

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: **2024-05-14**



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 ZADATĀK 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. Objasnjena 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.	<i>Uvod</i>	1
2.	<i>Dolet i utjecajne veličine</i>	2
2.1.	Dolet	2
2.1.1	Jednađžba 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.	<i>Izračun parametara leta bez primjene procedure stepenastog penjanja</i>	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.	<i>Procedura stepenastog penjanja</i>	28
4.1.	Primjena procedure stepenastog penjanja	28
5.	<i>Analiza rezultata</i>	33
6.	<i>Zaključak</i>	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 kreće 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 „stupnica“ 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 podložan 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 Jednačžba 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:

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

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 .

$$m = m_c + \dot{m}_f$$

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:

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

Daljnjim 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 propellerski 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:

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

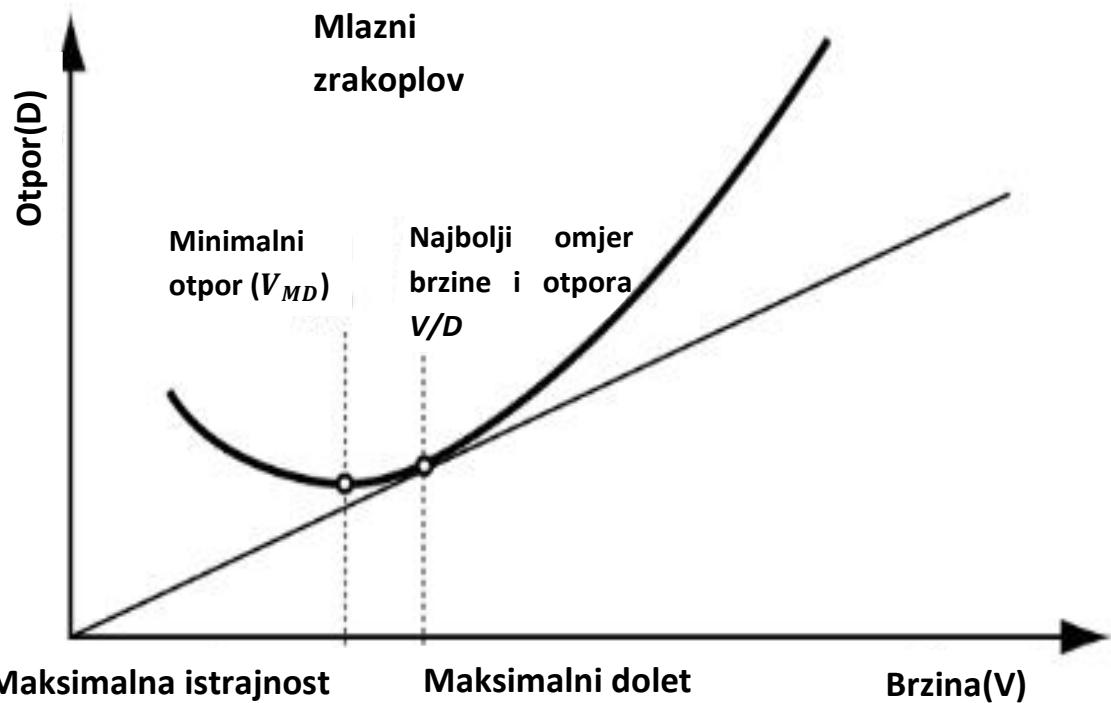
Ako se zamijeni silu potiska sa silom otpora, dobiva se:

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

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]

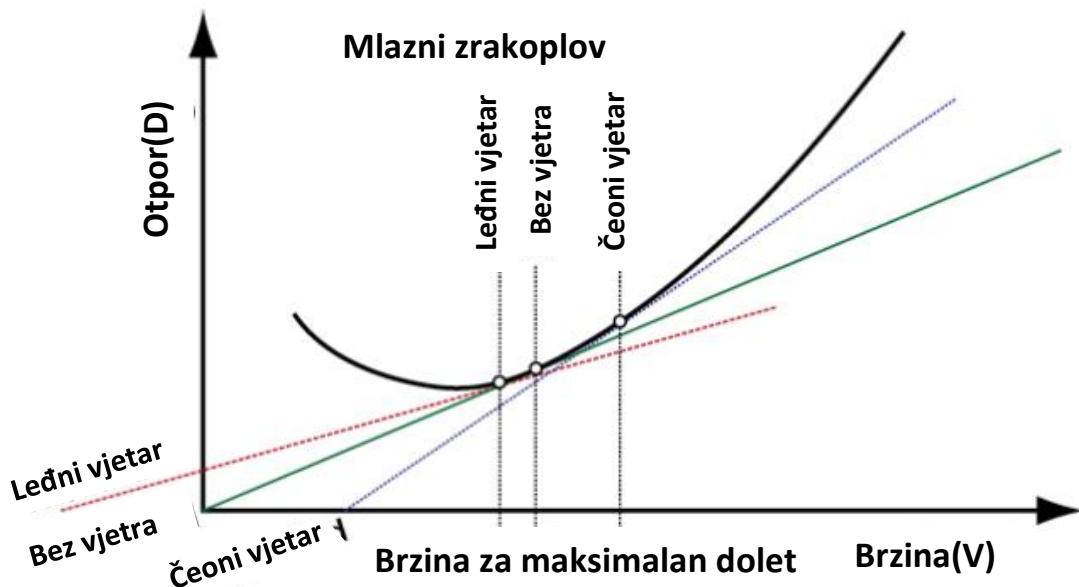
Prema slici 1. vidi se da ako se povuče tangentu iz ishodišta do krivulje $D-V$ dobije se točka gdje je omjer sile otpora i brzine najbolji te u toj istoj točki je brzina za maksimalan dolet koja se označava kao $V_{IMD} \times 1.32$. U praksi se vrlo rijetko koristi ova brzina jer je stabilnost brzine 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 zrakopov 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]

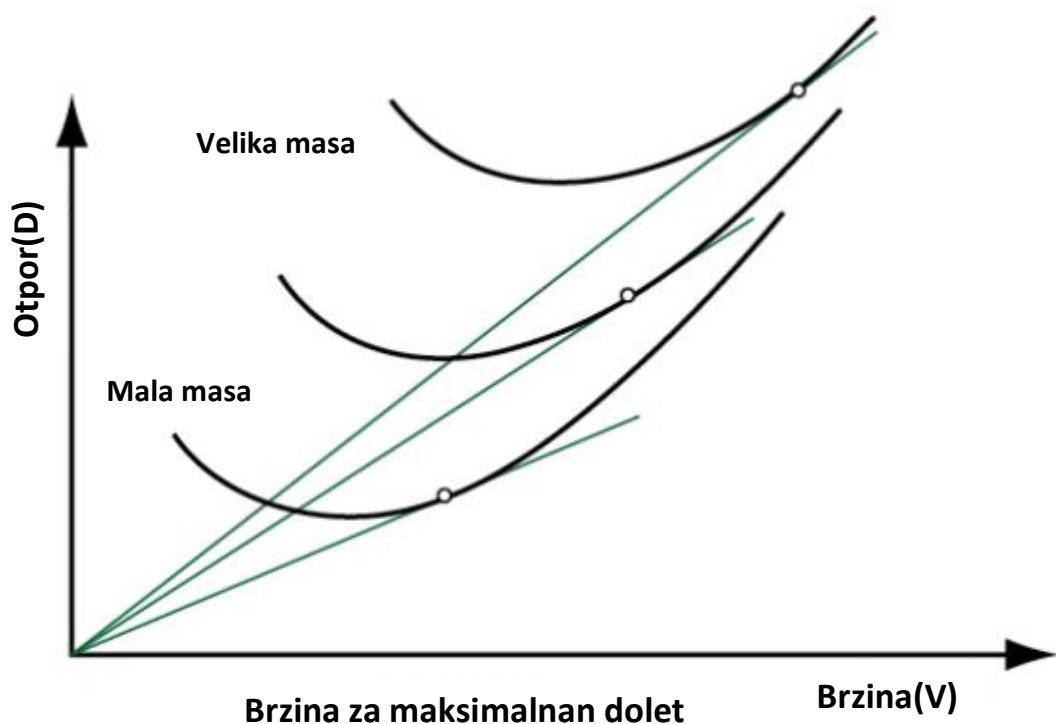
Vjetar mnogo utječe na brzinu za maksimalni dolet jer mijenja brzinu leta u odnosu na tlo te time i udaljenost koju zrakopov može prijeći. Na slici je vidljivo da se brzina za maksimalni dolet dobiva tako da se povuče linija, ne iz ishodišta kao inače, nego iz točke gdje je odgovarajuća vrijednost leđnog odnosno čeonog vjetra do krivulje otpora i brzine (F_D -V). Iz ovoga se može zaključiti da će čeoni 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 induciranih 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 temeljiti 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
- Ubrzanje 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	IN FLIGHT PERFORMANCE			3.05.10	P 3
CROATIA AIRLINES	CLIMB			SEQ. 170	REV 27
FLIGHT CREW OPERATING MANUAL					

R

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

11.0-08F0A320-214 CFM56-5B4/P SA21100000C5KG330 0 018590 0 0 2 1.0 500.0 300.00 1 03250.000300.000 .780 0 FCOM-N0-03-05-10-003-170

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 $0.78 \text{ Ma} / 300 \text{ kt} / 250 \text{ kt}$ do visine 1500 ft pri:

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

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

R

DESCENT - M.78/300KT/250KT									
IDLE THRUST NORMAL AIR CONDITIONING ANTI-ICING OFF			ISA CG=33.0%	MAXIMUM CABIN RATE OF DESCENT 350FT/MIN					
WEIGHT (1000KG)	45			65				IAS (KT)	
FL	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 %	

11.0-08F0A320-214 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 podatcima. 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.

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

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

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

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

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

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

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

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

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

$$f = 1445 + 16394 + 125 = 17964 \text{ kg}$$

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

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

$$t = 17 + 410 + 12.2 = 439.2 \text{ min}$$

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

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				
$\Delta FUEL = -0.5\%$					$\Delta FUEL = +2.5\%$	$\Delta FUEL = +5\%$				

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 parameteru 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 temeljiti 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 čeoni 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 prognoziran čeoni vjetar 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	IN FLIGHT PERFORMANCE	3.05.50	P 4
CROATIA AIRLINES FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	GROUND DISTANCE/AIR DISTANCE	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

FIP23 A320211 M565A1PIP 3410 03301.000011 0250300 .7801 .00000 0 0300350 0 0 77 64 43 61 18590 FCOM-N0-03-50-004-001

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:

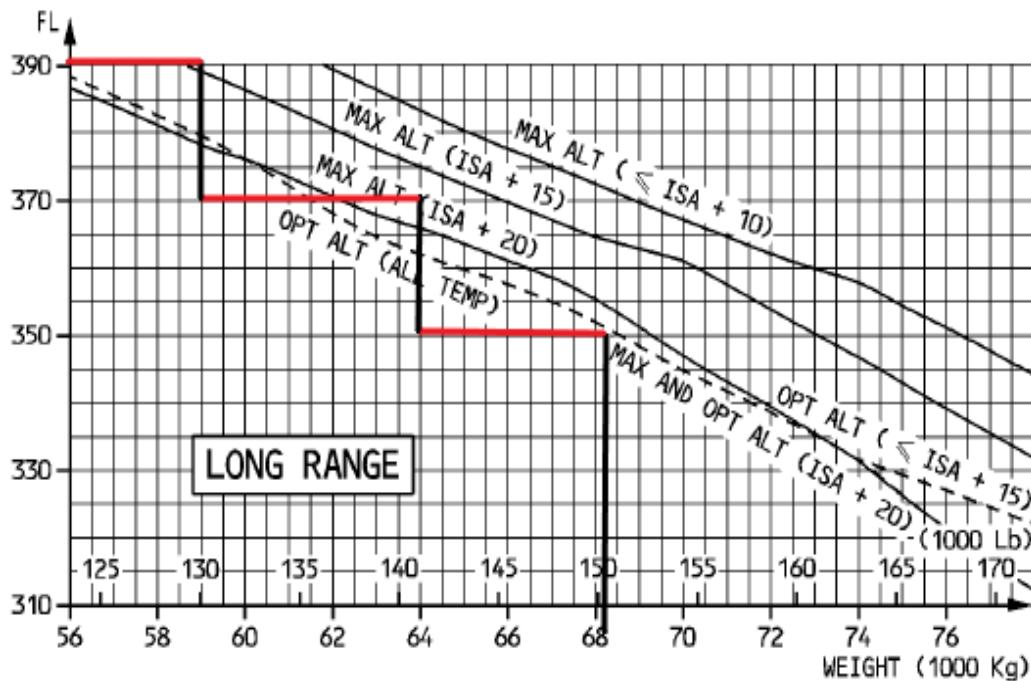
- ISA
- CG=33%
- LR
- Normal Air Conditioning
- Anti-icing On

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.

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

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

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

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 vjetra 50 kt na odabranoj visini zaključuje se da čeoni 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 podatcima 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 Strojarstva i Brodogradnje, 2016.
- [2]M. Saarlas, Aircraft Performance, Department of Aerospace Engineering U.S. Naval Academy, 2007.
- [3]Aviatione 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

