

Proračun parametara procedure stepenastog penjanja aviona Airbus A320

Romić, Filip

Undergraduate thesis / Završni rad

2020

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:119:561708>

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

Download date / Datum preuzimanja: **2024-07-09**



Repository / Repozitorij:

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



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI

ZAVRŠNI RAD

**PRORAČUN PARAMETARA PROCEDURE STEPENASTOG
PENJANJA AVIONA AIRBUS A320**

Filip Romić

Zagreb, 2020.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI
ODBOR ZA ZAVRŠNI RAD

Zagreb, 10. ožujka 2020.

Zavod: **Zavod za aeronautiku**
Predmet: **Planiranje letenja i performanse I**

ZAVRŠNI ZADATAK br. 5517

Pristupnik: **Filip Romić (0135247144)**
Studij: **Aeronautika**
Smjer: **Pilot**
Usmjerenje: **Civilni pilot**

Zadatak: **Proračun parametara procedure stepenastog penjanja aviona Airbus A320**

Opis zadatka:

Objasniti dolet zrakoplova i istrajnost leta, te veličine koje utječu na njih.
Objasniti međuzavisnost optimalne visine leta i mase zrakoplova. Objasniti proceduru stepenastog penjanja. Navesti svrhu njene primjene. Nabrojati i objasniti ograničenja mogućnosti primjene.
Koristeći podatke iz letnog priručnika (AFM) za avion Airbus A320, konstruirati više profila stepenastog penjanja, izračunati performanse krstarenja za svaki od njih, te usporediti rezultate.
Izvesti i napisati zaključke.

Mentor:

Predsjednik povjerenstva za
završni ispit:

mr. sc. Davor Franjković, v. pred.

Sveučilište u Zagrebu
Fakultet prometnih znanosti

Završni rad

Proračun parametara procedure stepenastog penjanja aviona

Airbus A320

Calculation of Step Climb Procedure for Airbus A320

Mentor: mr.sc. Davor Franjković

Student: Filip Romić

JMBAG: 0135247144

Zagreb, srpanj 2020.

Sažetak

U ovom završnom radu objašnjena je procedura stepenastog penjanja te su obrađeni izračuni vezani uz njene parametre. Objašnjena je tematika vezana uz dolet mlaznog aviona te navedene i objašnjene veličine koje djeluju na njega i u kojoj količini. Izračunati su parametri leta bez primjene stepenastog penjanja za različite visine krstarenja pri standardnim i specifičnim uvjetima. Napravljena je analiza svih parametara izračunatih u ovome radu te usporedba parametra leta pri različitim procedurama letenja iz koje je napravljen zaključak na temelju realnih scenarija.

Ključne riječi: Airbus A320, dolet, parametri leta, stepenasto penjanje, optimalna visina

Summary

In this final paper, the procedure of step climbing is explained and the calculations related to its parameters are processed. The topic related to the range of the jet plane is explained, as well as the stated and explained quantities that affect it and in what quantity. Flight parameters without the use of step climbing for different cruising altitudes under standard and specific conditions were calculated. An analysis of all parameters calculated in this paper and a comparison of flight parameters in different flight procedures from which a conclusion was made based on realistic scenarios.

Key words: Airbus A320, range, flight parameters, step climb, optimum altitude

1. Uvod	1
2. Dolet i utjecajne veličine	2
2.1. Dolet	2
2.1.1 Jednađba doleta za mlazni zrakoplov	2
2.1.2. Specifični dolet	4
2.1.3. Brzina za maksimalni dolet	5
2.2. Utjecajne veličine	6
2.2.1. Utjecaj vjetra	6
2.2.2. Utjecaj visine	7
2.2.3. Utjecaj mase	7
3. Izračun parametara leta bez primjene procedure stepenastog penjanja	8
3.1. Izračuni parametara leta za različite visine	8
3.1.1. Krstarenje na FL290	8
3.1.2. Krstarenje na FL310	17
3.1.3. Krstarenje na FL330	19
3.1.4. Krstarenje na FL350	21
3.1.5. Krstarenje na FL370	22
3.2. Izračun parametara leta u specifičnim uvjetima	24
3.2.1. Utjecaj temperature zraka na parametre leta	24
3.2.2. Utjecaj vjetra na parametre leta	25
4. Procedura stepenastog penjanja	28
4.1. Primjena procedure stepenastog penjanja	28
5. Analiza rezultata	33
6. Zaključak	34
Literatura	35
Popis priloga	36

1. Uvod

Procedura stepenastog penjanja se u današnjem zrakoplovstvu učestalo koristi te je zapravo napravljena kako bi pomogla samom zrakoplovu pa tako i pilotima u penjanju do veće visine krstarenja. Ovakva procedura zahtjeva da se leti na manjim visinama krstarenja dok se ne potroši predviđena količina goriva da se krene na višu razinu krstarenja. Stepenasto penjanje se koristi još od ranijih dana mlaznih motora zbog toga što zrakoplov postaje lakši potrošnjom goriva pa se i optimalna razina krstarenja povećava time.

U ovom radu će se pokazati kako procedura stepenastog penjanja koristi zrakoplovu te što se time postiže. Cilj ove teme je da se usporede parametri leta s korištenjem procedure stepenastog penjanja i bez nje te da se na kraju analiziraju rezultati i napravi zaključak. Model zrakoplova koji će se koristiti u proračunima je Airbus A320, budući da ovaj zrakoplov sadrži mlazne motore ovaj rad će se isključivo bazirati na pravilima koja vrijede za iste.

U prvom poglavlju će se objašnjavati izabrana tema te njezin cilj.

U drugom poglavlju objašnjavat će se što je dolet zrakoplova, kako se on mijenja s obzirom na promjene usko povezanih veličina. Pokazat će se izvod formule doleta za mlazni zrakoplov, te objasniti što je specifični dolet i zašto je bitan.

U trećem poglavlju će se računati parametri leta odnosno potrošeno gorivo i vrijeme leta od polijetanja do slijetanja za neku realnu udaljenost koju zrakoplov A320 može prijeći za nekoliko različitih visina krstarenja. Uvjeti po kojima će se voditi izračuni bit će standardni te će se pokazati i nekoliko primjera gdje će se izračuni voditi po specifičnim uvjetima. Masa polijetanja će biti referentna i ista za sve primjere.

Četvrto poglavlje je rezervirano za glavnu temu ovog rada odnosno proračun parametara leta u stepenastom penjanju. Penjanje će se sastojati od nekoliko „stepenica“ gdje će zrakoplov nastojati da leti što bliže svojoj optimalnoj visini kako se masa smanjuje.

U petom poglavlju će se analizirati dobiveni rezultati iz prethodnih poglavlja te uspoređivati parametri leta dobiveni u izračunima gdje se ne koristi procedura stepenastog penjanja i gdje se koristi i na temelju toga će se donijeti realno objašnjenje.

Zadnje poglavlje ovog rada je zaključak u kojem će se predstaviti završna razmatranja vezana uz ovu temu na temelju dobivenih rezultata i njihove analize.

2. Dolet i utjecajne veličine

2.1. Dolet

Dolet zrakoplova je duljina koju zrakoplov može preletjeti s dostupnom količinom goriva u svojim rezervoarima te motoru na nekoj visini. U stvarnosti to nije moguće jer zrakoplov da bi dospio do određene visine treba potrošiti gorivo na ostale segmente leta kao što su polijetanje i penjanje te mora ostati neka rezerva goriva kad sleti zbog propisanih pravila u zakonu. [1] Izračun doleta podlozan je različitim uvjetima odnosno ovisi o profilu leta te namjeri. Različiti ili čak isti zrakoplovi mogu preletjeti istu udaljenost i potrošiti primjerice manje goriva ovisno o uvjetima leta. [2]

2.1.1 Jednažba doleta za mlazni zrakoplov

Želi li se odrediti put koji može prijeći zrakoplov u horizontalnom letu ako potroši masu goriva m_f . Tijekom leta masa zrakoplova se smanjuje za potrošeno gorivo. Neka je dm promjena mase u vremenskom intervalu dt . Tada je promjena mase dm jednaka produktu vremena dt i derivacije mase po vremenu \dot{m} . Ako sa dR označimo element puta, za vrijeme promjene mase dm , onda je duž tog elementarnog puta:

$$\frac{dR}{dm} = \frac{Vdt}{\dot{m}dt} = \frac{V}{\dot{m}}$$

Izvjesno je da je takva promjena mase pad mase odnosno da je $\dot{m} < 0$. Masa zrakoplova je zbroj promjenljive mase goriva \dot{m}_f i konstantnog dijela mase m_c .

$$m = m_c + m_f$$

Kod mlaznih motora specifična masena potrošnja goriva proporcionalna je pogonskoj sili $\dot{m} = -C_T T$. Taj koeficijent masene potrošnje goriva C_T ima dimenziju masenog protoka po jedinici sile [kg/(Ns)].

U horizontalnom ravnotežnom letu konstantnom brzinom, potrebna pogonska sila T_r jednaka je otporu D , a uzgon L jednak je težini mg , te se polazna jednadžba transformira u oblik:

$$\frac{dR}{dm} = \frac{V}{\dot{m}} = \frac{V}{-C_T T} = -\frac{V L}{C_T D} \frac{1}{gm}$$

Daljnijim integriranjem dolazi se do finalnog oblika jednadžbe za dolet mlaznog zrakoplova odnosno do Breguetove jednadžbe doleta. Jednadžba za zrakoplove s mlaznim motorima izvedena uz iste pretpostavke kao za propelerski pogon odnosno za konstantan napadni kut te s time i konstantan koeficijent uzgona uz brzinu koja zadovoljava horizontalni let.

Breguetova jednadžba za dolet:

$$R = \frac{2}{C_T} \sqrt{\frac{2}{g\rho S}} (\sqrt{m_i} - \sqrt{m_k}) \frac{\sqrt{C_L}}{C_D}$$

Gdje je:

- R [m] – dolet
- C_T [kg/(Ns)] – koeficijent masene potrošnje goriva
- $g = 9,81 \text{ m/s}^2$ – ubrzanje sile teže
- ρ [kg/m³] – gustoća zraka
- S [m²] – površina krila zrakoplova
- m_i [kg] – početna masa zrakoplova
- m_k [kg] – krajnja masa zrakoplova
- C_L – koeficijent uzgona
- C_D – koeficijent otpora

Iz ove jednadžbe vidljivo je da će dolet biti maksimalan u slučaju kada je vrijednost koeficijenta masene potrošnje goriva najmanja, a početna masa goriva najveća te kada je omjer $\sqrt{C_L}/C_D$ najveći. Dolet ovisi i o gustoći zraka te je on veći što je gustoća zraka manja te se može zaključiti da se dolet povećava porastom visine na kojoj zrakoplov leti. Međutim, to nije sasvim točno budući da dolet raste samo do određene visine zbog smanjene gustoće zraka koja se mora nekako nadomjestiti. Iznad određene visine se TAS zrakoplova povećava čime se povećava i specifična potrošnja goriva u ovom slučaju u odnosu na potisak, a to se označava kao *TSFC* (Thrust-specific Fuel Consumption).

2.1.2. Specifični dolet

Specifični dolet se definira kao omjer prijeđene udaljenosti po jedinici goriva odnosno nautička milja po kilogramu goriva (NM/kg). Maseni protok goriva je usko povezan s potiskom motora za mlazni zrakoplov.

Kad se taj odnos promatra u funkciji vremena, može se iskazati kao omjer stvarne brzine zrakoplova i masenog protoka goriva.

$$SR = \frac{TAS}{\dot{m}_f}$$

gdje je :

- SR [NM/kg] – specifični dolet
- TAS [kt] – True Air Speed (stvarna brzina zrakoplova)
- \dot{m} [kg/h] – maseni protok goriva

Budući da je protok goriva kod mlaznih zrakoplova jednak umnošku specifične potrošnje goriva $TSFC$ i sile potiska F_T , dolet se može izraziti kao:

$$SR = \frac{TAS}{TSFC \times F_T}$$

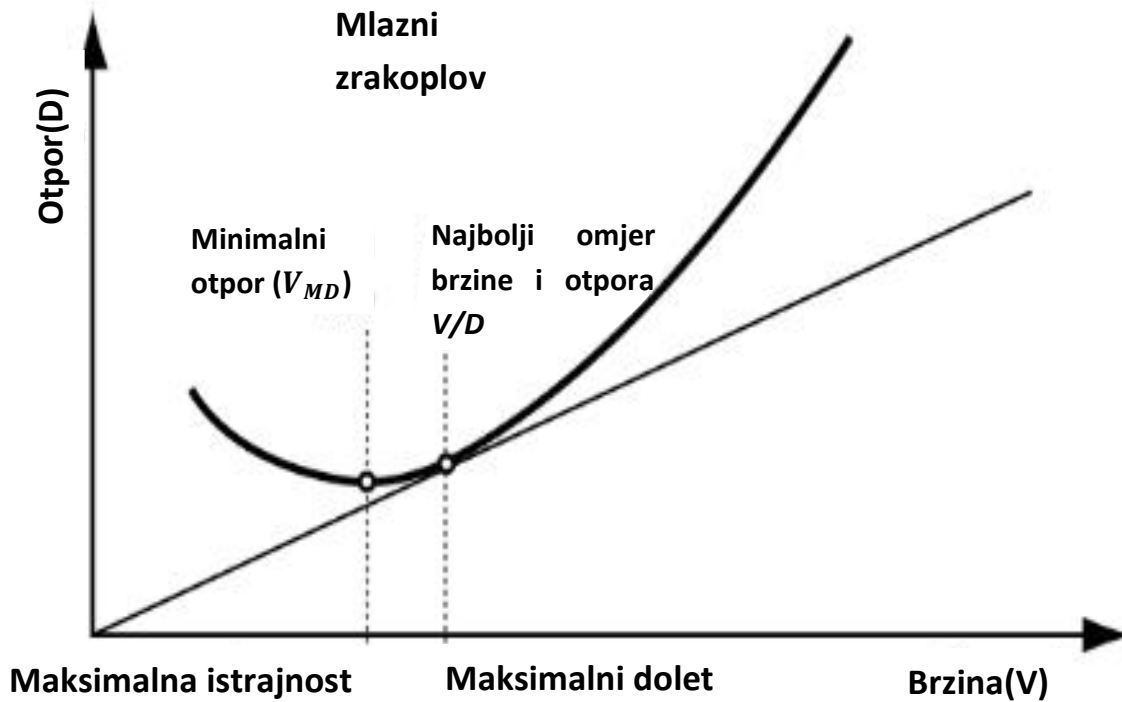
Ako se zamijeni silu potiska sa silom otpora, dobiva se:

$$SR = \frac{TAS}{TSFC \times F_D}$$

Iz ovoga se vidi da je specifični dolet maksimalan za maksimalni omjer brzine i sile otpora.

2.1.3. Brzina za maksimalni dolet

Iz grafa sile otpora u ovisnosti o brzini iščitava se brzina za maksimalan dolet. Na slici 1. je prikazan upravo takav graf.



Slika 1. Graf sile otpora i brzine [3]

Prema slici 1. vidi se da ako se povuče tangentu iz ishodišta do krivulje $D-V$ dobije se točka gdje je omjer sile otpora i brzine najbolji te u toj istoj točki je brzina za maksimalan dolet koja se označava kao $V_{IMD} \times 1.32$. U praksi se vrlo rijetko koristi ova brzina jer je stabilnost brzine vrlo mala. Koristi se nešto veća brzina od ove koja rezultira boljim vremenom leta te većom stabilnosti, dok se dolet ne smanjuje puno. [3]

2.2. Utjecajne veličine

Na dolet utječe više različitih čimbenika koji mogu uvelike mijenjati udaljenost koju zrakoplov može prijeći. Na duljinu doleta najviše utječu vjetar, masa zrakoplova te visina.

2.2.1. Utjecaj vjetra

Vjetar može dolet zrakoplova drastično promijeniti, u pozitivnom ili negativnom smislu. Na slici 2. prikazan je graf ovisnosti sile otpora o brzini za različite uvjete vjetra.



Slika 2. Graf sile otpora i brzine pri različitim komponentama vjetra [3]

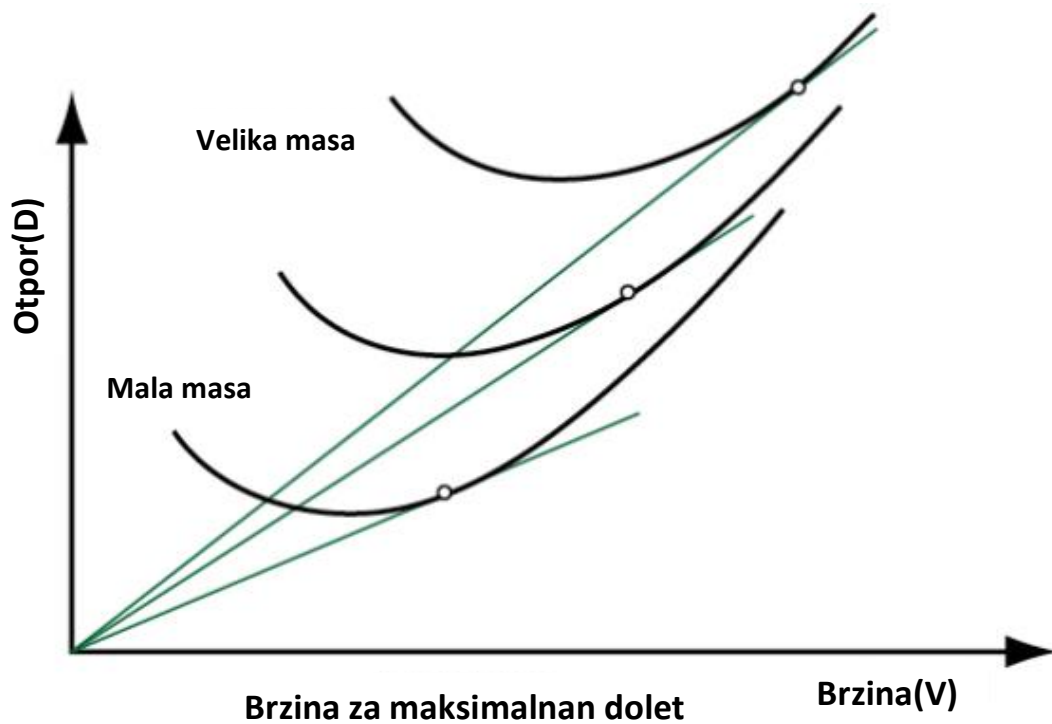
Vjetar mnogo utječe na brzinu za maksimalni dolet jer mijenja brzinu leta u odnosu na tlo te time i udaljenost koju zrakoplov može prijeći. Na slici je vidljivo da se brzina za maksimalni dolet dobiva tako da se povuče linija, ne iz ishodišta kao inače, nego iz točke gdje je odgovarajuća vrijednost leđnog odnosno čeonog vjetra do krivulje otpora i brzine (F_D-V). Iz ovoga se može zaključiti da će čeonog vjetar rezultirati u većoj brzini za maksimalan dolet, dok će za leđni vjetar brzina za maksimalni dolet biti manja.

2.2.2. Utjecaj visine

Dolet zrakoplova se povećava s visinom do optimalne visine. Ovo se događa zbog dva ključna razloga, a to je da se stvarna brzina zrakoplova povećava s visinom te da se povećava učinkovitost motora. Međutim, iznad ove visine ova pravila ne vrijede te se dolet smanjuje zbog povećanog otpora zraka koji je izazvan efektom stlačivosti zraka. Također je važno napomenuti da optimalna visina raste smanjenjem mase zrakoplova, a to se postiže potrošnjom goriva. Utjecaj visine na dolet je od posebne važnosti jer nijedan drugi čimbenik ne uzrokuje tolike promjene specifičnog doleta.[4]

2.2.3. Utjecaj mase

Masa zrakoplova je još jedna od ključnih veličina koje utječu na dolet. Na slici 3. prikazan je graf ovisnosti sile otpora o brzini za različite mase zrakoplova.



Slika 3. Graf sile otpora i brzine pri različitim masama [3]

Promatranjem grafa na slici 3. može se zaključiti da se povećanjem mase povećava sila otpora. Ovo rezultira većim masenim protokom goriva te smanjenjem specifičnog doleta. Razlog povećanja otpora je povećanje inducirano otpora što je rezultat veće količine potrebnog uzgona, te ako zadržavamo isti napadni kut tu potrebu za većim uzgonom kompenziramo većom brzinom zrakoplova. Može se zaključiti da povećanjem mase zrakoplova smanjujemo dolet.

3. Izračun parametara leta bez primjene procedure stepenastog penjanja

Izračuni u ovom poglavlju temeljit će se na nekim pretpostavkama i određenim uvjetima koji su postavljeni. Parametri leta koji se računaju su izračun potrošenog goriva te vremena leta za segmente od polijetanja do slijetanja za udaljenost u odnosu na zemlju od 3000 NM.

3.1. Izračuni parametara leta za različite visine

Izračuni parametara leta će se bazirati na odabranoj referentnoj masi odnosno masi polijetanja od 70000 kilograma (kg) te ostalim uvjetima.

Uvjeti izračuna za određenu visinu krstarenja:

- ISA (International Standard Atmosphere)
- CG = 33%
- LR (Long Range)
- Normal Air Conditioning
- Anti-icing On

3.1.1. Krstarenje na FL290

U prvom koraku izračuna traže se vrijednosti vezane za penjanje do željene visine krstarenja, u ovome slučaju visina krstarenja je FL290. Budući da je masa polijetanja referentna od te mase se mora oduzeti potrošeno gorivo u penjanju da bi se došlo do željene razine leta.

Na slici 4. iz tablice penjanja iščitavaju se potrebni podatci, a to su vrijeme koje je potrebno da bi se došlo do razine leta, potrošeno gorivo u tom vremenu i prijeđena udaljenost u odnosu na zemlju. Potrebna udaljenost za penjanje pa tako i za spuštanje bitna je kako bi se znalo koliku udaljenost avion prijeđe u krstarenju što je usko povezano s krajnjim rezultatom potrošenog goriva.

Za ovu razinu leta te vrijednosti su:

- $t_c = 17 \text{ min}$
- $f_c = 1445 \text{ kg}$
- $D_c = 101 \text{ NM}$

Gdje su:

- t_c [min] -vrijeme penjanja
- f_c [kg] -masa potrošenog goriva u penjanju
- D_c [NM] -udaljenost prijeđena u penjanju

Tablica penjanja zrakoplova utvrđena je na potisku maksimalnog penjanja s klimatizacijom u normalnom modu i ugašenim sustavima protiv zaleđivanja.

Profil brzina penjanja je:

- 250 kt od visine 1500 ft do visine FL100
- Ubzanje od brzine 250 kt na 300 kt
- Penjanje pri brzini od 300 kt te nakon odabrane visine brzinom 0.78 Ma

U sljedećem koraku se oduzima gorivo potrošeno za penjanje od mase polijetanja kako bi dobili početnu masu krstarenja.

$$m_{cr} = TOM - f_c$$

$$m_{cr} = 70000 - 1445 = 68555 \text{ kg}$$

Kako bi se dobilo koliko goriva zrakoplov potroši za vrijeme krstarenja potrebno je pronaći put koji prijeđe na određenoj visini. Dostupan je podatak koliki put je potreban za penjanje do FL290. Također je potreban put za spuštanje s te razine leta pri određenoj masi te su uvedene pretpostavke mase kako bi se odredio put.

A319/A320/A321 CROATIA AIRLINES <small>FLIGHT CREW OPERATING MANUAL</small>	IN FLIGHT PERFORMANCE	3.05.10	P 3
	CLIMB	SEQ 170	REV 27

R

CLIMB - 250KT/300KT/M.78								
MAX. CLIMB THRUST		ISA			FROM BRAKE RELEASE			
NORMAL AIR CONDITIONING		CG=33.0%			TIME (MIN)		FUEL (KG)	
ANTI-ICING OFF					DISTANCE (NM)		TAS (KT)	
FL	WEIGHT AT BRAKE RELEASE (1000KG)							
	66	68	70	72	74	76	78	
390								
370	24 1779 155 387	26 1884 166 388	27 2003 179 391					
350	21 1638 134 378	22 1721 141 380	24 1811 150 381	25 1910 159 383	27 2019 170 384	28 2142 183 387	30 2282 197 389	
330	19 1528 118 371	20 1600 124 371	21 1677 131 373	22 1759 138 374	23 1847 146 375	25 1942 154 377	26 2045 164 378	
310	17 1428 105 362	18 1492 110 363	19 1560 115 364	20 1632 121 365	21 1708 127 366	22 1788 134 367	23 1874 141 368	
290	16 1326 92 352	16 1384 96 352	17 1445 101 353	18 1509 106 354	19 1576 111 355	20 1646 116 356	20 1720 122 357	
270	14 1205 78 338	14 1256 81 339	15 1310 85 339	16 1365 89 340	16 1423 93 341	17 1484 97 342	18 1547 101 343	
250	12 1098 66 325	13 1143 69 325	13 1191 72 326	14 1240 75 327	14 1291 78 327	15 1344 82 328	16 1399 85 329	
240	11 1048 61 318	12 1091 64 319	12 1136 66 319	13 1182 69 320	13 1230 72 321	14 1280 75 322	15 1331 78 322	
220	10 954 52 306	11 993 54 306	11 1033 56 307	11 1074 59 307	12 1117 61 308	12 1161 64 309	13 1207 66 309	
200	9 866 44 293	9 901 46 293	10 937 48 294	10 974 50 294	11 1012 52 295	11 1052 54 296	11 1092 56 296	
180	8 784 37 280	8 816 39 280	9 848 40 281	9 881 42 281	9 915 44 282	10 950 45 283	10 986 47 283	
160	7 707 31 266	7 735 33 267	8 764 34 267	8 793 35 268	8 823 37 268	8 855 38 269	9 887 40 270	
140	6 633 26 252	6 658 27 252	7 684 28 253	7 710 29 254	7 737 31 254	7 765 32 255	8 794 33 256	
120	5 563 22 237	6 586 22 237	6 608 23 238	6 632 24 239	6 656 25 239	7 680 26 240	7 705 27 241	
100	4 450 15 209	4 468 16 210	5 486 16 211	5 505 17 211	5 524 17 212	5 544 18 213	5 564 19 214	
50	3 293 8 171	3 304 8 172	3 316 8 173	3 328 9 174	3 340 9 174	3 352 9 176	3 364 10 177	
15	2 184 4 122	2 191 4 122	2 198 4 123	2 205 4 124	2 212 4 125	2 219 4 126	2 227 4 127	
LOW AIR CONDITIONING ΔFUEL = - 0.6 %		HIGH AIR CONDITIONING ΔFUEL = + 0.6 %		ENGINE ANTI ICE ON ΔFUEL = + 2.5 %		TOTAL ANTI ICE ON ΔFUEL = + 5 %		

11.0-08FOA320-214 CFM56-5B4/P SA21100000C5KG330 0 018590 0 0 2 1.0 900.0 300.00 1 03250.000300.000 .780 0 FCOM-ND-03-05-10-003-170

CTN MSN 1009 1237

Slika 4. Tablica performansi penjanja zrakoplova A320 [5]

Budući da trenutno nema podatka o tome koja će biti krajnja masa krstarenja odnosno početna masa spuštanja uvest će se pretpostavka od 52000 kg. Tako iz tablice za spuštanje koja je na slici 5. se iščitavaju podatci za vrijeme, gorivo i udaljenost potrebno za spuštanje. Promatranjem tablice se vidi da nema mase od 52000 kg pa kako bi se postigla veća preciznost izračuna koristi se linearna interpolacija.

$$m_{cr_1} = 52000 \text{ kg}$$

Formula za linearnu interpolaciju jest: $\frac{y-y_0}{x-x_0} = \frac{y_1-y_0}{x_1-x_0}$

$$\frac{65000 - 45000}{65000 - 52000} = \frac{82 - 64}{82 - x}$$

$$\frac{20000}{13000} = \frac{18}{82 - x}$$

$$20000(82 - x) = 13000 \times 18$$

$$1640000 - 20000x = 234000$$

$$20000x = 1640000 - 234000$$

$$20000x = 1406000 \div 20000$$

$$x = 70.3 \text{ NM}$$

Dobiven je put potreban za spuštanje od 70.3 NM, te se preko iste formule dobije vrijeme i gorivo.

$$\frac{65000 - 45000}{65000 - 52000} = \frac{145 - 114}{145 - x}$$

$$\frac{20000}{13000} = \frac{31}{145 - x}$$

$$20000(145 - x) = 13000 \times 31$$

$$2900000 - 20000x = 403000$$

$$20000x = 2900000 - 403000$$

$$20000x = 2497000 \div 20000$$

$$x = 125 \text{ kg}$$

$$\frac{65000 - 45000}{65000 - 52000} = \frac{14.2 - 11.1}{14.2 - x}$$

$$\frac{20000}{13000} = \frac{3.1}{14.2 - x}$$

$$20000(14.2 - x) = 13000 \times 3.1$$

$$284000 - 20000x = 40300$$

$$20000x = 284000 - 40300$$

$$20000x = 243700 \div 20000$$

$$x = 12.2 \text{ min}$$

Vrijednosti za spuštanje su:

- $t_d = 12.2 \text{ min}$
- $f_d = 125 \text{ kg}$
- $D_d = 70.3 \text{ NM}$

Tablica spuštanja zrakoplova prikazana na slici 5., je utvrđena na normalnoj brzini spuštanja koja iznosi 0.78 Ma /300 kt /250 kt do visine 1500 ft pri:

- klimatizaciji u normalnom modu
- ugašenim sustavima protiv zaleđivanja
- maksimalnoj brzini spuštanja kabine od 350 ft/min

A319/A320/A321  CROATIA AIRLINES <small>FLIGHT CREW OPERATING MANUAL</small>	IN FLIGHT PERFORMANCE DESCENT	3.05.30	P 2
		SEQ 170	REV 27

R

DESCENT - M.78/300KT/250KT									
IDLE THRUST			ISA		MAXIMUM CABIN RATE OF DESCENT 350FT/MIN				
NORMAL AIR CONDITIONING			CG=33.0%						
ANTI-ICING OFF									
WEIGHT (1000KG)	45				65				IAS (KT)
	TIME (MIN)	FUEL (KG)	DIST. (NM)	N1	TIME (MIN)	FUEL (KG)	DIST. (NM)	N1	
390	16.1	204	101	68.8	17.4	165	106	IDLE	241
370	14.6	174	89	69.9	16.7	160	100	IDLE	252
350	12.9	134	77	72.1	16.0	156	95	IDLE	264
330	12.0	119	70	IDLE	15.4	153	91	IDLE	277
310	11.6	117	67	IDLE	14.8	149	86	IDLE	289
290	11.1	114	64	IDLE	14.2	145	82	IDLE	300
270	10.6	110	59	IDLE	13.4	141	76	IDLE	300
250	10.0	107	55	IDLE	12.7	136	71	IDLE	300
240	9.7	105	53	IDLE	12.3	133	68	IDLE	300
220	9.1	100	49	IDLE	11.5	127	62	IDLE	300
200	8.5	94	45	IDLE	10.6	119	56	IDLE	300
180	7.8	86	40	IDLE	9.8	109	51	IDLE	300
160	7.1	78	36	IDLE	8.8	97	45	IDLE	300
140	6.3	67	31	IDLE	7.9	83	39	IDLE	300
120	5.6	57	27	IDLE	6.9	70	33	IDLE	300
100	4.9	48	23	IDLE	6.0	58	28	IDLE	300
50	1.7	15	7	IDLE	2.1	18	9	IDLE	250
15	.0	0	0	IDLE	.0	0	0	IDLE	250
CORRECTIONS		LOW AIR CONDITIONING		ENGINE ANTI ICE ON		TOTAL ANTI ICE ON		PER 1° ABOVE ISA	
TIME		-		+ 6 %		+ 6 %		-	
FUEL		- 2 %		+ 28 %		+ 44 %		+ 0.2 %	
DISTANCE		-		+ 3 %		+ 4 %		+ 0.3 %	

11.D-08FOA320-214 CFM56-5B4/P SA23100000C5KG330 0 018590 0 0-1-350.0 15.0 .00 0 03 .780300.000250.000 0 FCOM-ND-03-05-30-002-170

CTN MSN 1009 1237

Slika 5. Tablica performansi spuštanja zrakoplova A320 [5]

Udaljenost koju zrakoplov prijeđe za vrijeme krstarenja lako se izračunava s postojećim i izračunatim podacima. Od ukupne udaljenosti se oduzima udaljenost koju prijeđe za vrijeme penjanja i spuštanja.

$$D_{cr} = D - D_c - D_d$$

$$D_{cr} = 3000 - 101 - 70.3$$

$$D_{cr} = 2828.7 \text{ NM}$$

Udaljenost koju zrakoplov prijeđe za vrijeme krstarenja je 2828.7 NM, te je idući korak da se dobije brzina krstarenja preko koje se izračunava vrijeme krstarenja zrakoplova. Brzina leta se dobije iz tablice za LR krstarenje koja je na slici 6. tako da se uzmu sve vrijednosti brzine od početne do krajnje mase krstarenja te se izračuna njihova aritmetička sredina. Znači, od 68555 kg što je početna masa krstarenja do 52000 kg što se pretpostavlja da je krajnja masa krstarenja.

Brzina za masu od 68555 kg se interpolira budući da nije dostupna u tablici te se dobije vrijednost od 433 kt te se računa:

$$TAS = \frac{433 + 432 + 428 + 422 + 416 + 411 + 406 + 400 + 396 + 394}{10}$$

$$TAS = 414 \text{ kt}$$

Brzina krstarenja se mijenja kao i sve ostale vrijednosti iz tablice na slici 6. za određenu visinu jer masa zrakoplova nije konstantna nego opada s potrošnjom goriva. Budući je dobivena udaljenost i brzina krstarenja, računa se potrebno vrijeme za ovaj segment leta.

$$t_{cr} = \frac{D_{cr}}{TAS}$$

$$t_{cr} = \frac{2828.7 \text{ NM}}{414 \text{ kt}} = 6.83 \text{ h}$$

Idući korak je pronaći potrošnju goriva u vremenu, a kako se masa smanjuje ona se mijenja kao i brzina prethodno. Potrošnja goriva za masu od 68555 kg je 1283 kg/h po motoru te se uzima aritmetička sredina svih potrošnja goriva od početne do krajnje mase krstarenja.

$$\dot{m}_f = \frac{1283 + 1272 + 1235 + 1197 + 1158 + 1122 + 1086 + 1051 + 1022 + 1000}{10}$$

$$\dot{m}_f = 1143 \frac{kg}{h} / ENG$$

$$f_{cr} = \dot{m}_f \times t_{cr}$$

$$f_{cr} = 2 \times 1143 \frac{kg}{h} \times 6.83 h = 15613 kg$$

Budući se leti na FL290 moguće je da dođe do zaleđivanja te kako bi se preventirao taj ishod uključuju se sustavi protiv zaleđivanja koji za svoj rad troše gorivo pa se radi korekcija:

$$\Delta f_{cr} = 5\% \times f_{cr}$$

$$f_{cr} = (0.05 \times 15613) + 15613 = 16394 kg$$

Potrošeno gorivo u krstarenju zbrojimo s potrošenim gorivom u penjanju i spuštanju da bi dobili ukupno gorivo koje smo potrošili za let na FL290.

$$f = f_c + f_{cr} + f_d$$

$$f = 1445 + 16394 + 125 = 17964 kg$$

Ukupno vrijeme leta dobije se zbrajanjem potrebnog vremena za sva tri segmenta leta.

$$t = t_c + t_{cr} + t_d$$

$$t = 17 + 410 + 12.2 = 439.2 min$$

A319/A320/A321  CROATIA AIRLINES <small>FLIGHT CREW OPERATING MANUAL</small>	IN FLIGHT PERFORMANCE CRUISE	3.05.15	P 14
		SEQ 130	REV 30

R

LONG RANGE CRUISE													
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	74.8	.662	75.5	.671	76.9	.694	78.4	.722	79.9	.749	81.8	.771	
	976	253	941	246	933	244	932	243	935	242	939	238	
	200.6	392	209.3	394	216.4	404	223.4	416	229.9	430	235.7	442	
52	75.3	.666	76.3	.680	77.8	.706	79.1	.733	80.6	.759	82.4	.778	
	1000	255	974	249	970	248	969	247	970	245	972	240	
	197.2	394	204.9	399	211.6	410	218.1	423	224.3	435	229.5	446	
54	75.8	.669	77.1	.690	78.7	.718	79.8	.745	81.3	.768	83.1	.783	
	1022	256	1009	253	1009	253	1008	251	1007	248	1007	242	
	193.9	396	200.6	405	207.0	418	213.0	429	218.7	441	222.9	449	
56	76.5	.676	77.9	.699	79.3	.727	80.5	.754	82.0	.775	83.6	.783	
	1051	259	1043	257	1044	256	1043	255	1041	251	1038	242	
	190.4	400	196.5	410	202.6	423	208.3	434	213.4	445	216.3	449	
58	77.2	.685	78.8	.710	80.0	.738	81.2	.763	82.5	.781	84.3	.786	
	1086	263	1082	261	1083	260	1080	258	1075	253	1076	243	
	186.6	406	192.6	417	198.2	429	203.6	440	208.2	448	209.3	451	
60	78.0	.694	79.5	.721	80.6	.747	81.8	.771	83.1	.784	85.0	.788	
	1122	266	1121	266	1119	264	1116	261	1109	254	1116	244	
	183.0	411	188.7	423	194.1	434	199.0	444	202.8	450	202.5	452	
62	78.7	.703	80.1	.730	81.2	.755	82.4	.777	83.6	.784	85.8	.789	
	1158	270	1157	269	1155	267	1150	263	1140	254	1156	244	
	179.6	416	185.0	428	190.1	439	194.7	448	197.2	450	195.8	453	
64	79.5	.713	80.7	.739	81.8	.764	82.9	.781	84.2	.786	86.1	.780	
	1197	274	1197	273	1194	270	1182	265	1179	255	1170	241	
	176.3	422	181.3	434	186.1	444	190.3	450	191.4	451	191.1	447	
66	80.2	.723	81.3	.748	82.5	.771	83.4	.784	84.9	.788			
	1235	278	1233	276	1231	273	1217	266	1218	255			
	173.1	428	177.9	439	182.2	449	185.8	452	185.6	452			
68	80.7	.730	81.8	.755	83.0	.776	83.9	.784	85.6	.789			
	1272	281	1270	279	1264	275	1247	266	1258	256			
	170.0	432	174.5	443	178.6	452	181.3	452	180.0	453			
70	81.3	.739	82.4	.764	83.5	.780	84.4	.786	86.2	.789			
	1311	285	1309	283	1296	277	1285	267	1296	256			
	166.8	437	171.1	448	175.0	454	176.3	453	174.7	453			
72	81.8	.747	83.0	.771	83.9	.783	85.0	.788	86.4	.772			
	1348	288	1346	285	1331	278	1324	267	1291	250			
	163.9	442	167.9	452	171.2	456	171.6	454	171.5	443			
74	82.3	.753	83.5	.776	84.4	.784	85.6	.789					
	1384	291	1382	288	1362	278	1363	268					
	161.1	446	164.8	455	167.5	456	166.8	455					
76	82.8	.761	84.0	.780	84.8	.785	86.2	.789					
	1423	294	1415	289	1398	279	1402	268					
	158.3	450	161.8	458	163.4	457	162.3	455					
78	83.4	.768	84.4	.782	85.4	.787	86.5	.782					
	1462	297	1446	290	1436	279	1417	265					
	155.5	455	158.7	459	159.4	458	159.0	451					
LOW AIR CONDITIONING				ENGINE ANTI ICE ON				TOTAL ANTI ICE ON					
ΔFUEL = -0.5 %				ΔFUEL = +2.5 %				ΔFUEL = +5 %					

CTN MSN 1009 1237

Slika 6. Tablica krstarenja dugog doleta [5]

3.1.2. Krstarenje na FL310

Budući da je ova visina krstarenja viša od prethodne pretpostavlja se da će zrakoplov potrošiti manje goriva, a kako se s visinom povećao i *TAS* za vrijeme leta se očekuje da bude manje. Iako zrakoplov još uvijek nije blizu svoje optimalne visine troši manje goriva nego na manjim visinama što je karakteristično za mlazni zrakoplov.

Penjanje:

- $t_c = 19 \text{ min}$
- $f_c = 1560 \text{ kg}$
- $D_c = 115 \text{ NM}$

$$m_{cr} = 70000 - 1560 = 68440 \text{ kg}$$

$$m_{cr_1} = 53000 \text{ kg}$$

$$\frac{65000 - 45000}{65000 - 53000} = \frac{86 - 67}{86 - x}$$

$$\frac{20000}{12000} = \frac{19}{86 - x}$$

$$228000 - 20000x = 1720000$$

$$20000x = 1492000 \div 20000$$

$$x = 74.6 \text{ NM}$$

$$\frac{65000 - 45000}{65000 - 53000} = \frac{149 - 117}{149 - x}$$

$$\frac{20000}{12000} = \frac{32}{149 - x}$$

$$2980000 - 20000x = 384000$$

$$20000x = 2596000 \div 20000$$

$$x = 130 \text{ kg}$$

$$\frac{65000 - 45000}{65000 - 53000} = \frac{14.8 - 11.6}{14.8 - x}$$

$$\frac{20000}{12000} = \frac{3.2}{14.8 - x}$$

$$296000 - 20000x = 38400$$

$$20000x = 257600 \div 20000$$

$$x = 12.9 \text{ min}$$

Vrijednosti za spuštanje su:

- $t_d = 12.9 \text{ min}$
- $f_d = 130 \text{ kg}$
- $D_d = 74.6 \text{ NM}$

$$D_{cr} = 3000 - 115 - 74.6$$

$$D_{cr} = 2810.4 \text{ NM}$$

$$TAS = \frac{444 + 443 + 439 + 434 + 428 + 423 + 417 + 410 + 402}{9}$$

$$TAS = 427 \text{ kt}$$

$$t_{cr} = \frac{2810.4 \text{ NM}}{427 \text{ kt}} = 6.58 \text{ h}$$

$$\dot{m}_f = \frac{1279 + 1270 + 1233 + 1197 + 1157 + 1121 + 1082 + 1043 + 992}{9}$$

$$\dot{m}_f = 1153 \frac{\text{kg}}{\text{h}} / \text{ENG}$$

$$f_{cr} = 2 \times 1153 \frac{\text{kg}}{\text{h}} \times 6.58 \text{ h} = 15173 \text{ kg}$$

$$f_{cr} = (0.05 \times 15173) + 15173 = 15932 \text{ kg}$$

$$f = 1560 + 15932 + 130 = 17622 \text{ kg}$$

$$t = 19 + 395 + 12.9 = 426.9 \text{ min}$$

3.1.3. Krstarenje na FL330

Penjanje:

- $t_c = 21 \text{ min}$
- $f_c = 1677 \text{ kg}$
- $D_c = 138 \text{ NM}$

$$m_{cr} = 70000 - 1677 = 68323 \text{ kg}$$

$$m_{cr_1} = 54000 \text{ kg}$$

$$\frac{65000 - 45000}{65000 - 54000} = \frac{91 - 70}{91 - x}$$

$$\frac{20000}{11000} = \frac{21}{91 - x}$$

$$1820000 - 20000x = 231000$$

$$20000x = 1589000 \div 20000$$

$$x = 79.45 \text{ NM}$$

$$\frac{65000 - 45000}{65000 - 54000} = \frac{153 - 119}{153 - x}$$

$$\frac{20000}{11000} = \frac{32}{153 - x}$$

$$3060000 - 20000x = 374000$$

$$20000x = 2686000 \div 20000$$

$$x = 134 \text{ kg}$$

$$\frac{65000 - 45000}{65000 - 54000} = \frac{15.4 - 12}{15.4 - x}$$

$$\frac{20000}{11000} = \frac{3.4}{15.4 - x}$$

$$308000 - 20000x = 37400$$

$$20000x = 270600 \div 20000$$

$$x = 13.5 \text{ min}$$

Vrijednosti za spuštanje su:

- $t_d = 13.5 \text{ min}$
- $f_d = 134 \text{ kg}$
- $D_d = 79.45 \text{ NM}$

$$D_{cr} = 3000 - 138 - 79.45$$

$$D_{cr} = 2789.55 \text{ NM}$$

$$TAS = \frac{452 + 449 + 444 + 439 + 434 + 429 + 423 + 418}{8}$$

$$TAS = 436 \text{ kt}$$

$$t_{cr} = \frac{2789.55 \text{ NM}}{436 \text{ kt}} = 6.4 \text{ h}$$

$$\dot{m}_f = \frac{1269 + 1264 + 1231 + 1194 + 1155 + 1119 + 1083 + 1044 + 1009}{9}$$

$$\dot{m}_f = 1152 \frac{\text{kg}}{\text{h}} / \text{ENG}$$

$$f_{cr} = 2 \times 1152 \frac{\text{kg}}{\text{h}} \times 6.4 \text{ h} = 14746 \text{ kg}$$

$$f_{cr} = (0.05 \times 14746) + 14746 = 15483 \text{ kg}$$

$$f = 1677 + 15483 + 134 = 17294 \text{ kg}$$

$$t = 21 + 384 + 13.5 = 418.5 \text{ min}$$

3.1.4. Krstarenje na FL350

Penjanje:

- $t_c = 24 \text{ min}$
- $f_c = 1811 \text{ kg}$
- $D_c = 150 \text{ NM}$

$$m_{cr} = 70000 - 1811 = 68189 \text{ kg}$$

$$m_{cr_1} = 55000 \text{ kg}$$

$$x = \frac{77 + 95}{2} = 86 \text{ NM}$$

$$x = \frac{134 + 156}{2} = 145 \text{ kg}$$

$$x = \frac{16 + 12.9}{2} = 14.5 \text{ min}$$

Vrijednosti za spuštanje su:

- $t_d = 14.5 \text{ min}$
- $f_d = 145 \text{ kg}$
- $D_d = 86 \text{ NM}$

$$D_{cr} = 3000 - 150 - 86$$

$$D_{cr} = 2764 \text{ NM}$$

$$TAS = \frac{452 + 452 + 450 + 448 + 444 + 440 + 434}{7}$$

$$TAS = 445 \text{ kt}$$

$$t_{cr} = \frac{2764 \text{ NM}}{445 \text{ kt}} = 6.21 \text{ h}$$

$$\dot{m}_f = \frac{1251 + 1217 + 1182 + 1150 + 1116 + 1080 + 1026}{7}$$

$$\dot{m}_f = 1146 \frac{\text{kg}}{\text{h}} / \text{ENG}$$

$$f_{cr} = 2 \times 1146 \frac{\text{kg}}{\text{h}} \times 6.21 \text{ h} = 14233 \text{ kg}$$

$$f_{cr} = (0.05 \times 14233) + 14233 = 14945 \text{ kg}$$

$$f = 1811 + 14945 + 145 = 16901 \text{ kg}$$

$$t = 24 + 373 + 14.5 = 411.5 \text{ min}$$

3.1.5 Krstarenje na FL370

Penjanje:

- $t_c = 27 \text{ min}$
- $f_c = 2003 \text{ kg}$
- $D_c = 179 \text{ NM}$

$$m_{cr} = 70000 - 2003 = 67997 \text{ kg}$$

$$m_{cr_1} = 54500 \text{ kg}$$

$$\frac{65000 - 45000}{65000 - 54500} = \frac{100 - 89}{100 - x}$$

$$\frac{20000}{10500} = \frac{11}{100 - x}$$

$$2000000 - 20000x = 115500$$

$$20000x = 1884500 \div 20000$$

$$x = 94.2 \text{ NM}$$

$$x = \frac{174 + 160}{2} = 167 \text{ kg}$$

$$\frac{65000 - 45000}{65000 - 54500} = \frac{16.7 - 14.6}{16.7 - x}$$

$$\frac{20000}{10500} = \frac{2.1}{16.7 - x}$$

$$334000 - 20000x = 22050$$

$$20000x = 311950 \div 20000$$

$$x = 15.6 \text{ min}$$

Vrijednosti za spuštanje su:

- $t_d = 15.6 \text{ min}$
- $f_d = 167 \text{ kg}$
- $D_d = 94.2 \text{ NM}$

$$D_{cr} = 3000 - 179 - 94.2$$

$$D_{cr} = 2726.8 \text{ NM}$$

$$TAS = \frac{453 + 452 + 451 + 450 + 450 + 448 + 445 + 442}{8}$$

$$TAS = 449 \text{ kt}$$

$$t_{cr} = \frac{2726.8 \text{ NM}}{449 \text{ kt}} = 6.07 \text{ h}$$

$$\dot{m}_f = \frac{1258 + 1218 + 1179 + 1140 + 1109 + 1075 + 1041 + 1016}{8}$$

$$\dot{m}_f = 1130 \frac{\text{kg}}{\text{h}} / \text{ENG}$$

$$f_{cr} = 2 \times 1130 \frac{\text{kg}}{\text{h}} \times 6.07 \text{ h} = 13718 \text{ kg}$$

$$f_{cr} = (0.05 \times 13718) + 13718 = 14404 \text{ kg}$$

$$f = 2003 + 14404 + 167 = 16574 \text{ kg}$$

$$t = 27 + 364.4 + 15.6 = 407 \text{ min}$$

3.2. Izračun parametara leta u specifičnim uvjetima

Za računanje parametara u specifičnim uvjetima leta također će se koristiti masa polijetanja od 70000 kg kako bi se mogla napraviti usporedba. Visina krstarenja će biti FL350.

Uvjeti izračuna:

- CG = 33%
- LR
- Normal Air Conditioning
- Anti-icing On

3.2.1. Utjecaj temperature zraka na parametre leta

Ovaj izračun temeljit će se na već postavljenim uvjetima te temperaturi zraka ISA+15 tijekom cijelog profila leta.

Penjanjem do FL350 pri uvjetima ISA+15 vrijednosti su:

- $t_c = 28 \text{ min}$
- $f_c = 2115 \text{ kg}$
- $D_c = 189 \text{ NM}$

$$m_{cr} = 70000 - 2115 = 67875 \text{ kg}$$

$$m_{cr_1} = 54000 \text{ kg}$$

Vrijednosti za spuštanje su:

- $t_d = 14.3 \text{ min}$
- $f_d = 144 \text{ kg}$
- $D_d = 85.1 \text{ NM}$

$$D_{cr} = 3000 - 189 - 85.1$$

$$D_{cr} = 2725.9 \text{ NM}$$

$$TAS = \frac{467 + 465 + 462 + 458 + 453 + 448 + 442}{7}$$

$$TAS = 456 \text{ kt}$$

$$t_{cr} = \frac{2725.9 \text{ NM}}{456 \text{ kt}} = 5.98 \text{ h}$$

$$\dot{m}_f = \frac{1295 + 1265 + 1230 + 1194 + 1158 + 1119 + 1081 + 1044}{8}$$

$$\dot{m}_f = 1173 \frac{\text{kg}}{\text{h}} / \text{ENG}$$

$$f_{cr} = 2 \times 1173 \frac{\text{kg}}{\text{h}} \times 5.98 \text{ h} = 14029 \text{ kg}$$

$$f_{cr} = (0.05 \times 14029) + 14029 = 14730 \text{ kg}$$

$$f = 2115 + 14730 + 144 = 16989 \text{ kg}$$

$$t = 28 + 358.8 + 14.3 = 401.1 \text{ min}$$

3.2.2. Utjecaj vjetra na parametre leta

Odabran je utjecaj vjetra kako bi se pokazalo koliko zapravo neka veća ili manja komponenta vjetra može utjecati na udaljenost, potrošeno gorivo te vrijeme leta. U ovom slučaju koristit će se negativna komponenta odnosno čeonu vjetar.

Penjanje:

- $t_c = 24 \text{ min}$
- $f_c = 1811 \text{ kg}$
- $D_c = 150 \text{ NM}$

$$m_{cr} = 70000 - 1811 = 68189 \text{ kg}$$

$$m_{cr_1} = 54000 \text{ kg}$$

Vrijednosti za spuštanje su:

- $t_d = 14.3 \text{ min}$
- $f_d = 144 \text{ kg}$
- $D_d = 85.1 \text{ NM}$

$$D_{cr} = 3000 - 150 - 85.1$$

$$D_{cr} = 2764.9 \text{ NM}$$

Dobivena je udaljenost koji zrakoplov treba prijeći za vrijeme krstarenja, međutim na FL350 je prognozirani čeonim vjetarom od 50 čvorova te se zbog toga mijenja zračna udaljenost za vrijeme krstarenja. Trenutna udaljenost u odnosu na zemlju je zasigurno manja od udaljenosti koju zrakoplov mora prijeći s čeonim vjetrom.

Budući da u tablici na slici 7. nema vrijednosti od 2764.9 NM koristi se interpolacija te se dobiva zračna udaljenost od 3106.7 NM.

$$TAS = \frac{452 + 452 + 450 + 448 + 444 + 440 + 434 + 429}{8} = 444 \text{ kt}$$

$$t_{cr} = \frac{3106.7 \text{ NM}}{444 \text{ kt}} = 7 \text{ h}$$

$$\dot{m}_f = \frac{1251 + 1217 + 1182 + 1150 + 1116 + 1080 + 1043 + 1008}{8} = 1131 \frac{\text{kg}}{\text{h}} / \text{ENG}$$

$$f_{cr} = 2 \times 1131 \frac{\text{kg}}{\text{h}} \times 7 \text{ h} = 15834 \text{ kg}$$

$$f_{cr} = (0.05 \times 15834) + 15834 = 16626 \text{ kg}$$

$$f = 1811 + 16626 + 144 = 18581 \text{ kg}$$

$$t = 24 + 420 + 14.3 = 458.3 \text{ min}$$

A319/A320/A321  CROATIA AIRLINES <small>FLIGHT CREW OPERATING MANUAL</small>	IN FLIGHT PERFORMANCE GROUND DISTANCE/AIR DISTANCE	3.05.50	P 4
		SEQ 001	REV 24

LONG RANGE SPEED ABOVE FL270

GROUND DIST. (NM)	AIR DISTANCE (NM)						
	TAIL WIND		WIND COMPONENTS (KT)			HEAD WIND	
	+ 150	+ 100	+ 50	0	- 50	- 100	- 150
10	8	8	9	10	11	13	15
20	15	16	18	20	22	26	30
30	23	25	27	30	34	38	45
40	30	33	36	40	45	51	60
50	38	41	45	50	56	64	75
100	75	82	90	100	112	128	149
200	150	164	180	200	225	256	299
300	226	246	270	300	337	385	448
400	301	328	360	400	449	513	597
500	376	410	450	500	562	641	746
1000	752	820	901	1000	1124	1282	1493
1500	1128	1230	1351	1500	1685	1923	2239
2000	1504	1639	1802	2000	2247	2564	2985
2500	1880	2049	2252	2500	2809	3205	3731
3000	2256	2459	2703	3000	3371	3846	4478
3500	2632	2869	3153	3500	3933	4487	5224
4000	3008	3279	3604	4000	4494	5128	5970
4500	3383	3689	4054	4500	5056	5769	6716
5000	3759	4098	4505	5000	5618	6410	7463

FLIP23 A320211 M565A1PIP 3410 03301.000011 0250300 .7801 .00000 0 0300350 0 0 77 64 43 61 18590 FCOM-NO-03-50-004-001

Slika 7. Tablica konverzije udaljenosti pri različitim komponentama vjetra [5]

4. Procedura stepenastog penjanja

Letenje na neoptimalnim visinama može uzrokovati neuobičajeno veliku potrošnju goriva zbog toga što potrošnjom goriva smanjujemo ukupnu masu zrakoplova, a smanjenje mase povećava optimalnu visinu leta. [6] Neki idealni scenarij bi bio kada bi se tijekom leta slijedila ta optimalna visina penjajućim krstarenjem. Međutim to nije uvijek moguće zbog ograničenja od kontrole leta, raspoloživih performansi i granice buffet-a. Upravo se zbog ovih razloga uvodi stepenasto penjanje odnosno mijenjanje visine krstarenja u stepenicama, cilj je da što zrakoplov postaje lakši bude bliže optimalnoj visini. [7]

4.1. Primjena procedure stepenastog penjanja

Izračuni parametara leta će se bazirati na masi polijetanja od 70000 kilograma (kg), te udaljenosti od 3000 NM, ostalim uvjetima i odabranom profilu stepenastog penjanja koji je na slici 8.

Uvjeti izračuna:

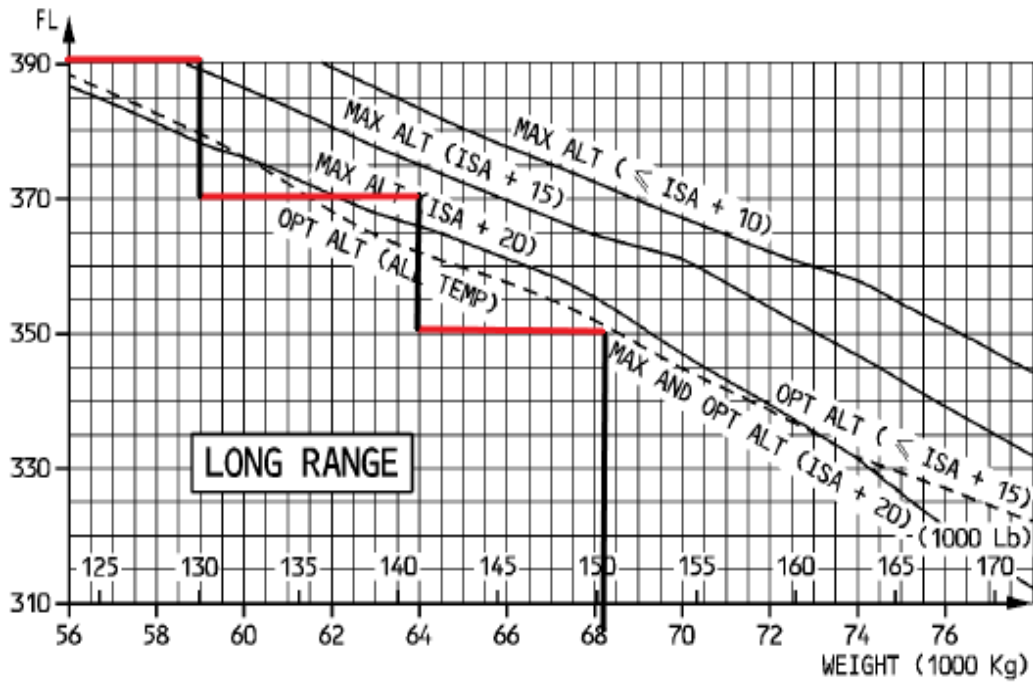
- ISA
- CG=33%
- LR
- Normal Air Conditioning
- Anti-icing On

Na slici 8. vidi se profil leta stepenastog penjanja koji je potreban za proračun parametara leta, crna boja označava penjanje dok crvena boja označava segment krstarenja. Inicijalna visina krstarenja je FL350 pa kako bi se dobila početna masa krstarenja potrebno je oduzeti masu goriva potrebnog za penjanje do te visine od mase polijetanja.

Sa slike 5. iščitavaju se podatci za penjanje:

- $t_c = 24 \text{ min}$
- $f_c = 1811 \text{ kg}$
- $D_c = 150 \text{ NM}$

$$m_{cr} = 70000 - 1811 = 68189 \text{ kg}$$



Slika 8. Profil procedure stepenastog penjanja[5]

Zadnja visina krstarenja je FL390, a pretpostavljena krajnja masa krstarenja je 55000 kg pa se mogu iščitati podatci vezani uz spuštanje sa slike 5.

$$m_{cr_1} = 55000 \text{ kg}$$

$$x = \frac{101 + 106}{2} = 103.5 \text{ NM}$$

$$x = \frac{204 + 165}{2} = 184.5 \text{ kg}$$

$$x = \frac{16.1 + 17.4}{2} = 16.8 \text{ min}$$

Vrijednosti za spuštanje su:

- $t_d = 16.8 \text{ min}$
- $f_d = 184.5 \text{ kg}$
- $D_d = 103.5 \text{ NM}$

Prvi segment krstarenja je na FL350 od početne mase krstarenja koja iznosi 68189 kg do mase iznosa 64000 kg. Oduzimanjem te dvije vrijednosti dobije se potrošeno gorivo za taj segment leta.

$$f_{cr_{350}} = 68189 - 64000 = 4189 \text{ kg}$$

Idući korak je pronaći specifični dolet za masu od 68189 kg i FL350 koji se nalazi na slici 6., međutim budući da nema potrebne mase koristi se interpolacija. Nakon interpolacije dobiva se specifični dolet vrijednosti 180.8 NM/1000 kg. Međutim kako se taj specifični dolet mijenja odnosno povećava smanjenjem mase zrakoplova uzima se aritmetička sredina svih specifičnih doleta do mase 64000 kg.

$$SR_{350} = \frac{180.8 + 185.8 + 190.3}{3} = 185.63 \frac{NM}{1000 \text{ kg}}$$

Preko specifičnog doleta dobiva se udaljenost prijeđena na FL350 tako da se pomnoži s masom potrošenog goriva:

$$D_{350} = 185.63 \frac{NM}{1000 \text{ kg}} \times 4189 \text{ kg} = 777.6 \text{ NM}$$

Kako je završio ovaj segment leta zrakoplov se penje na FL370 te se uzimaju u obzir vrijednosti promjene visine. Za promjenu visine leta sa FL350 na FL370 sljedeće su vrijednosti:

- $t_{350-370} = 23 - 20 = 3 \text{ min}$
- $D_{350-370} = 146 - 127 = 19 \text{ NM}$
- $f_{350-370} = 1685 - 1560 = 125 \text{ kg}$

Od mase 64000 kg oduzima se količina potrošenog goriva za promjenu visine i dobiva se vrijednost početne mase krstarenja na FL370.

$$m_{cr_{370}} = 64000 - 125 = 63875 \text{ kg}$$

Drugi segment krstarenja je na FL370 od mase 63875 kg pa do zadnje mase za ovu visinu koja iznosi 59000 kg te se opet računa potrošeno gorivo.

$$f_{cr_{370}} = 63875 - 59000 = 4875 \text{ kg}$$

Traženje specifičnog doleta je ponovno uvjet za izračun prijeđene udaljenosti za ovu visinu krstarenja pa se uzima aritmetička sredina od 63875 kg do 59000 kg.

$$SR_{370} = \frac{191.5 + 197.2 + 202.8 + 205.5}{4} = 199.25 \frac{NM}{1000 kg}$$

$$D_{370} = 199.25 \frac{NM}{1000 kg} \times 4875 kg = 971.3 NM$$

Po završetku ovog segmenta zrakoplov se penje na svoju zadnju "stepenicu" krstarenja pa se računaju vrijednosti promjene visine:

- $t_{370-390} = 22.5 - 19.5 = 3 min$
- $D_{370-390} = 148 - 125.5 = 22.5 NM$
- $f_{370-390} = 1610 - 1479.5 = 130.5 kg$

Gorivo potrošeno za penjanje na FL390 oduzima se od mase 59000 kg da se dobije početna masa krstarenja na ovoj visini.

$$m_{cr_{390}} = 59000 - 130.5 = 58869.5 kg$$

Kako je pretpostavljena krajnja masa krstarenja specifični dolet se uzima u tom obimu odnosno od 58869.5 kg do 55000 kg.

$$SR_{390} = \frac{206.3 + 209.3 + 219.6}{3} = 211.7 \frac{NM}{1000 kg}$$

U zadnjem segmentu nema podatka potrošenog goriva za ovu visinu pa se ona računa preko preostale udaljenosti koju treba prijeći te specifičnog doleta.

$$D_{390} = D - D_c - D_{350} - D_{350-370} - D_{370} - D_{370-390} - D_d$$

$$D_{390} = 3000 - 150 - 777.6 - 19 - 971.3 - 22.5 - 103.5 = 956.1 NM$$

$$f_{cr_{390}} = \frac{D_{390}}{SR_{390}}$$

$$f_{cr_{390}} = \frac{956.1 NM}{211.7 \frac{NM}{1000 kg}} = 4516 kg$$

Na kraju proračuna se zbrajaju mase goriva kako bi dobili ukupnu masu potrošenog goriva.

$$f = f_c + f_{cr_{350}} + f_{350-370} + f_{cr_{370}} + f_{370-390} + f_{cr_{390}} + f_d$$

$$f = 1811 + 4189 + 125 + 4875 + 130.5 + 4516 + 184.5 = 15831 \text{ kg}$$

Zbog niskih temperatura na ovim visinama uzima se korekcija potrošenog goriva za korištenje sustava protiv odleđivanja:

$$f = (0.05 \times 13836) + 15831 = 16523 \text{ kg}$$

Proračun potrošenog vremena za cijeli let se dobiva preko poznatih vrijednosti i pojedinačnih udaljenosti te brzina za određene visine.

$$t = t_c + \frac{D_{350}}{TAS_{350}} + t_{350-370} + \frac{D_{370}}{TAS_{370}} + t_{370-390} + \frac{D_{390}}{TAS_{390}} + t_d$$

$$t = 24 + \frac{777.6}{\frac{452 + 452 + 450}{3}} + 3 + \frac{971.3}{\frac{451 + 450 + 450 + 449}{4}} + 3 + \frac{956.1}{\frac{452 + 449 + 449}{3}} + 16.8$$

$$t = 24 + 103.4 + 3 + 129.5 + 3 + 127.5 + 16.8 = 407.2 \text{ min}$$

5. Analiza rezultata

U tablici 1. prikazani su parametri dobiveni u prethodnim poglavljima, izračunati parametri su potrošeno gorivo i vrijeme leta u određenim uvjetima za prikazane visine. Iz tablice se može zaključiti kako s porastom visine potrošeno gorivo i vrijeme leta opada. S obzirom na masu polijetanja koja je uzeta kao referentna odnosno 70 tona očekivani su ovakvi rezultati jer je za tu masu optimalna visina krstarenja FL350 i FL370 gledajući liniju optimalne visine na slici 8., a i s porastom visine je poznato da opada potrošnja goriva.

Očigledno je da je za uzetu referentnu masu najekonomičnije letjeti procedurom stepenastog penjanja što je i bio cilj prikazati u ovom radu. Budući da je FL370 jako blizu optimalne visine krstarenja nije velika razlika u potrošenom gorivu s procedurom stepenastog penjanja, ali je i dalje vidljiva i iznosi 51 kg, dok je vrijeme leta gotovo identično.

Za FL350 uvedena su još dva slučaja u kojima se mijenjaju uvjeti kako bi se pokazalo kako djeluju na parametre leta. Iz slučaja gdje je temperatura zraka za vrijeme leta viša 15 stupnjeva Celzijevih od standardne zaključuje se da povećanjem temperature povećava potrebno gorivo za određeni segment leta, međutim vrijeme leta je najmanje zbog veće brzine leta. Što se tiče slučaja gdje je komponenta čeonog vjetrova 50 kt na odabranoj visini zaključuje se da čeonog vjetar povećava zračnu udaljenost pa time potrošeno gorivo i vrijeme leta što je očekivano budući da se smanjuje brzina leta.

Tablica 1. Prikaz parametara za određene visine i uvjete

Visina krstarenja		Potrošeno gorivo (kg)		Vrijeme leta (min)	
ISA					
FL290		17964		439.2	
FL310		17622		426.9	
FL330		17264		418.5	
FL350	ISA+15	16901	16986	411.5	401.1
	HW=50 kt		18581		458.3
FL370		16574		407	
Stepenasto penjanje		16523		407.2	

6. Zaključak

Za zrakoplov je vrlo bitno da ima dobre performanse, pogotovo u komercijalnoj avijaciji gdje se leti na veće udaljenosti i zahtjeva se velika potrošnja goriva. Da bi zrakoplov imao dobre performanse zadužen je proizvođač, međutim također je vrlo bitno da postoje procedure koje olakšavaju let zrakoplovu na način da također kroz vrijeme performanse opadaju sporije.

Procedura koja je obrađena u ovome radu uvelike pomaže pilotima kako bi potrošili što manje goriva tako da moraju povremeno popesti na veću visinu da bi bili što bliže optimalnoj visini leta. Za veće udaljenosti procedura stepenastog penjanja je pogotovo isplativa jer podrazumijeva veće mase zbog više potrebnog goriva te samim time više mogućih "stepenica". Što je više stepenica tijekom leta, tim bolje jer se povećava se učinkovitost zbog manje potrošnje goriva. Ovakva procedura nije uvijek dostupna zbog restrikcija u zračnom prostoru, granica buffet-a te loših performansi.

Airbus A320 je moderni putnički zrakoplov srednjeg doleta, te svojim korisnicama omogućuje opširan priručnik u kojem opisuje i objašnjava velik broj potencijalno mogućih scenarija i procedura za različite režime leta i konfiguracije zrakoplova. Brojni proračuni parametara leta su prikazani u tablicama, grafovima i dijagramima što daje jednostavnost pri planiranju leta i pomaže pri provjerama izračuna u letu. Osim proračuna parametara za standardne uvjete dostupni su i oni za specifične uvjete što je ogromna prednost budući da se nerijetko leti u takvim uvjetima kao što je na primjer viša temperatura od standardne ili let s jednim ispravnim motorom.

Analizom rezultata, izračunatih prema podacima izvađenih iz priručnika u standardnim uvjetima, te njihovom usporedbom može se zaključiti da let na jednoj visini krstarenja za veće udaljenosti nije nikako isplativ, kako potrošnjom goriva pa tako i vremenski jer smanjuje raspoložive performanse te je preporučljivo koristiti proceduru stepenastog penjanja kada god je to moguće.

Literatura

[1] S. Janković, M. Vrdoljak, Performanse zrakoplova, Zagreb, Fakultet Strojarnstva i Brodogradnje, 2016.

[2] M. Saarlal, Aircraft Performance, Department of Aerospace Engineering U.S. Naval Academy, 2007.

[3] Aviation Exam, 032 Performance, En route endurance and range, 2020.

[4] http://code7700.com/aero_range_performance.htm [Pristupljeno: 12. svibanj 2020.]

[5] A. SE, Airbus A320 Flight Crew Operating Manual, 2017.

[6] <https://community.infiniteflight.com/t/a-guide-to-step-climbing/155592>

[Pristupljeno: 15. svibanj 2020.]

[7] Airbus Industrie, Getting to Grips with Fuel Economy, 2004.

Popis priloga

Slika 1. Graf sile otpora i brzine[3].....	5
Slika 2. Graf sile otpora i brzine pri različitim komponentama vjetra[3]	6
Slika 3. Graf sile otpora i brzine pri različitim masama[3].....	7
Slika 4. Tablica performansi penjanja zrakoplova A320[5]	10
Slika 5. Tablica performansi spuštanja zrakoplova A320[5]	13
Slika 6. Tablica krstarenja dugog doleta [5]	16
Slika 7. Tablica konverzije udaljenosti pri različitim komponentama vjetra[5].....	27
Slika 8. Profil procedure stepenastog penjanja[5].....	29



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 Proračun parametara stepenastog penjanja aviona Airbus 320

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

Student/ica:

U Zagrebu, 4.7.2020

