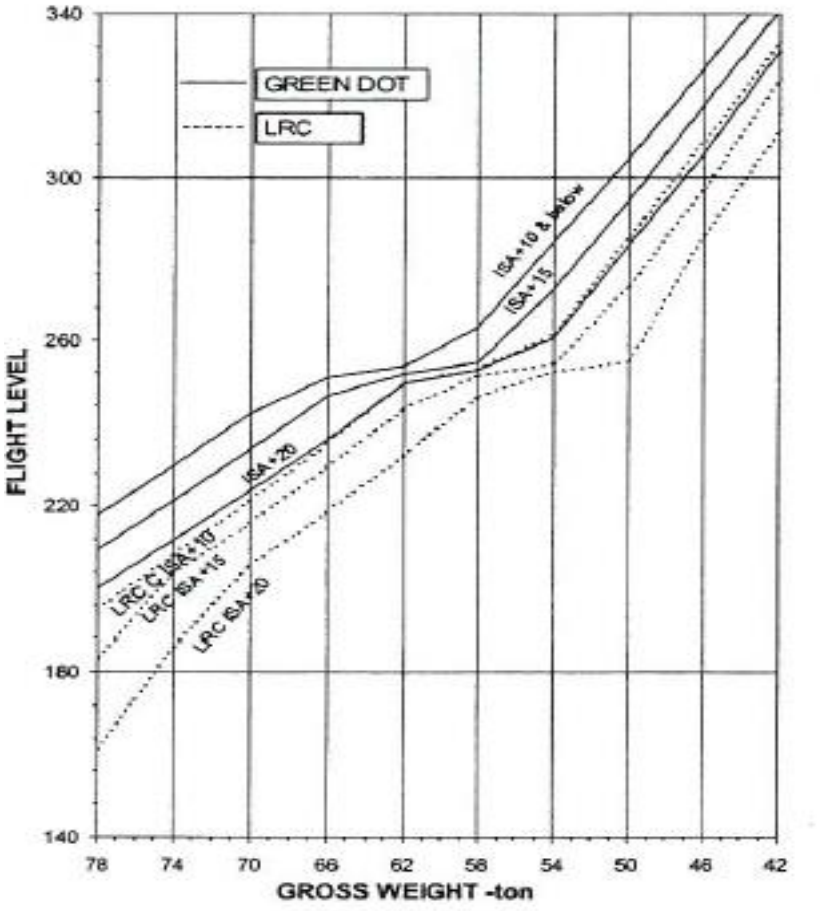
Slika 6.2. Mogućnosti ostvarivanja istog doleta na nižim visinama zbog povoljnijeg vjetra [5]

Primjerice, ako je masa zrakoplova 64 000 kg, njegova optimalna visina je 36 700 ft. Kad bi zrakoplov letio na visini 32 000 ft, imao bi 7% manji specifični dolet, odnosno isti dolet ako ga kompenzira s 30 kt povoljnijeg vjetra. Na primjer, ako na optimalnoj visini puše čeoni vjetar jačine 40 kt, na visini 32 000 ft treba puhati čeoni vjetar jačine 10 kt ili manje da bi bilo isplativije letjeti na toj visini.

6.3. Režimi leta kod otkaza motora u krstarenju

Prilikom otkaza motora, silu potiska na preostalom motoru potrebno je postaviti na postavku MCT. Ako se ne može održati trenutna visina leta, a nadvisivanje terena nije upitno, potrebno je slijediti standardnu proceduru (*Standard Strategy*) za snižavanje do visine krstarenja bez jednog motora. U slučaju da je nemoguće nadvisiti prepreke za propisanu visinu, slijedi se procedura u slučaju prepreka (*Obstacles Strategy*). Čim se osigura dovoljno nadvisivanje prepreka

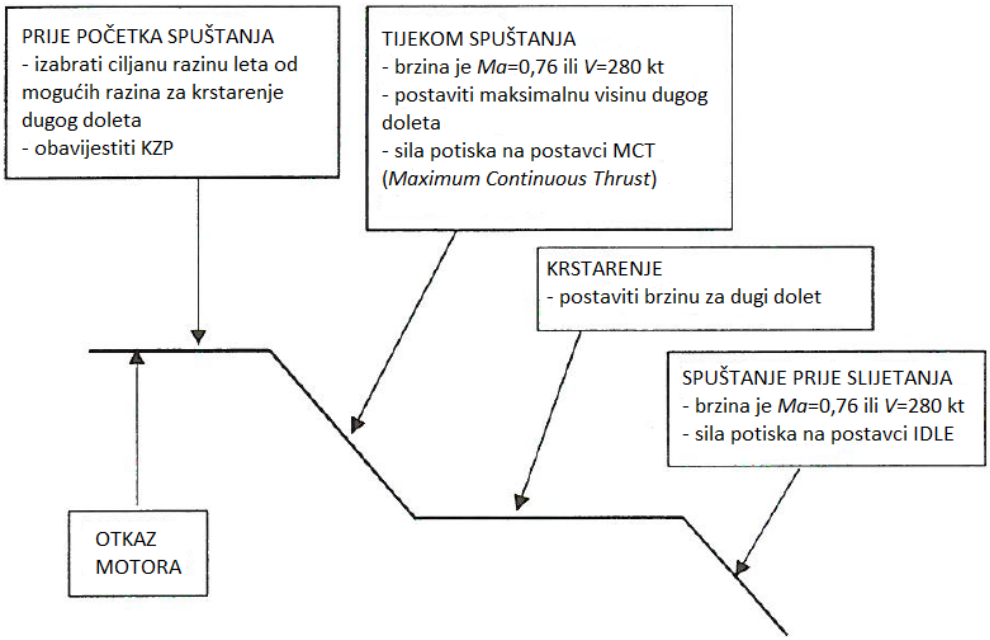
tijekom *Obstacles Strategy*, prelazi se na *Standard Strategy.* Na slici 6.3. prikazani su plafoni leta u slučaju otkaza motora za let brzinom za dugi dolet LRC (*Long Range Cruise*), kao i *Green Dot* brzinom. U oba slučaja leti se sa silom potiska na postavci MCT. Prikazani su podatci za standardnu temperaturu zraka (ISA), koja uključuje i temperature do 10°C više od nje, te one 15°C i 20°C više od standardne. Visine koje je moguće postići *Green Dot* brzinom veće su od onih na kojima se može letjeti brzinom LRC. Kao i u prethodnim slučajevima, maksimalna visina leta smanjuje se povećanjem temperature zraka. U slučaju uvjeta zaleđivanja kad je moguće nakupljanje leda na upravljačkim površinama, prikazane visine moraju se dodatno umanjiti za 2000 ft.



Slika 6.3. Maksimalne visine leta prilikom otkaza motora, [5]

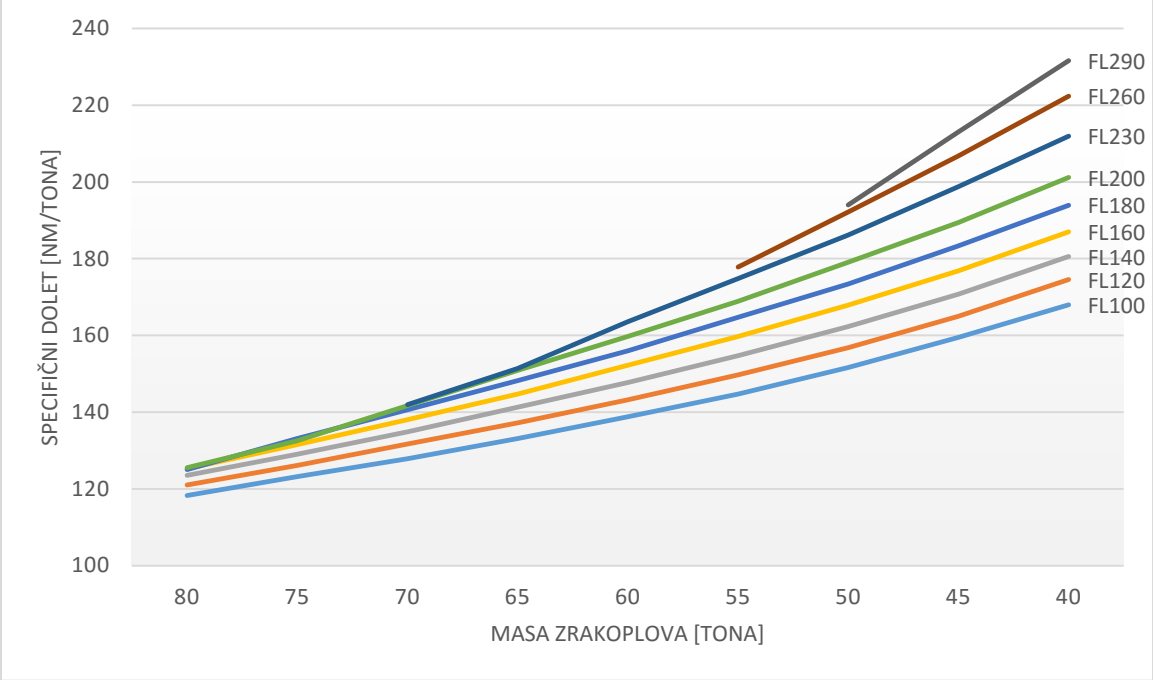
6.3.1. Standardna procedura spuštanja nakon otkaza motora

Na slici 6.4. prikazane su faze standardne procedure s opisom radnji potrebnih da bi se obavila ta procedura spuštanja nakon otkaza motora. Najprije je potrebno odabrati visinu na koju će se zrakoplov spustiti uzimajući u obzir težinu zrakoplova i meteorološke uvjete. Pilot zatim obavještava kontrolu zračnog prometa o svojim namjerama. Spuštanje se provodi brzinom *Ma*=0,76 ili *V*=280 kt, ovisi što je manje, uz silu potiska na postavci MCT. Slijedi krstarenje na odabranoj visini brzinom dugog doleta sve do početka spuštanja do aerodroma. U spuštanju prije slijetanja zrakoplov ponovno leti brzinom *Ma*=0,76 ili *V*=280 kt, ovisi koja je manja. [5]



Slika 6.4. Standardna procedura nakon otkaza motora, izvor: [5]

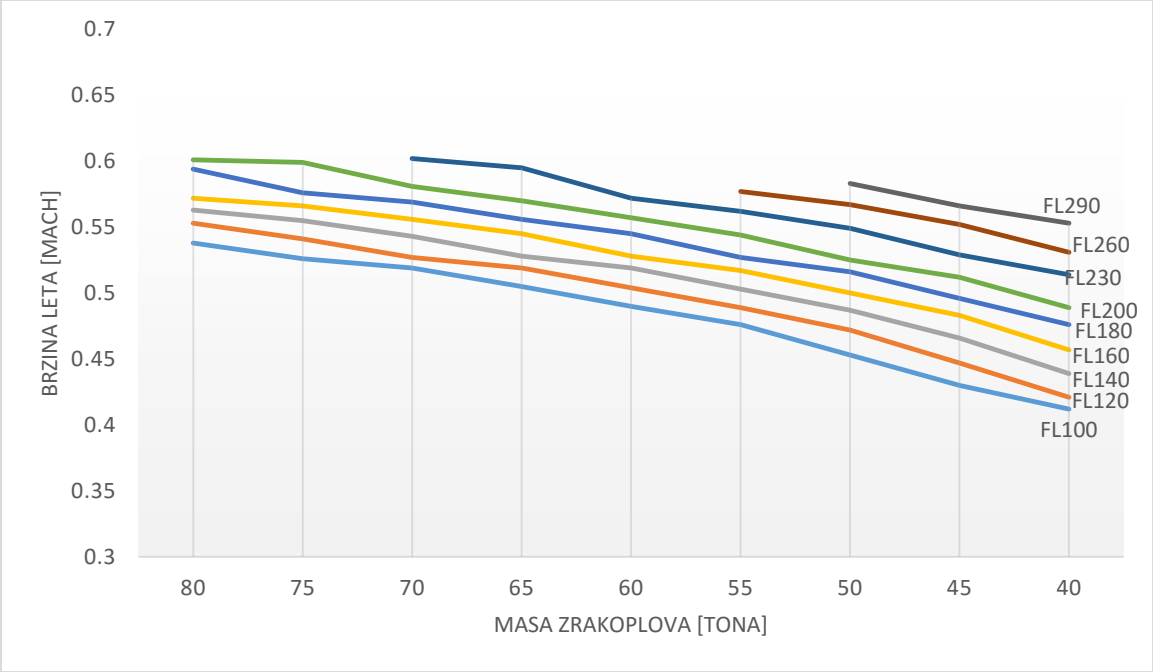
Grafikonom 3. prikazan je odnos specifičnog doleta i mase aviona na različitim razinama leta nakon otkaza motora.



Grafikon 3. Specifični dolet na različitim razinama leta prilikom krstarenja nakon otkaza motora, izvor: [5]

Može se uočiti da je specifični dolet veći u slučaju da je masa aviona manja i visina leta veća. Kako su prilikom otkaza motora smanjene njegove performanse, zrakoplov prevelike mase ne može održavati veću visinu koja bi omogućila veći specifični dolet.

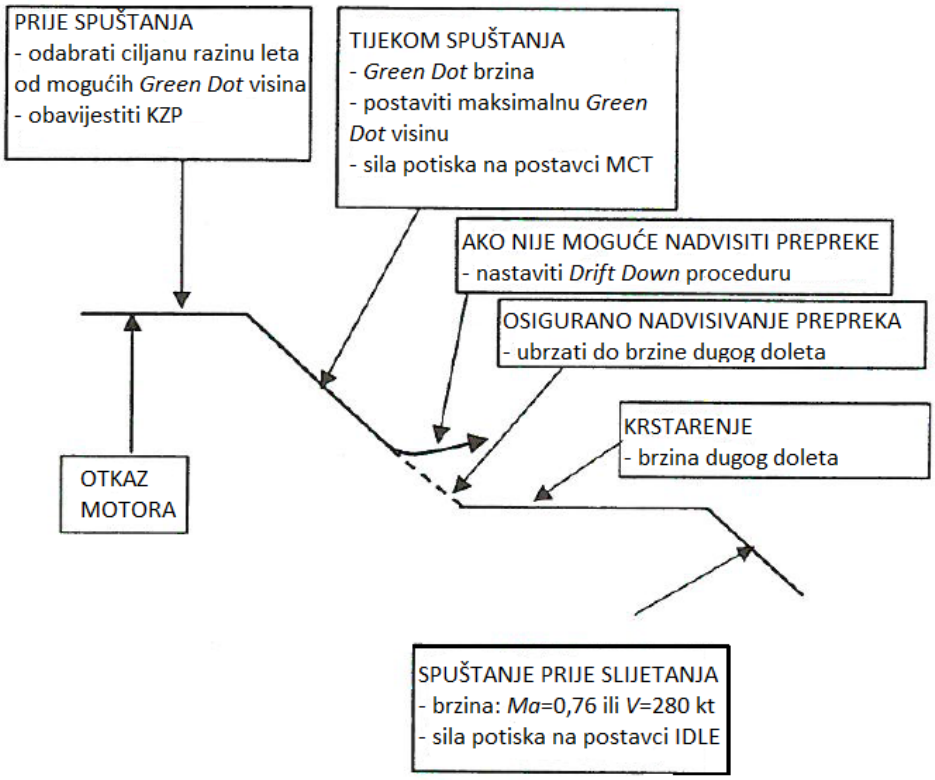
Grafikon 4. prikazuje odnos brzine zrakoplova izražene Machovim brojem i njegove mase na različitim razinama leta koje se koriste za krstarenje nakon otkaza motora. Smanjenjem mase aviona, pada vrijednost Machovog broja potrebna za održavanje visine leta. Za određenu masu, pri višoj razini leta, potrebna je veća brzina leta.



Grafikon 4. Brzine leta na različitim razinama leta prilikom krstarenja nakon otkaza motora, izvor: [5]

6.3.2. Procedura za spuštanje uz nadvisivanje prepreka

Kao što je prikazano na slici 6.5., ako se spuštanjem na željenu visinu neće osigurati nadvisivanje svih prepreka, potrebno je najprije odabrati višu visinu koja će ga osigurati. To se postiže *Drift Down* procedurom. Ona se provodi spuštanjem *Green Dot* brzinom uz silu potiska na postavci MCT. Kad se osigura nadvisivanje prepreka završava *Drift Down* procedura, te zrakoplov ubrzava do brzine za dugi dolet. Spuštanje do aerodroma slijetanja provodi se kao i u standardnoj proceduri. [5]



Slika 6.5. Procedura za spuštanje uz nadvisivanje prepreka nakon otkaza motora, izvor: [5]

7. Zaključak

Najbitnije veličine koje utječu na krstarenje aviona su: brzina i visina leta, dolet i specifični dolet aviona, masa zrakoplova te meteorološki uvjeti.

Nakon analize tih veličina te usporedbe različitih režima krstarenja, može se zaključiti da se najveći dolet postiže letom konstantnom brzinom i konstantnim koeficijentom uzgona, što zahtijeva konstantno povećanje visine leta. Takav način leta nije moguć zbog ograničenja koje zadaje kontrola zračnog prometa. Zbog prevelikog zagušenja zračnog prostora ne mogu se dopustiti konstantne, ni česte promjene visine.

Zbog različitih profila potrošnje goriva za različite režime leta, utvrđuje se veličina specifični dolet, odnosno omjer udaljenosti koju zrakoplov može prijeći po jedinici mase potrošenog goriva. Veći specifični dolet dobiva se smanjenjem mase aviona i povećanjem visine leta.

Prilikom određivanja optimalne visine leta, bitno je uračunati vanjsku temperaturu zraka, masu zrakoplova, te faktor opterećenja jer oni utječu na mogućnosti zrakoplova. Veća temperatura zraka, kao i veći faktor opterećenja dovode do smanjenja maksimalne moguće visine leta aviona. No, kako se povoljnim vjetrom može povećati dolet, ponekad je niža visina krstarenja bolji odabir.

U slučaju da tijekom leta dođe do izvanrednih situacija: dekompresije kabine ili otkaza motora, performanse zrakoplova bitno se umanjuju pa je potrebno sniziti visinu leta, ali pritom pazeći da se osigura sigurno nadvisivanje prepreka na ruti.

Literatura

[1] -, JAR ATPL Training – Performance, Atlantic Flight Training Ltd and Jeppesen GmbH, Frankfurt

[2] Saarlas, M., Aircraft Performance, John Wiley and Sons, Inc., Hoboken, 2007.

[3] Filippone, A., Advanced Aircraft Flight Performance, Cambridge University Press, New York, 2012.

[4] -, Getting to Grips with Aircraft Performance, Airbus, 2002.

[5] -, Airbus A320 Family – Operations Manual, Croatia Airlines, 2005.

[6] Official Journal of the European Union: Commision Regulation (EU) No 965/2012 of 5 October 2012, Annex I - Definitions for terms used in Annexes II to V; p. 11

[7] http://www.airbus.com/aircraftfamilies/passengeraircraft/a320family/a320/specifications/, Dimensions and Key Data, 10.6.2016.

[8] https://en.wikipedia.org/wiki/Airbus_A320_family#A320, 10.6.2016.

Popis ilustracija

Slika 2.1. Sile koje djeluju na zrakoplov prilikom krstarenja, [1] 4
Slika 2.2. Ovisnost potrebne snage i sile otpora o brzini, [1] 5
Slika 2.3. Ovisnost dostupne sile potiska i sile otpora o brzini i visini leta, [2] 6
Slika 2.4. Envelopa leta za avion Airbus A320-200, [3] 7
Slika 2.5. Ovisnost sile otpora o brzini leta, [1] 9
Slika 2.6. Utjecaj mase i visine na dolet, [1] 10
Slika 2.7. Utjecaj vjetra na brzinu maksimalnog doleta aviona, [2] 11
Slika 3.1. Utjecaj mase na Machov broj za maksimalni dolet, [4] 12
Slika 3.2. Utjecaj visine leta na Machov broj za maksimalni dolet, [4] 13
Slika 3.3. Određivanje Machovog broja za najekonomičniji režim leta, [4] 16
Slika 4.1. Ovisnost specifičnog doleta o visini, [4] 17
Slika 4.2. Odnos Machovog broja i polare zrakoplova, [4] 18
Slika 4.3. Ovisnost visine krstarenja o temperaturi zraka i masi zrakoplova, [4] 19
Slika 4.4. Početne visine krstarenja zrakoplova, [3] 20
Slika 5.1. BOB graf za avion Airbus A320, [4] 24
Slika 5.2. Profili leta za zrakoplov Airbus A319 s dovodom kisika od 22 minute, [4] 26
Slika 5.3. Stvarna i neto putanja leta prilikom otkaza motora aviona, [4] 28
Slika 5.4. Prvi slučaj - točka nakon koje nema povratka je nakon točke nastavka leta, [4] 31
Slika 5.5. Drugi slučaj - točka nakon koje nema povratka je prije točke nastavka leta, [4] 32
Slika 6.1. Maksimalne visine leta za Airbus A320-214, [5] 36
Slika 6.2. Mogućnosti ostvarivanja istog doleta na nižim visinama zbog povoljnijeg vjetra [5] .. 37
Slika 6.3. Maksimalne visine leta prilikom otkaza motora, [5] 38
Slika 6.4. Standardna procedura nakon otkaza motora, izvor: [5] 39
Slika 6.5. Procedura za spuštanje uz nadvisivanje prepreka nakon otkaza motora, izvor: [5] 42

Tablica 1. Određivanje klase performansi aviona 22
Tablica 2. Minimalne visine za nadvisivanje terena, MOCA 26
Tablica 3. Minimalne visine leta, MEA 27
Tablica 4. Gradijenti penjanja za koje se umanjuju performanse kod otkaza motora aviona 28

Grafikon 1. Specifični dolet zrakoplova za različite mase i razine leta prilikom standardnog krstarenja, izvor: [5] 34
Grafikon 2. Specifični dolet zrakoplova za različite mase i razine leta prilikom krstarenja dugog doleta, izvor: [5] 34
Grafikon 3. Specifični dolet na različitim razinama leta prilikom krstarenja nakon otkaza motora, izvor: [5] 40
Grafikon 4. Brzine leta na različitim razinama leta prilikom krstarenja nakon otkaza motora, izvor: [5] 41

METAPODACI

Naslov rada: Usporedba različitih režima krstarenja aviona

Student: Magdalena Šutej

Mentor: mr. sc. Davor Franjković, v. pred.

Naslov na drugom jeziku (engleski):

Comparison of Different Airplane Cruise Regimes

Povjerenstvo za obranu:

- izv. prof. dr. sc. Doris Novak predsjednik
- mr. sc. Davor Franjković, v. pred. mentor
- dr. sc. Karolina Krajček Nikolić član
- doc. dr. sc. Anita Domitrović zamjena

Ustanova koja je dodijelila akademski stupanj:

Fakultet prometnih znanosti Sveučilišta u Zagrebu

Zavod: Zavod za aeronautiku

Vrsta studija: Preddiplomski

Studij: Aeronautika

Datum obrane završnog rada: 5. srpanj 2016.

Sveučilište u Zagrebu
Fakultet prometnih znanosti
10000 Zagreb
Vukelićeva 4

IZJAVA O AKADEMSKOJ ČESTITOSTI I SUGLASNOST

Izjavljujem i svojim potpisom potvrđujem kako je ovaj završni rad isključivo rezultat mog vlastitog rada koji se temelji na mojim istraživanjima i oslanja se na objavljenu literaturu što pokazuju korištene bilješke i bibliografija.

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

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

Svojim potpisom potvrđujem i dajem suglasnost za javnu objavu završnog rada pod naslovom **Usporedba različitih režima krstarenja aviona**

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

Student/ica:

U Zagrebu, 20.6.2016.

Magdalena Šutej
(potpis)