

Performanse zrakoplova u nestandardnoj atmosferi i atmosferi s vjetrom

Car, Patrik

Undergraduate thesis / Završni rad

2019

Degree Grantor / Ustanova koja je dodijelila akademski / stručni stupanj: **University of Zagreb, Faculty of Mechanical Engineering and Naval Architecture / Sveučilište u Zagrebu, Fakultet strojarstva i brodogradnje**

Permanent link / Trajna poveznica: <https://urn.nsk.hr/urn:nbn:hr:235:858430>

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

Download date / Datum preuzimanja: **2024-07-15**

Repository / Repozitorij:

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



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

ZAVRŠNI RAD

Patrik Car

Zagreb, 2019.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

Performanse zrakoplova u nestandardnoj atmosferi i atmosferi s vjetrom

Mentor:

Prof. dr. sc. Milan Vrdoljak, dipl. ing.

Student:

Patrik Car

Zagreb, 2019

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

Zahvaljujem se prof.dr.sc. Milanu Vrdoljaku na nesebičnoj pomoći, trudu i vremenu koje je posvetio izradi ovog rada kao moj mentor. Želio bih mu se također zahvaliti na njegovoj dostupnosti, za literaturu i za svaku pruženu priliku za rješavanje dodatnih izazova u stvaranju ovog rada.

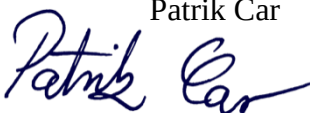
Zahvaljujem se svim kolegama s FSBa koji su svojim savjetima i nesebično utrošenim vremenom doprinijeli sažetosti i kvaliteti ovog rada.

Zahvaljujem se svojoj majci i bratu koji su mi bili potpora tijekom cijelog perioda studiranja koje je bilo puno izazova kako u akademskom dijelu tako i u privatnom. Želim se posebno zahvaliti majci koja mi je omogućila studiranje na Fakultetu za brodogradnju i strojarstvo i život izvan mjesta prebivališta.

Zahvalio bih se dragom Bogu za sva darovana znanja i vještine i za sve svoje kolege i prijatelje koji su mi pomogli da ovaj studij ostane jedno nezaboravno iskustvo.

I na kraju želio bih ovaj rad posvetiti svome ocu Žarku koji me je tragično napustio prije 9 godina.

Patrik Car

A handwritten signature in dark blue ink, reading 'Patrik Car'. The signature is stylized with a large 'P' and a cursive 'Car'.



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



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

ZAVRŠNI ZADATAK

Student: **Patrik Car**

Mat. br.: 0035202148

Naslov rada na hrvatskom jeziku: **Performanse zrakoplova u nestandardnoj atmosferi i atmosferi s vjetrom**

Naslov rada na engleskom jeziku: **Aircraft Performance in Non-Standard Atmosphere and in Atmosphere With Wind**

Opis zadatka:

Uobičajeno se za izračun performansi zrakoplova primjenjuje standardna atmosfera no značajke stvarne atmosfere mogu imati utjecaj na performanse letjelice. Od interesa je promatrati uvjete nestandardne atmosfere, primjerice toplog ili hladnog dana. Primjeri takvih nestandardnih atmosfera definirani su MIL standardima (MIL-STD-210 ili MIL-HDBK-310). U situacijama od interesa moguće je na promatranom području snimiti promjenu značajki atmosfere po visini i primijeniti te podatke u proračunima. U realnim atmosferskim uvjetima vjetar je gotovo uvijek prisutan tako da je od značaja i analiza utjecaja vjetra na performanse zrakoplova, no tada se pretpostavlja konstantan vjetar po intenzitetu i smjeru djelovanja.

U završnom radu potrebno je:

- prikupiti i prikazati sve potrebne podatke o razmatranom avionu;
- opisati odabranu nestandardnu atmosferu;
- izračunati performanse promatranog aviona u horizontalnom letu i u penjanju, za standardnu atmosferu i usporediti s rezultatima za odabrane uvjete nestandardne atmosfere;
- izračunati performanse promatranog aviona u horizontalnom letu te pri polijetanju i slijetanju u atmosferi s konstantnim vjetrom.

U radu je potrebno navesti korištenu literaturu i eventualno dobivenu pomoć.

Zadatak zadan:

29. studenog 2018.

Rok predaje rada:

1. rok: 22. veljače 2019.

2. rok (izvanredni): 28. lipnja 2019.

3. rok: 20. rujna 2019.

Predviđeni datumi obrane:

1. rok: 25.2. - 1.3. 2019.

2. rok (izvanredni): 2.7. 2019.

3. rok: 23.9. - 27.9. 2019.

Zadatak zadao:


Prof. dr. sc. Milan Vrdoljak

Predsjednik Povjerenstva:


Prof. dr. sc. Milan Vrdoljak

SADRŽAJ

SADRŽAJ	I
POPIS SLIKA	II
POPIS TABLICA.....	III
POPIS OZNAKA	IV
SAŽETAK.....	VI
SUMMARY	VII
1. UVOD.....	1
2. ATMOSFERA	3
2.1. Temperatura	5
2.2. Tlak	6
2.3. Gustoća.....	7
2.4. Nestandardna atmosfera	8
2.4.1. Topla i hladna atmosfera.....	9
2.4.2. Polarna i tropska atmosfera.....	9
2.5. Podaci o atmosferama	9
3. RAZMATRANI AVION.....	14
3.1. Općenito o zrakoplovu	14
3.2. Geometrija zrakoplova	15
3.3. Pogonska skupina.....	17
4. PRORAČUN I USPOREDBA PERFORMANSI ZRAKOPLOVA	19
4.1. Horizontalni let i penjanje.....	19
4.2. Polijetanje.....	30
5. ZAKLJUČAK.....	35
LITERATURA.....	36
PRILOZI.....	37

POPIS SLIKA

Slika 1. Slojevi atmosfere.....	3
Slika 2. Prikaz nekih osnovnih podataka standardne atmosfere	4
Slika 3. Raspored temperature u nižim slojevima atmosfere	6
Slika 4. Raspored temperatura za nestandardnu atmosferu.....	10
Slika 5. Raspored tlakova za nestandardnu atmosferu	11
Slika 6. Raspored gustoća za nestandardnu atmosferu	12
Slika 7. Raspored brzina zvuka za nestandardnu atmosferu	13
Slika 8. DASH8 - Q400.....	14
Slika 9. Tlocrt zrakoplova	16
Slika 10. Bokocrt zrakoplova	16
Slika 11. Specifična potrošnja goriva jednog motora u krstarenju za različite visine	18
Slika 12. Specifična potrošnja goriva jednog motora u penjanju za različite visine.....	18
Slika 13. Raspon doleta zrakoplova za odabrane atmosfere	21
Slika 14. Raspon najduljeg trajanja leta za odabrane atmosfere	21
Slika 15. Prikaz brzina za najveći dolet i najdulje trajanje leta.....	22
Slika 16. Specifična potrošnja goriva za odabrani režim leta	23
Slika 17. Višak specifične snage P_s za „Standard“ tip atmosfere	25
Slika 18. Višak specifične snage P_s za „Hot“ tip atmosfere	25
Slika 19. Višak specifične snage P_s za „Cold“ tip atmosfere	26
Slika 20. Višak specifične snage P_s za „Polar“ tip atmosfere	26
Slika 21. Višak specifične snage P_s za „Tropical“ tip atmosfere	27
Slika 22. Usporedba ovojnice za različite atmosfere uz $P_s=0$ m/s (pune linije) i $P_s=14$ m/s ...	28
Slika 23. Prikaz brzina penjanja	29
Slika 24. Utjecaj atmosfere na duljinu piste.....	32
Slika 25. Utjecaj konstantnog čeonog vjetrov brzine $V=5$ m/s	33
Slika 26. Usporedba duljine polijetanja bez i sa vjetrom	33
Slika 27. Prikaz utjecaja brzine vjetrov na duljinu polijetanja	34

POPIS TABLICA

Tablica 1. Osobine slojeva atmosfere.....	8
Tablica 2. Apsolutni vrhunac leta.....	28
Tablica 3. Najveća brzina penjanja zrakoplova.....	29
Tablica 4. Duljine piste za nestandardnu atmosferu sa i bez vjetra	34

POPIS OZNAKA

a	m/s	Brzina zvuka
b	m	Raspon krila
c_A	m	Duljina srednje aerodinamičke tetive
C_D	[-]	Koeficijent sile otpora
C_{D0}	[-]	Koeficijent nultog otpora sile
C_L	[-]	Koeficijent sile uzgona
C_{L_E}	[-]	Koeficijent sile uzgona za maksimalno trajanje leta
C_{L_R}	[-]	Koeficijent sile uzgona za najveći dolet
C_p	kg/sW	Specifična potrošnja goriva
D	m	promjer propelera
E	s	Maksimalno trajanje leta
g	m/s ²	Ubrzanje sile teže
H	m	Visina leta zrakoplova
K	[-]	Faktor za izračun induciranog otpora
L_b	K/m	Gradijent temperature
M	kmol/kg	Molarna masa
m_{TOW}	kg	Maksimalna masa zrakoplova pri uzlijetanju
m_g	kg	Masa goriva
n	s ⁻¹	Broj okretaja
p	Pa	Tlak zraka
P	W	Raspoloživa snaga motora
P_s	W	Višak specifične snage
R_m	J/kgK	Opća plinska konstanta
R	m	Dolet
s_g	m	Duljina piste za polijetanje

s_w	m	Duljina pista za polijetanje pri čeonom vjetru
S_{ref}	m ²	Referentna površina zrakoplova
T	K	Temperatura zraka
T_r	W	Potrebna snaga motora
V	m/s	Brzina leta zrakoplova
V_v	m/s	Brzina penjanja zrakoplova
V_{TO}	m/s	Brzina polijetanja zrakoplova
V_w	m/s	Brzina vjetra
W	N	Težina zrakoplova
η_p	[-]	Učinkovitost propelera
η_{pp}	[-]	Učinkovitost propelera pri penjanju
κ	[-]	Odnos specifičnih toplina pri stalnom tlaku i stalnom volumenu
μ	[-]	Koeficijent kotrljanja
ρ	kg/m ³	Gustoća zraka

SAŽETAK

Cilj ovog rada je proučiti, analizirati i modelirati efekte nestandardnih uvjeta atmosfere na performanse zrakoplova te ih usporediti s performansama zrakoplova u standardnoj atmosferi.

Stanje atmosfere ima vrlo veliku ulogu na let i performanse zrakoplova. Od pojedinih parametara možemo slobodno reći da je najznačajniji utjecaj temperature od kojeg direktno ovise i iznosi ostalih za naše proučavanje važnih varijabli. Od interesa nam je poznavati kakve će performanse zrakoplov imati u letu, stoga su pojašnjeni određeni pojmovi za pojedini režim leta zrakoplova uz koje su dane formule i prikaz kako doći do određenih informacija koje se odnose na performanse zrakoplova.

Uz izlaganje nestandardne atmosfere dani su i kratki opisi tipova nestandardnih atmosfera koji su proučavani kroz prošlost i dati u raznim priručnicima, odnosno standardima od Ministarstva obrane Sjedinjenih Američkih država iz kojih su potrebni podaci i prikupljeni.

U radu je zrakoplov DASH8 Q400 predmet analize te je za njega promatrana ovojnica zrakoplova, dolet, najdulje trajanje leta, potrebna duljina piste i slično, a poseban je naglasak dan na izradu modela nestandardne atmosfere koji nam omogućava prikaz tih podataka za različite tipove atmosfere.

Na kraju je napravljena i analiza utjecaja vjetra na duljinu piste u različitim uvjetima.

U ovom radu analizirano je pet različitih tipova atmosfere, te je napravljena usporedba traženih performansi razmatranog zrakoplova u odnosu na standardnu atmosferu. Za obradu podataka, programiranje i vizualizaciju korišten je programski jezik MATLAB.

Ključne riječi: atmosfera; nestandardna atmosfera; performanse; vjetar; DASH 8-Q400.

SUMMARY

The aim of this paper is to study, analyze and model the effects of non-standard atmospheric conditions on aircraft performance and to compare them with the performance of aircraft in a standard atmosphere.

The condition of the atmosphere plays a very large role on the flight and performance of the aircraft. Of the individual parameters, we can safely say that the most significant influence is that of temperature on which are directly depended the amounts of others. It is of interest to us to know what performance the aircraft will have in flight, so certain terms have been clarified for the particular flight mode of the aircraft, with many formulas and a description of how to obtain certain information related to the performance of the aircraft.

In addition to exposing the non-standard atmosphere, brief descriptions of the types of non-standard atmospheres that have been studied in the past are given in various manuals, or standards, by the United States Department of Defense from which the data are required and collected.

In this paper the object of analysis is the aircraft DASH 8-Q400 with the belonging envelope of the aircraft, the range, the endurance, the required runway length, etc., and particular emphasis is given to the creation of a non-standard atmosphere model that allows us to display this data for different types of atmosphere.

Finally, an analysis of the effect of wind on runway length under different conditions was made.

In this paper, five different types of atmosphere are analyzed and a comparison of the required performance of the considered aircraft versus the standard atmosphere is made. MATLAB was used for data processing, programming and visualization.

Keywords: atmosphere; non-standard atmosphere; performance; wind; DASH 8-Q400

1. UVOD

Kako je zrakoplovstvo globalna aktivnost, mnogi su aspekti operacija standardizirani radi jednostavnosti. Vrijeme je jedan takav standardizirani aspekt iz kojeg dobivamo pojam međunarodna standardna atmosfera (ISA). Na temelju tih standarda izračunavamo sve radne parametre, koji uključuju prilagođavanje nestandardnim atmosferskim uvjetima. Ali kao što znamo, takvi uvjeti se rijetko događaju u stvarnom svijetu. U većini slučajeva, piloti se moraju prilagoditi razlikama od standardnih kako bi izračunali očekivanja u pogledu performansi.

Performanse zrakoplova mogu se definirati kao sposobnost određenog zrakoplova da zadovolji sve potrebne eksploatacijske zahtjeve tražene pri njegovom osmišljavanju, dizajniranju te izradi. Među nekima od elemenata performansi su udaljenosti uzlijetanja i slijetanja, brzina uspona, plafon leta, brzina, korisni teret i ekonomičnost goriva. Interesantno je promatrati i duljinu piste potrebnu za uzlijetanje zrakoplova sa i bez utjecaja čeonog vjetra (pretpostavljenog konstantnog iznosa). Uz njihovu pomoć možemo saznati razne informacije o zrakoplovu te tako dobiti uvid u to koliko zrakoplov može dobro izvršiti određeni zadatak i zbog najčešće numeričkog opisa podataka lako se može onda usporediti s drugim zrakoplovima i vidjeti mogućnosti zrakoplova u raznim uvjetima i konfiguracijama.

Sve stavke koje opisuju performanse jednog zrakoplova u stvarnosti nikada neće biti iste tijekom cijelog leta, iz razloga što gotovo sve ovise o okolišnim uvjetima, točnije trenutnom stanju atmosfere. Temperatura zraka kao jedna od osnovnih veličina stanja ima utjecaj na druge fizikalne veličine atmosfere tako što npr. smanjuje ili povećava gustoću zraka. Cilj završnog rada je razjasniti utjecaj i povezanost stanja atmosfere s performansama zrakoplova.

Ovaj završni rad podijeljen je u pet cjelina kako slijedi:

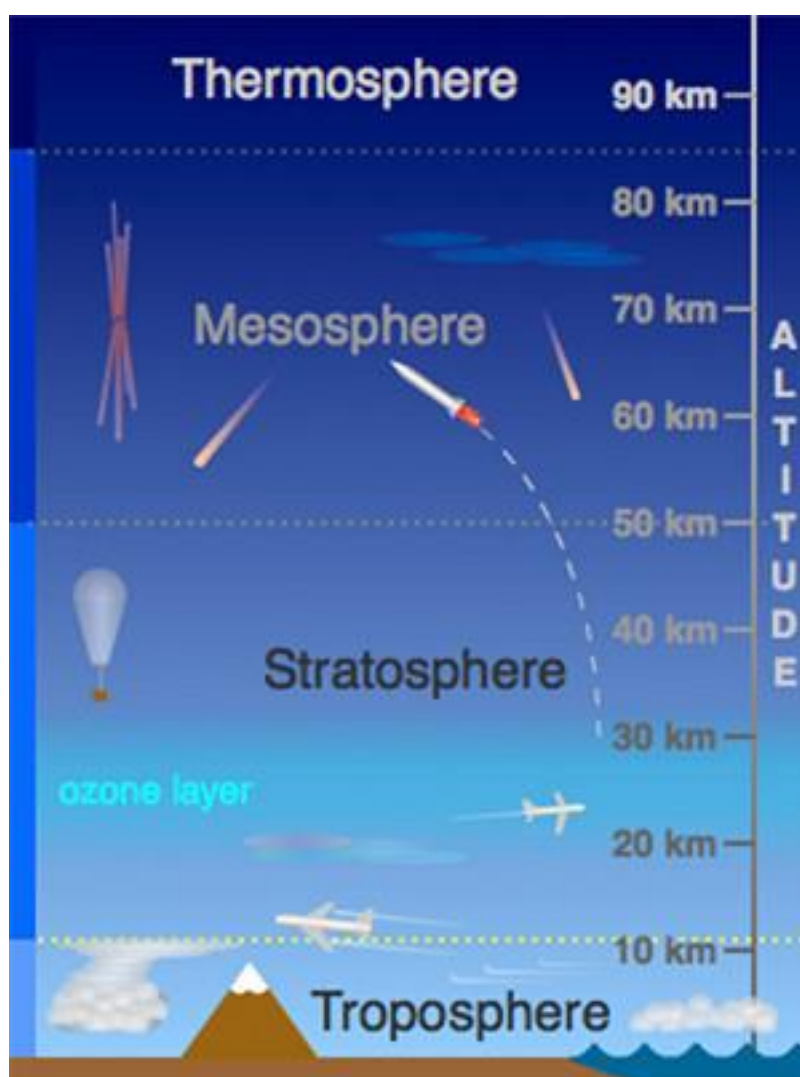
- 1) Uvod
- 2) Atmosfera
- 3) Razmatrani avion
- 4) Proračun i usporedba performansi zrakoplova
- 5) Zaključak

U drugoj cjelini ovoga rada prvo je uvodno opisana zemljina atmosfera s nekim njezinim svojstvima, bitnijim elementima i stanjima koja se odnose na let zrakoplova. Potom je detaljno razrađen model nestandardne atmosfere, tipovi te podaci koji su odabrani za razmatranje uz određene pretpostavke i pojednostavljenja.

Potom je u cjelini 3 dat opis zrakoplova uz objašnjenje izbora modela zrakoplova. Također su izneseni podaci i specifikacije potrebni za kasniji sami proračun. Četvrta cjelina donosi usporedbu performansi za pet različitih tipova atmosfera za zrakoplov DASH 8 - Q400. Tu je dat koherentni prikaz pojedinih performansi zrakoplova, pa je lako moguće uočiti utjecaj atmosfere na performanse. Svi rezultati popraćeni su odgovarajućim komentarima. Kao posljednje, u petoj cjelini su izneseni zaključci dobiveni u ovom radu i komentirana je primjenjivost dobivenih rezultata u realnom okruženju.

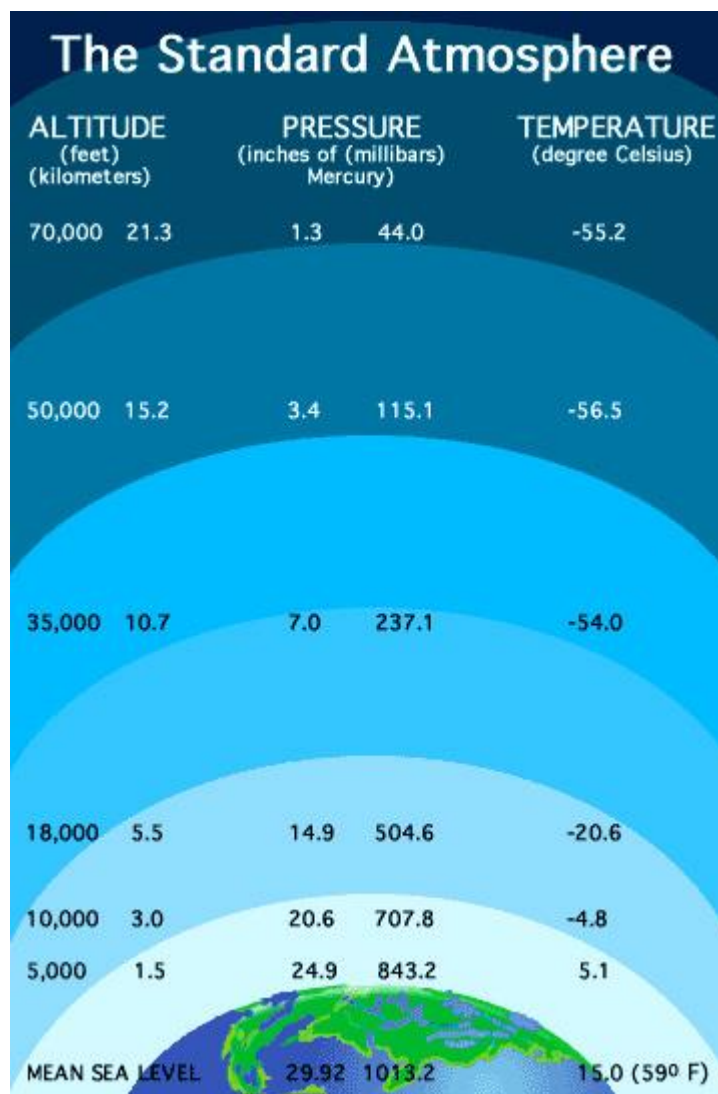
2. ATMOSFERA

Atmosfera je sloj plina koji okružuje Zemljinu kuglu. Atmosfera je podijeljena u sferične slojeve prema slici 1, svaki sa specifičnim osobinama. Pomičući se prema gore od razine tla, ovi slojevi su nazvani troposfera, stratosfera, mezosfera, termosfera i egzosfera. Egzosfera postupno odlazi u područje međuplanetarnog prostora. Prijelaz iz jednog sloja u drugi, naravno, nije oštro definiran pa međuslojevi dobivaju sufiks „pauza“. Za zrakoplovstvo je značajna troposfera[1].



Slika 1. Slojevi atmosfere [1]

Zemljina atmosfera je dinamički sustav za koji ne postoji matematički model koji bi definirao stanje atmosfere u svakoj točki i vremenskom trenutku. Za potrebe zrakoplovstva i analize letjelica definirano je standardno ponašanje atmosfere. Standardno ponašanje definirano je preko statičkog modela atmosfere. Međunarodna organizacija za standardizaciju ISO definirala je standard ISO 2533 [2] s dva priloga (Addendum 1 i Addendum 2) u kojemu su definirane promjene veličina u ovisnosti o geometrijskoj ili geopotencijalnoj visini u odnosu na površinu mora. Promatrane veličine su tlak, gustoća, brzina zvuka, koeficijent kinematičke viskoznosti, koeficijent dinamičke viskoznosti i koeficijent provođenja topline. Na slici 2 može se vidjeti pad vrijednosti tlaka i temperature s porastom visine.



Slika 2. Prikaz nekih osnovnih podataka standardne atmosfere [1]

2.1. Temperatura

Matematički model dijeli atmosferu u slojeve s pretpostavljenom linearnom raspodjelom apsolutne temperature T u ovisnosti o geopotencijalnoj visini. Geopotencijalna visina H je ekvivalentna visina u jednolikom gravitacijskom polju ubrzanja $g = 9.80665 \text{ m/s}^2$ koja odgovara geometrijskoj visini h u stvarnom Zemljinom gravitacijskom polju tako da je rad za podizanje neke mase na visinu H jednak radu podizanja iste mase na visinu h [3]. Visine su povezane jednačbom

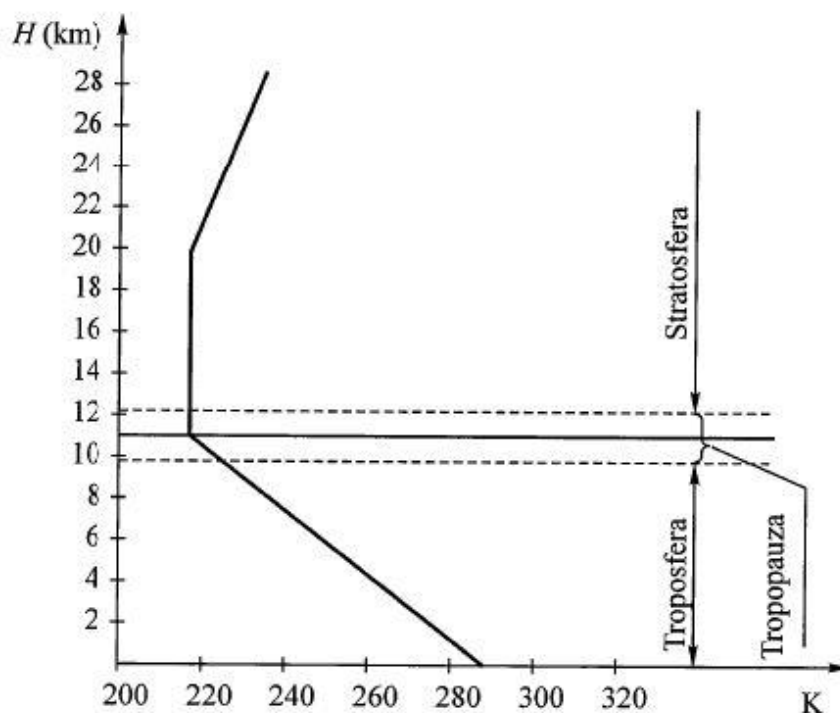
$$H = \frac{\dot{R}_0}{R_0 + h} \cdot h \quad (1)$$

gdje je R_0 polumjer Zemlje. Raspodjela temperature definirana je preko osnovne temperature T_b , odnosno početne temperature na donjoj visini H_b i gradijenta promjene temperature L_b . Tada raspodjela temperature u sloju glasi:

$$T = T_b + L_b(H - H_b). \quad (2)$$

Temperatura zraka vrlo je važna jer ima najveći utjecaj na sve ostale fizikalne veličine u atmosferi. Viša temperatura nepovoljno djeluje na motore zbog smanjivanja gustoće zraka i tako smanjuje maseni protok zraka kroz motor što smanjuje potisak motora i zbog toga je primjerice potrebna dulja staza te je veća potrošnja goriva. Pri proračunu za izgradnju staze vrijedi pravilo pri čemu za svaki $1 \text{ }^\circ\text{C}$ iznad referentne temperature dužina uzletno–sletne staze se treba povećati za $1 \text{ } \%$. Referentna temperatura je mjesečni prosjek maksimalnih dnevnih temperatura najtoplijeg mjeseca u godini, a ona se određuje kao srednja vrijednost za određeni broj godina.

Temperatura zraka normalno pada s porastom visine iako nije rijetka pojava da je temperatura viša na većoj visini. Ta se pojava naziva temperaturna inverzija. Standardna temperatura na razini mora iznosi $15 \text{ }^\circ\text{C}$ i smanjuje se sa svakim metrom visine za $-0,0065 \text{ }^\circ\text{C}$. Na slici 3. može se vidjeti raspodjela temperature u nižim slojevima atmosfere, kao i spomenute pauze između slojeva. Također se vidi da je temperatura na početku stratosfere konstantna tj. da se u prvom dijelu ne mijenja s povećanjem visine.



Slika 3. Raspored temperature u nižim slojevima atmosfere [3]

2.2. Tlak

Tlak je sila kojom neko tijelo djeluje na površinu drugog tijela. Tlak je obrnuto proporcionalan površini. Mjerna jedinica za tlak je paskal (Pa) i mjeri se barometrom. Tlak se vrlo jednostavno računa kao omjer sile i površine te za atmosferski tlak (tlak zraka) također vrijedi ista formula.

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

Prema vrijednosti tlaka moguće je procijeniti kakvo bi moglo biti vrijeme; tako ako je tlak zraka viši, može se očekivati stabilno i lijepo vrijeme što je povezano s atmosferskom pojavom anticiklonom, dok ako je tlak zraka niži moguće je nestabilno, lošije vrijeme i ono se povezuje s ciklonom.

Poznavanje mjerenja i trenutnog stanja tlaka zraka vrlo je važno u zrakoplovstvu. Pomoću tlaka zraka mjeri se nekoliko važnih parametara za let zrakoplova, a to su: visina, brzina promjene visine i brzina.

Tlak p za slučaj kada je temperaturni gradijent $L_b \neq 0$ se računa [3]:

$$p = p_b \cdot \left[\frac{T_b}{T_b + L_b \cdot (h - h_b)} \right]^{\frac{g}{R \cdot L_b}}, \quad (3)$$

a za slučaj da je $L_b = 0$, jednadžba za tlak glasi:

$$p = p_b \cdot \left[\frac{g \cdot (h - h_b)}{R \cdot T_b} \right] \quad (4)$$

2.3. Gustoća

Gustoća zraka jednostavno se računa po jednadžbi stanja idealnog plina kao:

$$\rho = \frac{p}{RT}. \quad (5)$$

Iz dobivenih podataka također se na kraju može izračunati i brzina zvuka prema:

$$a = \sqrt{\kappa R T}. \quad (6)$$

Za veličinu κ uzeto je da je ona konstantna i iznosi 1,4.

Tablica 1. Osobine slojeva atmosfere [3]

Visina (km)	Tlak (N·m ⁻²)	Tempera- tura (K)	Gustoća (kg·m ⁻³)	Srednja mol. masa	Sloj
0	1.01×10^5	288	1.23×10^0	28.96	Troposfera
5	5.40×10^4	256	7.36×10^{-1}	28.96	
10	2.65×10^4	223	4.14×10^{-1}	28.96	
20	5.53×10^3	217	8.89×10^{-2}	28.96	Stratosfera
40	2.87×10^2	250	4.00×10^{-3}	28.96	
60	2.20×10^1	247	3.10×10^{-4}	28.96	Mezosfera
80	1.05×10^0	197	1.85×10^{-6}	28.96	
100	3.20×10^{-2}	195	5.60×10^{-7}	28.40	Termosfera
150	4.54×10^{-4}	634	2.08×10^{-9}	24.10	
200	8.47×10^{-5}	855	2.54×10^{-10}	21.30	
300	8.77×10^{-6}	976	1.92×10^{-11}	17.73	
400	1.45×10^{-6}	996	2.80×10^{-12}	15.98	
500	3.02×10^{-7}	999	5.22×10^{-13}	14.33	
600	8.21×10^{-8}	1000	1.14×10^{-13}	11.51	

Tablica 1 prikazuje pojedine veličine stanja i molarnu masu za atmosferu po visini. Bitno je za napomenuti da se veličine odnose na savršeni, suhi i čisti zrak. Sastav zraka ostaje praktički konstantan do visine od 90 km, te iz tog razloga će se i molarna masa, odnosno specifična plinska konstanta držati konstantnom kroz proračun ($R=287.17$ kJ/kgK).

2.4. Nestandardna atmosfera

Varijacije standardne atmosfere su definirane kao nestandardna atmosfera za specifične slučajeve. među varijacijama su topli dan (eng. hot day), hladni dan (eng. cold day), polarni dan (eng. polar day) i tropski dan (eng. tropical day).

Definicije spomenute četiri varijante su objavljene kao vojni standard MIL-STD-210A i MIL-STD-210C od američkog ministarstva obrane [4]. Atmosfere su definirane za visine od razine mora pa sve do 30.5 kilometara. Također, uobičajena praksa je definirati nestandardnu atmosferu kao fiksni inkrement temperature od atmosfere u standardnom danu, koji je onda primijenjen na svim visinama. [5]

2.4.1. Topla i hladna atmosfera

Hladna i topla atmosfera pružaju vjerojatni minimum i vjerojatni maksimum temperaturno visinskih podataka za sjevernu hemisferu. Podaci za hladnu i toplu atmosferu su namijenjeni za korištenje kao zrakoplovni konstrukcijski standardi u određivanju zadovoljavajućih operacijskih uvjeta komponenata i materijala pri ekstremnim temperaturama. Također, pri konstrukciji oružanih sustava, podsustava, ili komponenti koje su izložene vanjskom zraku, kao: sustavi za hlađenje motora i ulja, indukcijski sustavi, itd. Mogu biti korišteni i za predviđanje temperatura opreme na operacijskoj visini u horizontalnoj ravnini kad je poznat inkrement temperature. Ovi podaci ne mogu biti korišteni za prethodno navedena predviđanja pri uvjetima tranzijentnog uspona zrakoplova ili za proračun vertikalnih uspona ili poniranja projektila i bombi.

2.4.2. Polarna i tropska atmosfera

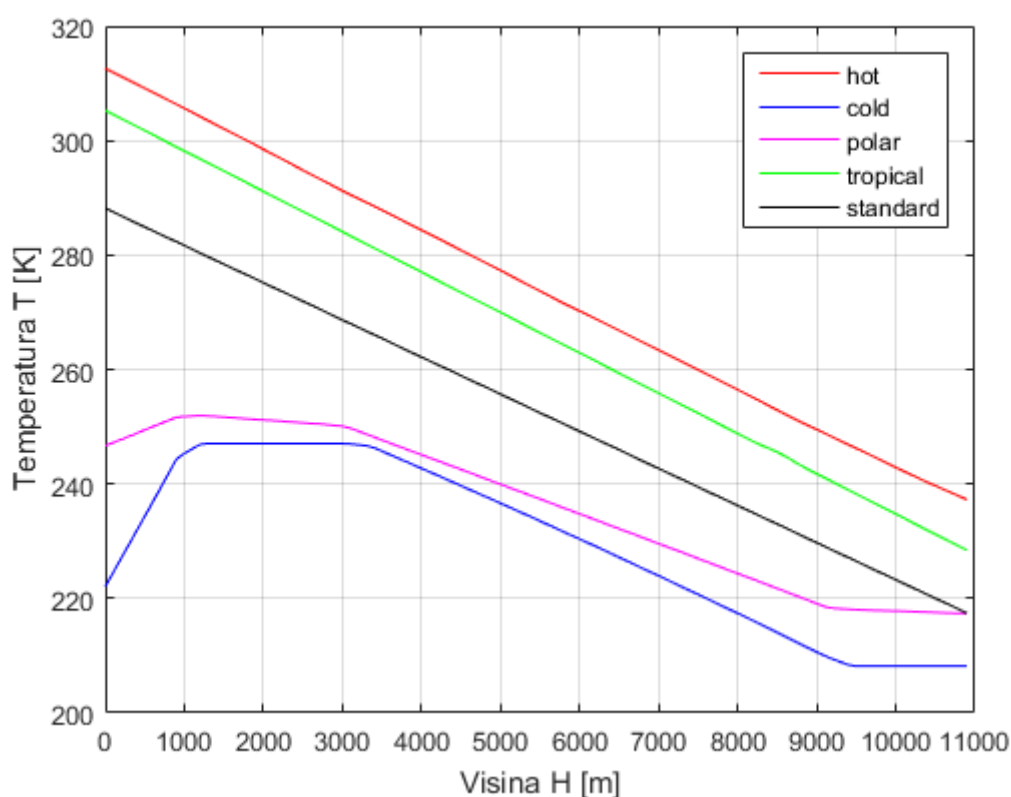
Polarna i tropska atmosfera pružaju kriterije za razmatranje problema ovisnih o hidrodinamički konzistentnoj homogenoj polarnoj ili tropskoj atmosferi. Ovi problemi uključuju određivanje performansi motora i zrakoplova, aerodinamičke karakteristike, temperaturu oplata i opreme pri tranzijentnom usponu, proračune povezane s vertikalnim usponom ili ponorom projektila ili bombi. Ove atmosfere pokrivaju ekstremske geografske širine u sjevernoj hemisferi, stoga polarna atmosfera predstavlja arktičku zimsku atmosferu prije nego istinsku polarnu atmosferu.

2.5. Podaci o atmosferama

Temperature ovih atmosfera prikupljene su iz vojnih standarda (MIL-STD-210, MIL-HDBK-310) [4],[6] i prikazane su u prilogu kao stupčani podaci u anglosaksonskim jedinicama (visina u kft, temperatura u R). Zatim su ti podaci pretvoreni u odgovarajuće mjerne jedinice SI sustava da bi se mogli koristiti u daljnjem računu. Temperature su obrađivane do visine od približno 11 km zbog količine podataka i samog plafona leta za naš razmatrani zrakoplov, te su nakon obrade podataka interpolirane i također predstavljene grafički. Podaci nisu nakon obrade prikazivani tablično iz razloga da se očuva čitljivost dokumenta bez obasipanja numeričkim podacima.

Dijagrami atmosfere podijeljeni su na temperaturu, tlak i gustoću. Dijagrami su također prikazani u istom rasponu i geometrijskim veličinama, tako da se mogu preklapati i

uspoređivati jedni s drugima. Isto tako podaci za svaki tip atmosfere na dijagramima su kroz cijeli rad prikazivani istim bojama („hot“- crvena, „cold“- plava, „polar“- magenta, „tropical“- zelena, „standard“- crna) da bi se što lakše i intuitivnije vidjela razlika između pojedinih veličina. Da bi se sve relevantne informacije dalje objedinile u jedan dokument, svaka skupina atmosfere detaljno je obrazložena pregledom i zbrajanjem dijelova izvornih dokumenata. Namjera je da ovaj rad olakša zadatak razumijevanja razlike između ovih atmosferskih profila i pri odabiru atmosferskog profila koji je najprikladniji za zahtjeve ili specifikacije za pojedini zrakoplovni sustav.

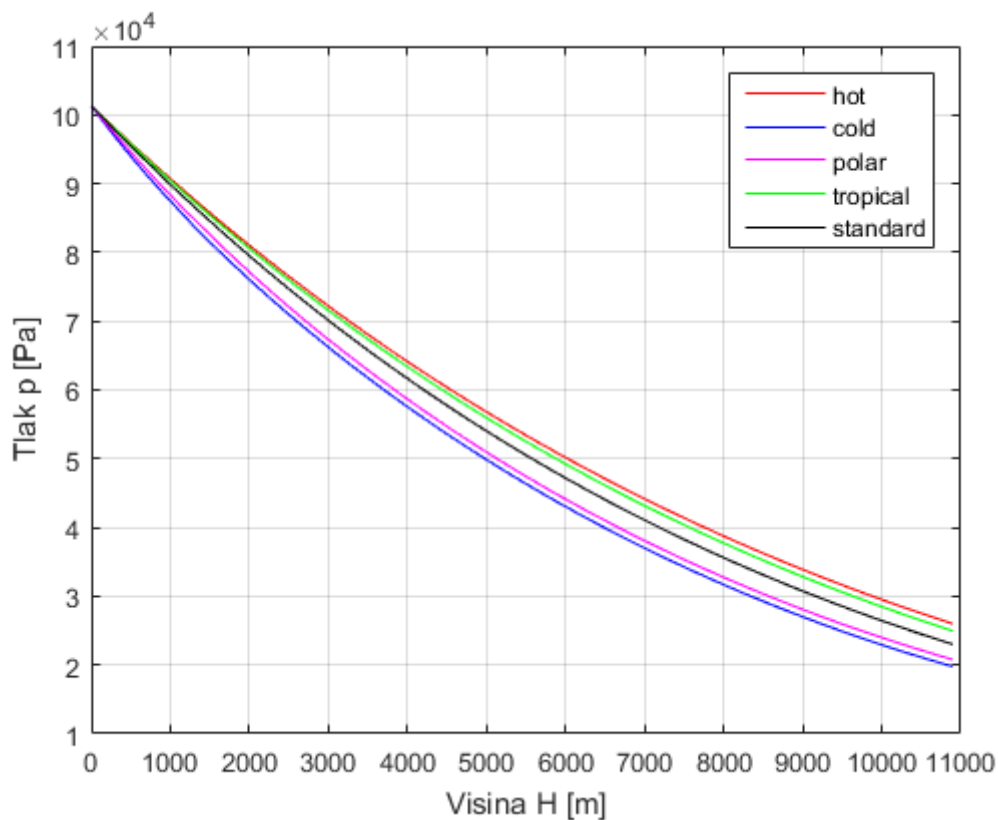


Slika 4. Raspored temperatura za nestandardnu atmosferu

Zanimljivo je primijetiti na slici 4 da se temperatura zapravo povećava s povećanjem nadmorske visine za mali raspon pri korištenju hladne ili polarne atmosfere.

Za tipove atmosfere hot, tropical i standard možemo vidjeti da je temperaturni gradijent konstantan, dok za polar i cold se mijenja, pa je bilo potrebno naći jednostavnom interpolacijom sve te različite nagibe, odnosno gradijente temperature, kako bi prema jednadžbama (3) i (4) mogli izračunati tlak.

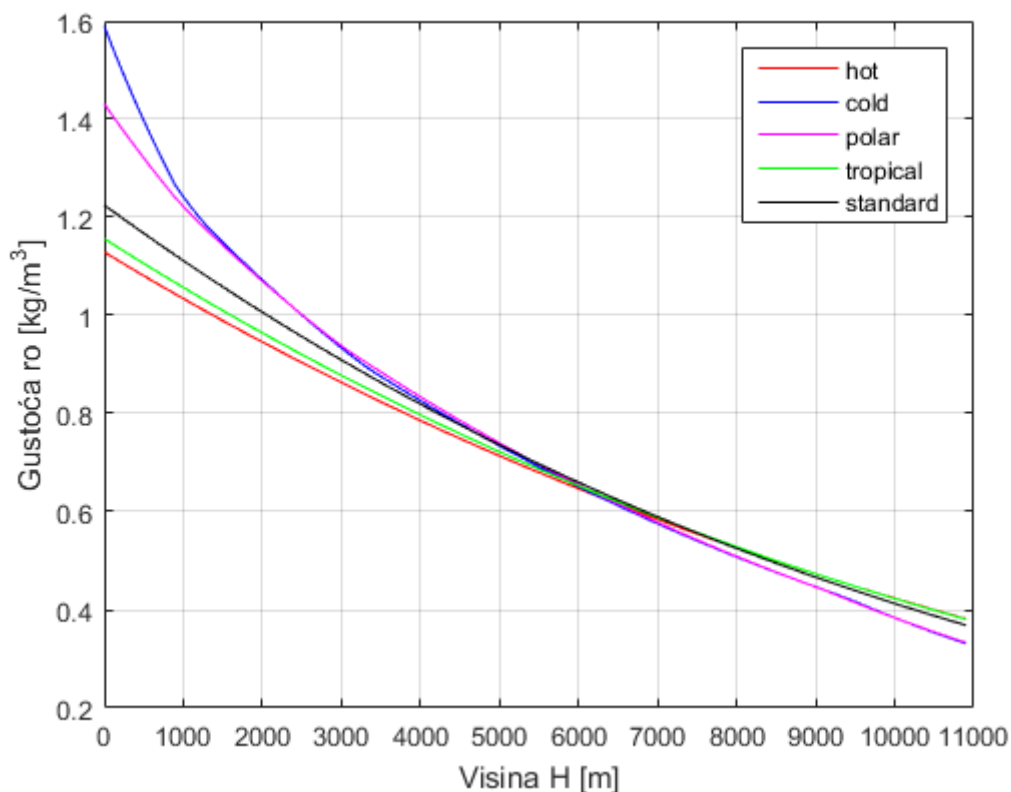
Nakon uvrštavanja potrebnih varijabli u barometarske, odnosno izvedene hidrostatske jednadžbe tlaka, dobiveni su podaci za tlak koji su prikazani na slici 6.



Slika 5. Raspored tlakova za nestandardnu atmosferu

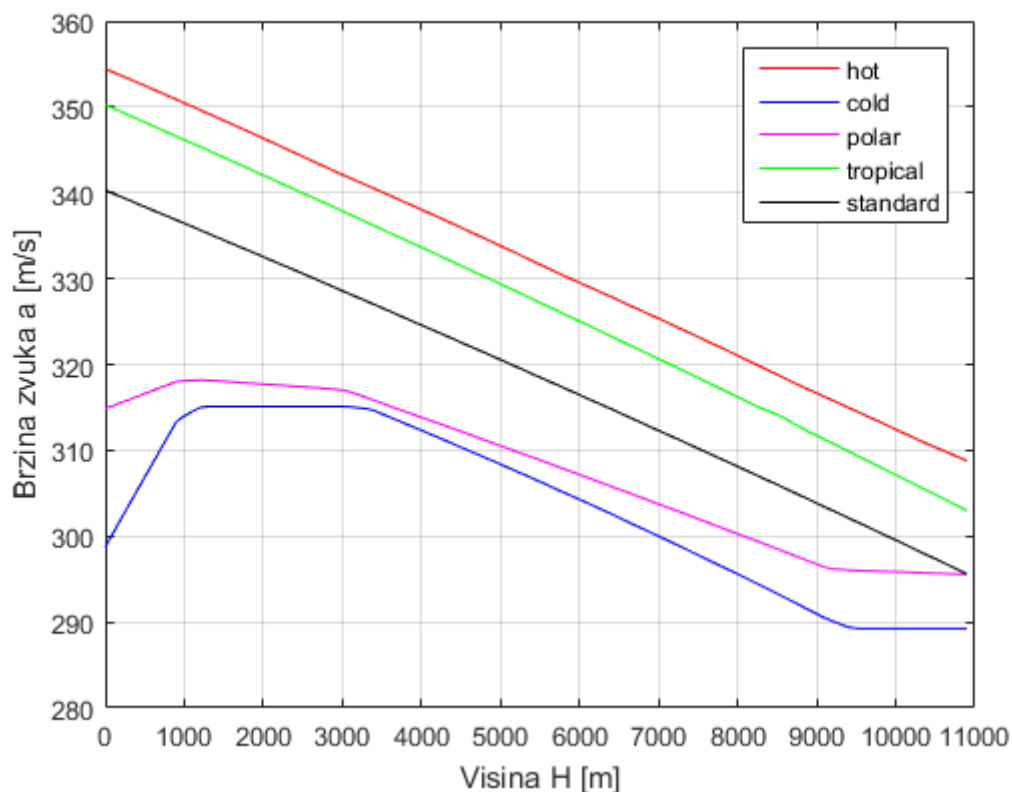
Na slici 5 se može primjetiti monotoni trend pada tlaka s porastom nadmorske visine prema očekivanju kako slijedi: „hot“, „tropical“, „standard“, „polar“, „cold“. Sve veličine tlakova počinju s visine 0 metara te vrijednosti tlaka 101 325 Pascala.

Iz dobivenih vrijednosti tlaka, izračunata je gustoća prema toplinskoj jednadžbi stanja idealnog plina (5).



Slika 6. Raspored gustoća za nestandardnu atmosferu

Na slici 6 nalazi se prikaz gustoće u ovisnosti o nadmorskoj visini. S obzirom da su svi tlakovi u razmatranju pretpostavljeni kao jednaki na početku, a temperature preuzete iz priloga A [5], početne raspodjele gustoća prate obrnuto proporcijalni trend od temperature, kako i stoji u jednadžbi stanja idealnog plina iz koje je gustoća i računata. Nakon značajnijeg porasta visine, krivulje se počinju ispreplitati kako se temperatura i tlak mijenjaju te su na području između visina od 5 km i 7 km približno jednake. Uzevši u obzir da je od promatranih veličina stanja, gustoća igra najveću ulogu u performansama zrakoplova, na spomenutom rasponu visina od 5 km do 7 km po pretpostavci bi neke od performansi zrakoplova trebale biti približno iste.



Slika 7. Raspored brzina zvuka za nestandardnu atmosferu

Na slici 7 prikazan je raspored brzina zvuka za promatrane atmosfere. Brzina zvuka izračunata je pomoću jednadžbe (6). Jasno je vidljivo da brzina zvuka opada s porastom nadmorske visine te je stoga lakše postići vrijednost $Ma=1$ na većim visinama. Također je bitno za spomenuti da je lakše „probiti“ zvučni zid u hladnijoj atmosferi na bilo kojoj visini do 11 km. Ovaj dijagram je prikazan čisto redundantno jer nam u ovom radu sama brzina zvuka i nije toliko bitan podatak.

3. RAZMATRANI AVION

Ova analiza utjecaja stanja atmosfere na performanse zrakoplova provedena je na zrakoplovu poznate konfiguracije regionalnog putničkog zrakoplova nalik na DASH8 - Q400, slika 8. Navedeni zrakoplov pušten je u promet 6. ožujka 1997 te je jedan od operatera istoga i hrvatska aviokompanija Croatia Airlines [7]. Ovaj zrakoplov je uzet na razmatranje radi dostupnosti podataka za proračun, kao i toga što promjena atmosfere više utječe na manje putničke zrakoplove, što se bolje može primjetiti na ovakvom tipu aviona.



Slika 8. DASH8 - Q400

3.1. Općenito o zrakoplovu

Bombardier Q serija - izvorno nazvana DHC-8 Dash 8 - serija je komercijalnih aviona s turbopropelerskim motorom, koje je uvela tvrtka de Havilland iz Kanade. Dash 8 razvijen je početkom 1980-ih kao moderan i učinkovit zrakoplov na kratke udaljenosti namijenjen zamjeni modela 60-ih i 70-ih na sve većem broju regionalnih ruta. Njegov je prvi let bio 20. lipnja 1983. Izvorna serija 100 mogla je prevesti do 38 putnika i mogla letjeti velikom krstarećom brzinom s obzirom na snagu.

Seriju 100 pratile su snažnije serije 200 i veća serija 300 (koja bi mogla prevesti do 56 putnika), nakon čega je tvrtku kupio Bombardier Aerospace, koji je ubrzo prepoznao potrebu za još većom i bržom letjelicom koja bi se mogla natjecati s regionalnim mlažnjacima.

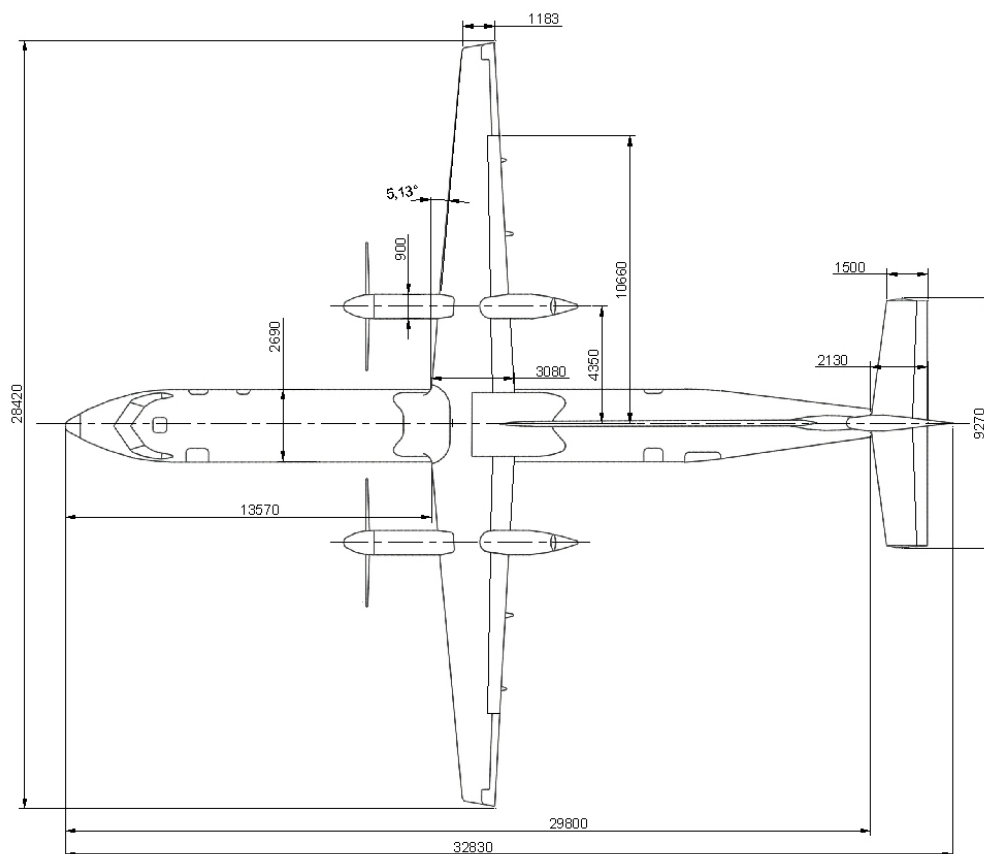
Novija serija 400 koja je svoj prvi let završila 31. siječnja 1998. ima duži trup i može prevesti do 78 putnika, ima dvostruko jače motore i može krstariti nevjerojatnom brzinom od 650 km/h (gotovo polovica brzine zvuka). Serija 400 koristi Pratt & Whitney Canada PW150A motore koji na raspolaganje pružaju 4,850 shp (3,620 kW).

Povrh ovih poboljšanja, serija 400 je svom imenu dodala slovo Q (za 'miran') kako bi naglasilo smanjenu buku i vibracije u kabini. Do danas je proizvedeno oko 1250 zrakoplova Dash 8, od čega 580 Q400. Maksimalna operacijska visina je 8200 metara u verziji koja nudi maske s kisikom. [7]

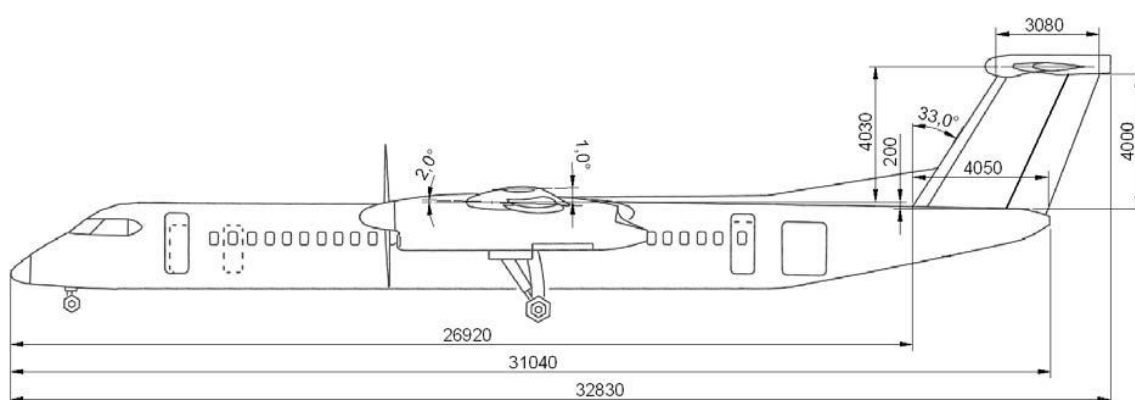
3.2. Geometrija zrakoplova

Iz tlocrta (Slika 9) i bokocrta (Slika10) [8] analiziranog zrakoplova su vidljive njegove osnovne dimenzije, a važniji podaci o zrakoplovu su sljedeći:

- $S_{ref} = 63.395$ m - referentna površina
- $c_A = 2.395$ m - srednja aerodinamička tetiva
- $l_A = 13.987$ m - udaljenost srednje aerodinamičke tetive od nosa zrakoplova.
- $\eta_p = 0.84$ – učinkovitost prepelera u horizontalnom letu
- $\eta_{pp} = 0.70$ – učinkovitost propelera pri penjanju zrakoplova
- $C_{D0} = 0.0293$ – nulti koeficijent otpora
- $K = 0.0741$ – koeficijent induciranog otpora
- $C_{Lmax} = 0.317$ - koeficijent uzgona pri uzlijetanju
- $m = 28000$ kg – maksimalna masa pri uzlijetanju
- $m_g = 5000$ kg – masa goriva [9]



Slika 9. Tlocrt zrakoplova



Slika 10. Bokocrt zrakoplova

3.3. Pogonska skupina

Za pogon razmatranog zrakoplova koriste se klipni motori koji najčešće pogone elisu koja stvara vučnu silu i nalaze se na manjim zrakoplovima. Zadatak pogonske grupe (motora) je da zrakoplov koji miruje i ima brzinu $V=0$ m/s, ubrza do potrebne brzine i održava željenu brzinu leta. Kako motor za stvaranje potiska koristi okolni zrak, jasno je da će krajnja vrijednost isporučenog potiska ovisiti o trenutnom stanju atmosfere. Ponajprije, ovisit će o gustoći zraka koja je obrnuto proporcionalna temperaturi. Može se zaključiti da će u slučaju povoljnih atmosferskih uvjeta performanse biti dvosmjerno poboljšane jer će vanjske prilike utjecat na veći uzgon, ali i potisak motora. Ista logika vrijedi i za nepovoljna meteorološka stanja.

Podaci za raspoloživu snagu i potrošnju goriva su korišteni iz izvora [10] za motor od zrakoplova Q200, a potom su dimenzijski skalirani preko podataka iz tipa certifikata [9] za motor razmatranog zrakoplova. Korišteni podaci su [9]:

- $n = 17$ okr/s - broj okretaja propelera
- $D = 4.11$ m - promjer propelera

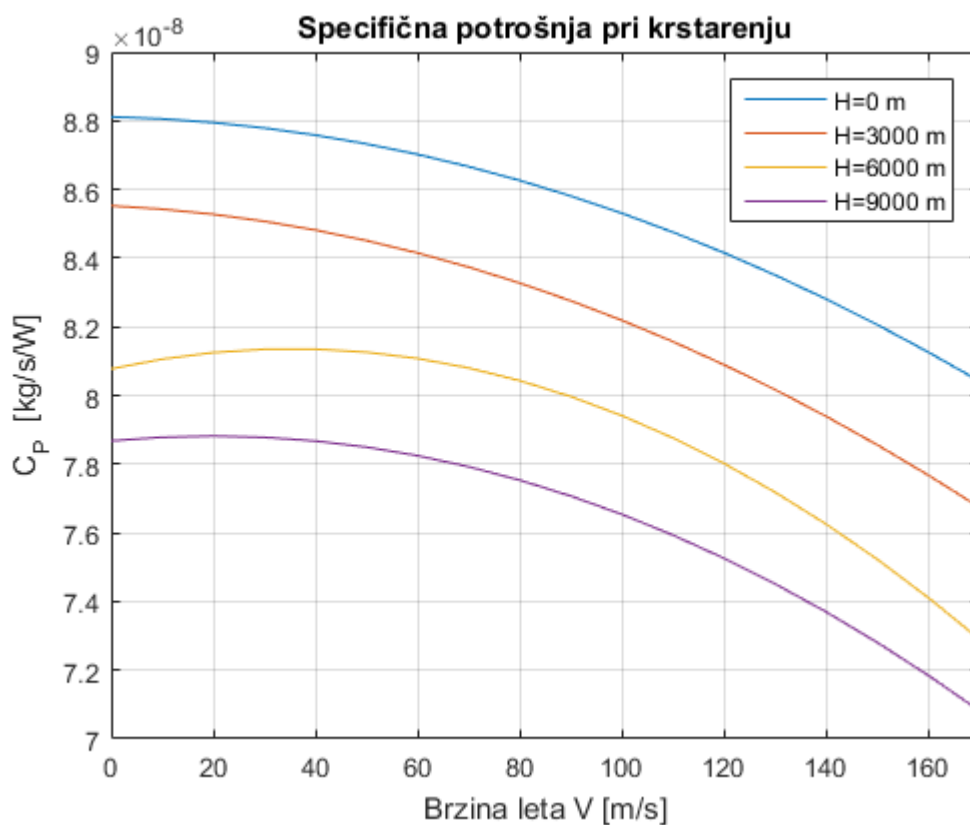
Zbog nedostatka numeričkog proračuna propelera, za koeficijent učinkovitosti elise uzet je polinom drugog reda oblika $f(J) = aJ^2 + bJ + c$ [11], gdje su konstante:

- $a = 1.2689$
- $b = -2.4283$
- $c = 2.3301$

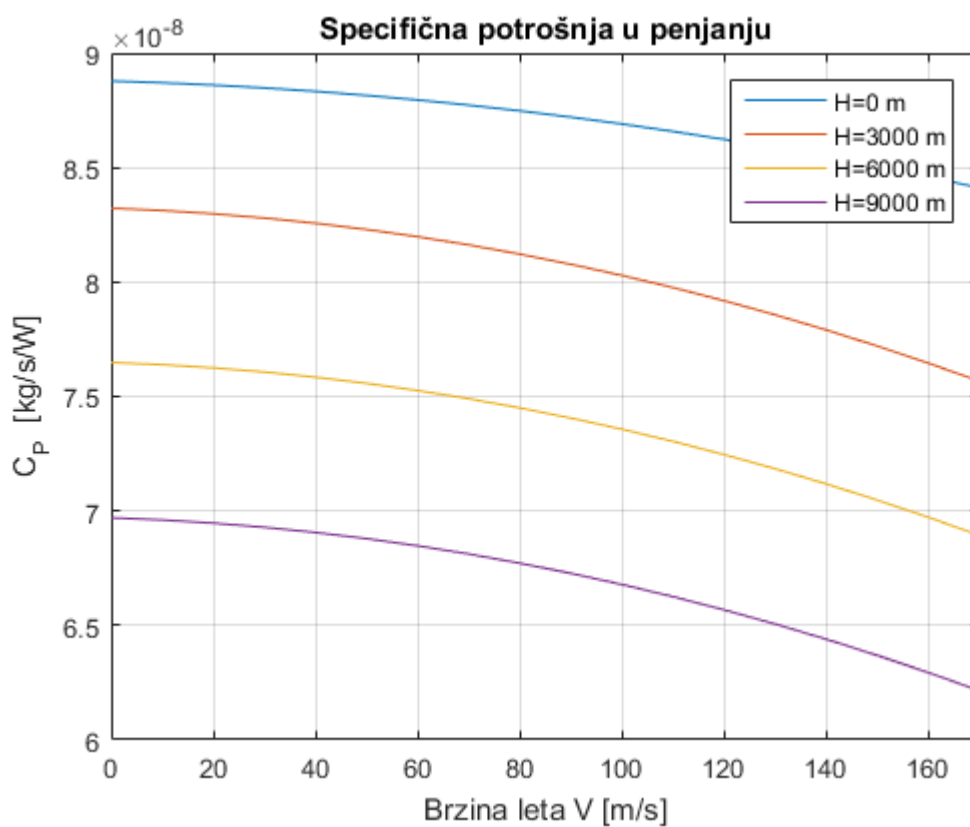
Kako je funkcija snage i potrošnje motora napravljena za standardnu atmosferu, te su njeni ulazi brzina i visina, bilo je potrebno naći ekvivalentnu visinu za zadanu gustoću. Tako je napravljena funkcija koja za zadanu visinu traži gustoću nestandardne atmosfere, pa potom za tu gustoću nestandardne atmosfere, nalazi odgovarajuću visinu u standardnoj atmosferi ($h=f(\rho)$).

Radi djelomične ograničenosti podataka vezanih za sami pogon, skoro sve performanse, odnosno njihovi redovi veličina uspoređivani su sa raznim dostupnim izvorima kako bi se uskladila dosljednost podataka [12].

Na slikama 11 i 12 prikazane su specifične potrošnje modela motora PW150 razmatranog zrakoplova za standardnu atmosferu u penjanju i krstarenju pri različitim visinama. Možemo vidjeti da je potrošnja veća u režimu penjanja, te da opada s visinom za oba slučaja.



Slika 11. Specifična potrošnja goriva jednog motora u krstarenju za različite visine



Slika 12. Specifična potrošnja goriva jednog motora u penjanju za različite visine

4. PRORAČUN I USPOREDBA PERFORMANSI ZRAKOPLOVA

Performanse letjelica označavaju neke općenite karakteristike leta u uvjetima zadane energije letjelice kao što su primjerice udaljenost koju zrakoplov može prevaliti, vrijeme koje zrakoplov može provesti u zraku, različite optimalne brzine letjelice i slično.

U nastavku ovog poglavlja biti će opisane neke značajke performansi od interesa, njihov proračun te usporedba u različitim uvjetima atmosfere.

Varijable, odnosno osnovne vrijednosti koje će se upotrebljavati u proračunima performansi su uvedene u prethodnim poglavljima, dok neke specifične vrijednosti će biti opisane uz prateće jednadžbe i slike.

4.1. Horizontalni let i penjanje

Režim leta u kojem svaka kombinacija moguće brzine i mogućeg napadnog kuta ispunjava uvjet iz jednadžbe (7) naziva se horizontalni let. [13]

$$V = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_L}} \quad (7)$$

Dolet zrakoplova je udaljenost koju zrakoplov može prevaliti kada se uzme u obzir njegova specifična potrošnja goriva i količina goriva koju nosi.

Dolet računamo preko peko poznate Breguetove jednadžbe doleta za zrakoplove s elisnim motorom (8).

$$R = \frac{\eta_P}{g C_P C_D} \frac{C_L}{C_D} \ln \left(\frac{m_i}{m_k} \right) \quad (8)$$

U jednadžbi (8) m_i predstavlja masu pri uzljetanju, odnosno masu zrakoplova s gorivom, a m_k je ta masa umanjena za masu goriva.

Koeficijent uzgona za maskimalni dolet za elisni pogon prikazan je u jednadžbi (9).

$$C_{LR} = \sqrt{\frac{C_{D0}}{K}}. \quad (9)$$

Ponekad nam je od interesa što dulje boraviti u zraku, na primjer u slučajevima kada ne možemo sletjeti iz nekog razloga te moramo čekati da se stvore uvjeti za slijetanje. Tada je potrebno to čekanje ostvariti u režimu leta u kome je za određenu količinu goriva najdulje trajanje leta.

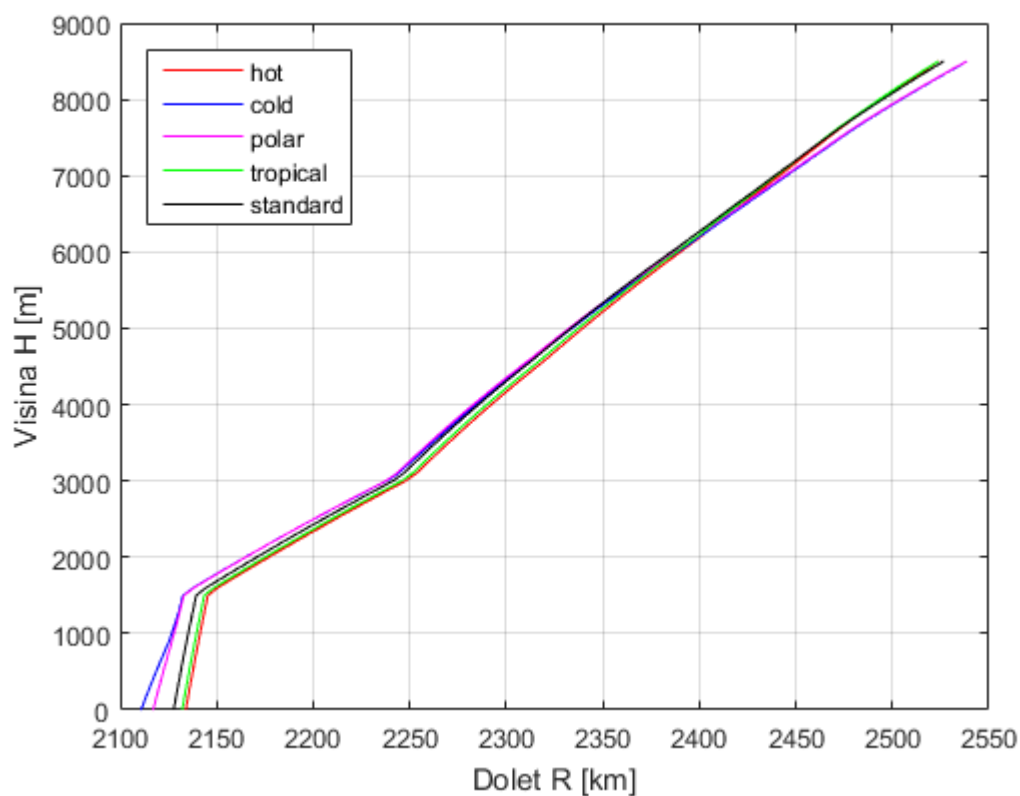
Maksimalno trajanje leta (eng. *endurance*) računa se prema jednadžbi (10)

$$E = \frac{2 \eta_P}{g C_P} \sqrt{\frac{\rho S}{2g}} \frac{C_L^{\frac{3}{2}}}{C_D} \left(\frac{1}{\sqrt{m_k}} - \frac{1}{\sqrt{m_i}} \right). \quad (10)$$

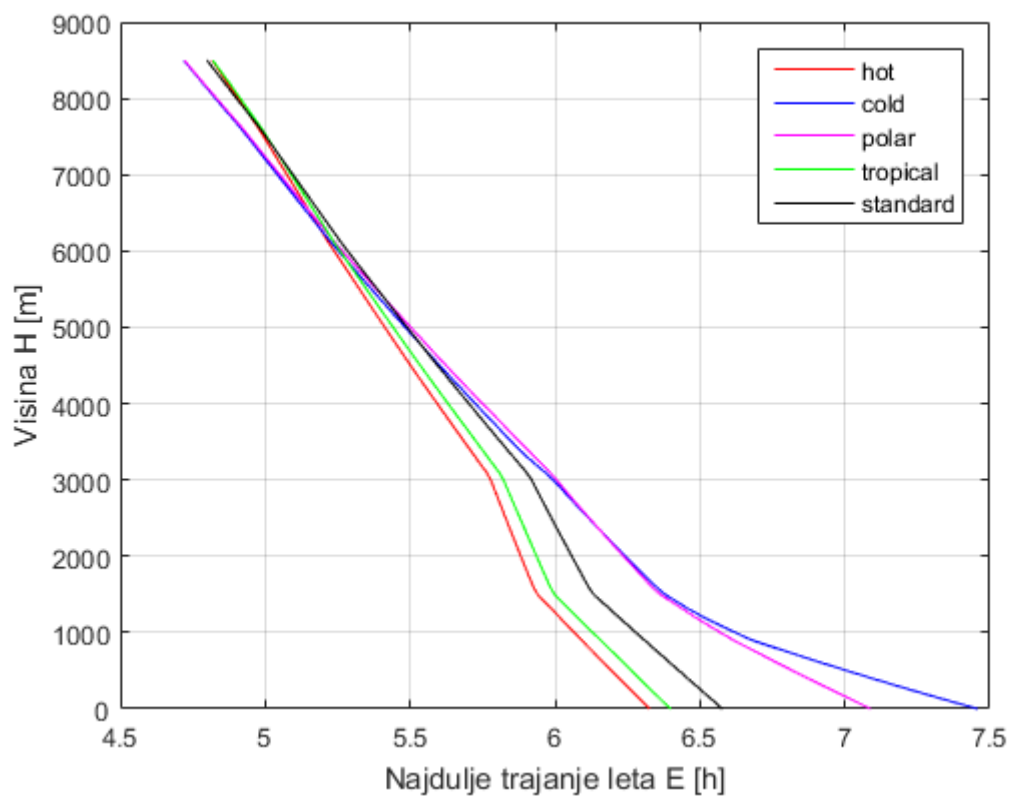
Možemo primjetiti da koeficijent uzgona za maksimalno trajanje leta nije jednak kao za dolet, to je iz razloga što je potrebna snaga u minimumu, odnosno da je inducirani otpor trostruko veći od parazitskog otpora (11).

$$C_{LE} = \sqrt{\frac{3C_{D0}}{K}}. \quad (11)$$

Na slikama 13 i 14 grafički su prikazani maksimalni dolet i maksimalno trajanje leta za svaki tip atmosfere.



Slika 13. Raspon doleta zrakoplova za odabrane atmosfere



Slika 14. Raspon najduljeg trajanja leta za odabrane atmosfere

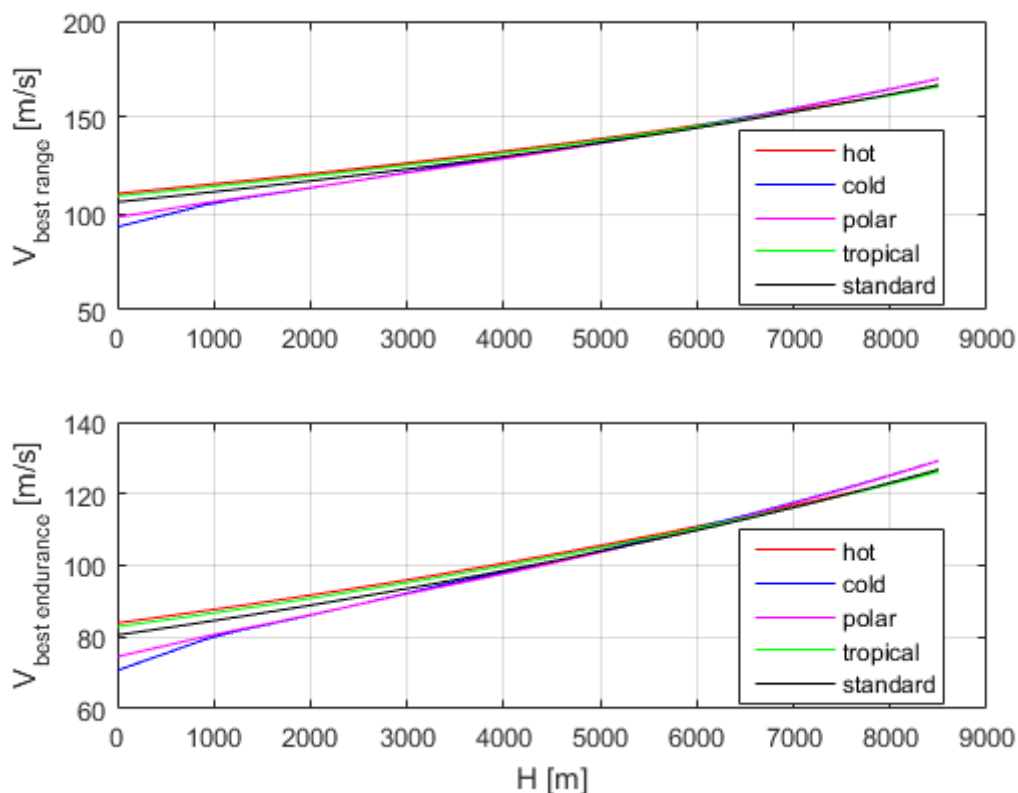
Možemo uočiti na slikama 13 i 14 da je maksimalni dolet za svih pet slučajeva atmosfera približno isti na jednom dijelu raspona visina, isto tako i najdulje trajanje leta kao što smo i pretpostavili gledajući raspored gustoća po visini (Slika 6).

Vidi se na slici 13 da je dolet na manjim visinama manji za hladniju atmosferu u odnosu na toplu, a obrnuto je na većim visinama pri vrhuncu leta. Tako da možemo zaključiti da ćemo najveći dolet postići pri hladnijoj atmosferi na većim visinama.

Na slici 14 trajanje leta je pri manjim visinama veće za hladniju atmosferu, dok je na plafonu leta najmanje, što znači da ćemo najveće trajanje leta ostvarivati pri manjim visinama u hladnijoj atmosferi.

Objašnjenje za odnos trajanja leta za različite atmosfere jest u utjecaju gustoće i specifične potrošnje goriva (C_P), ali iz jednadžbe (10) vidimo da dominira član gustoće pod korijenom. Kod doleta je prema jednadžbi (8) utjecaj C_P -a dominantniji, koji je drugačiji zbog različitih brzina leta kod različitih atmosfera, a one opet ovise o gustoći.

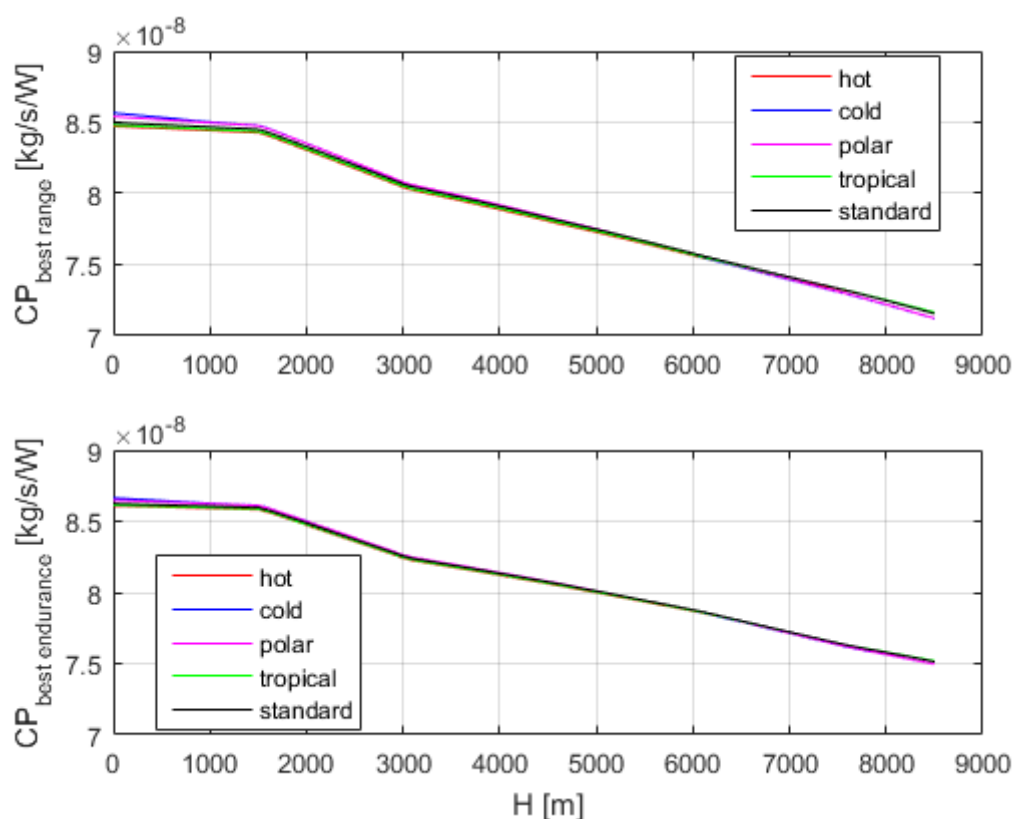
Na slici 15 prikazani su odnosi brzina u horizontalnom letu za najveći dolet i za najdulje trajanje leta.



Slika 15. Prikaz brzina za najveći dolet i najdulje trajanje leta

Vidimo da brzine također prate ono pravilo nagiba vezano za gustoću, te da su gotovo jednako raspoređene na oba dijagrama, jedino pomaknute iz razloga što su manje brzine potrebne za najdulje trajanje leta u odnosu na dolet.

Na slici 16 prikazani su odnosi specifičnih potrošnji goriva u horizontalnom letu za najveći dolet i za najdulje trajanje leta.



Slika 16. Specifična potrošnja goriva za odabrani režim leta

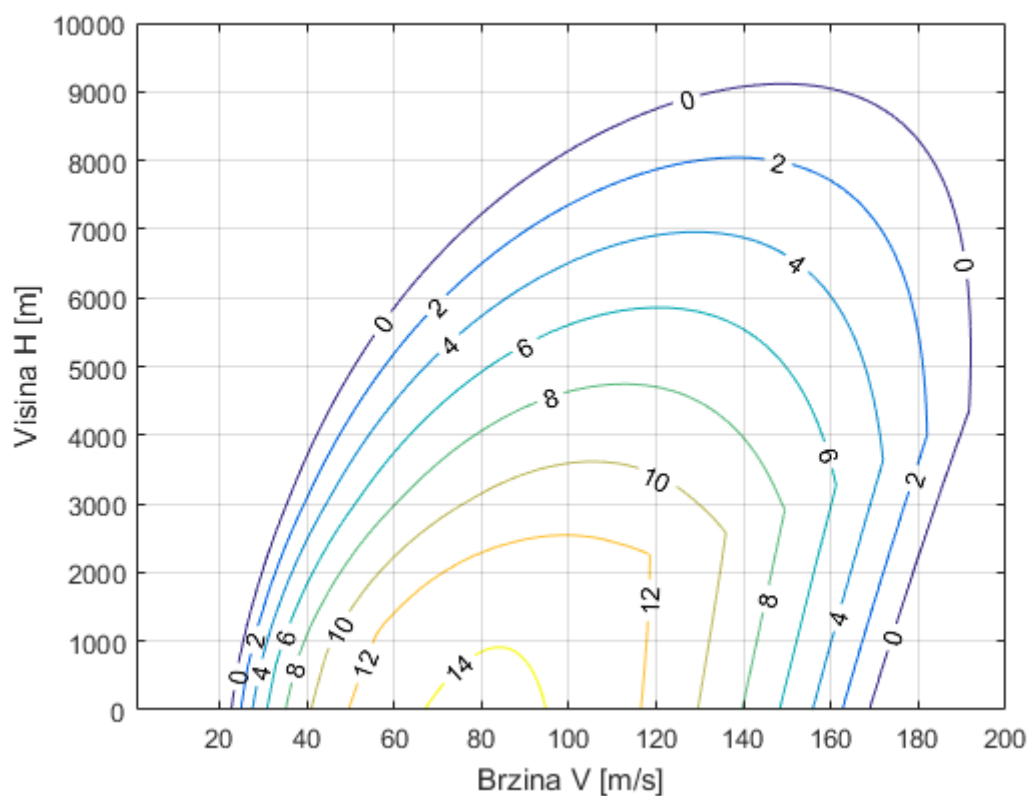
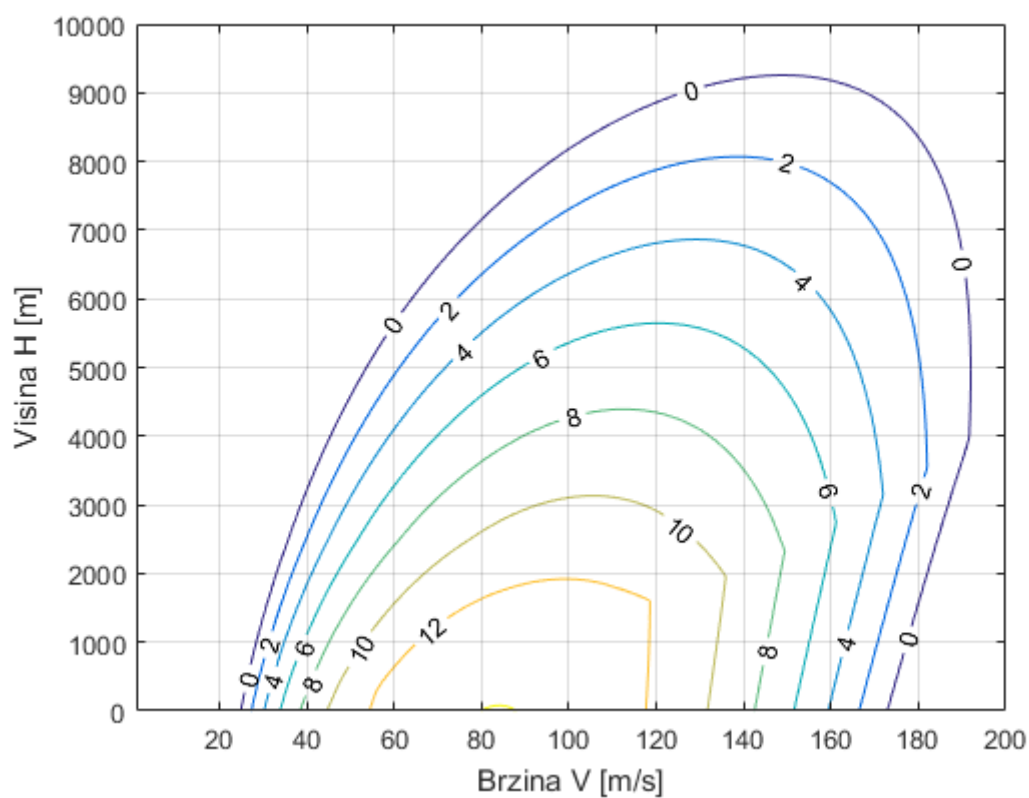
Specifična potrošnja goriva opada s visinom, ali vidimo da je za svaki tip atmosfere gotovo jednaka, te da je manja po svim visinama za režim najvećeg doleta u odnosu na režim leta za maksimalno trajanje.

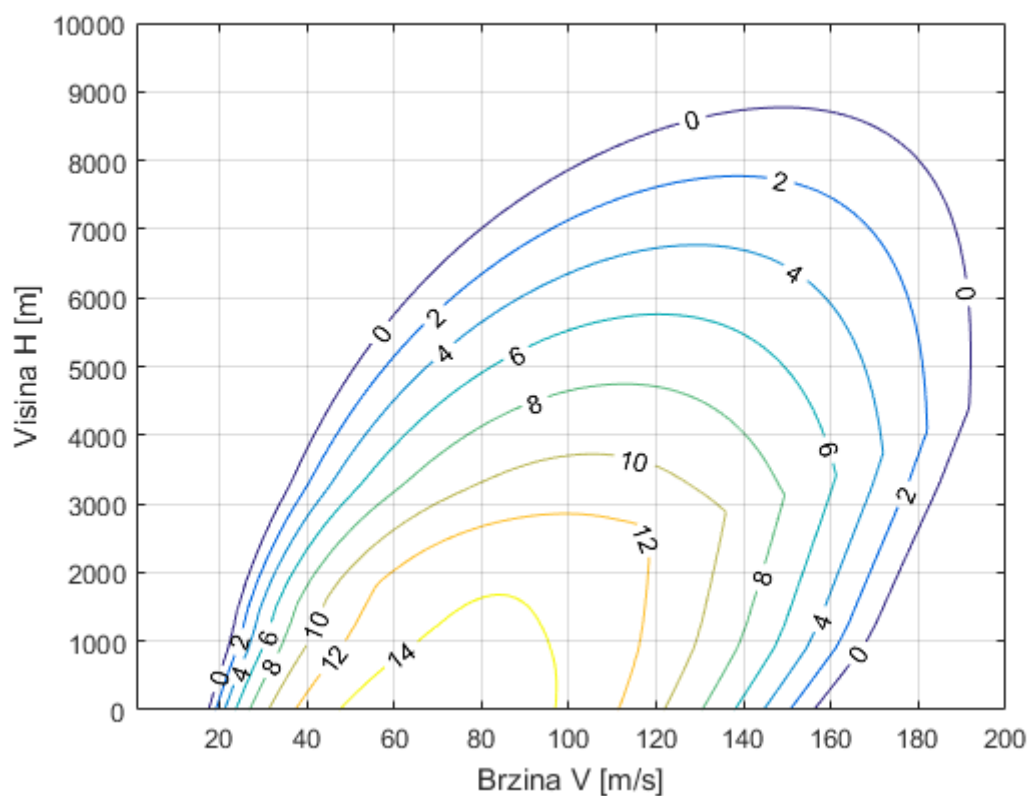
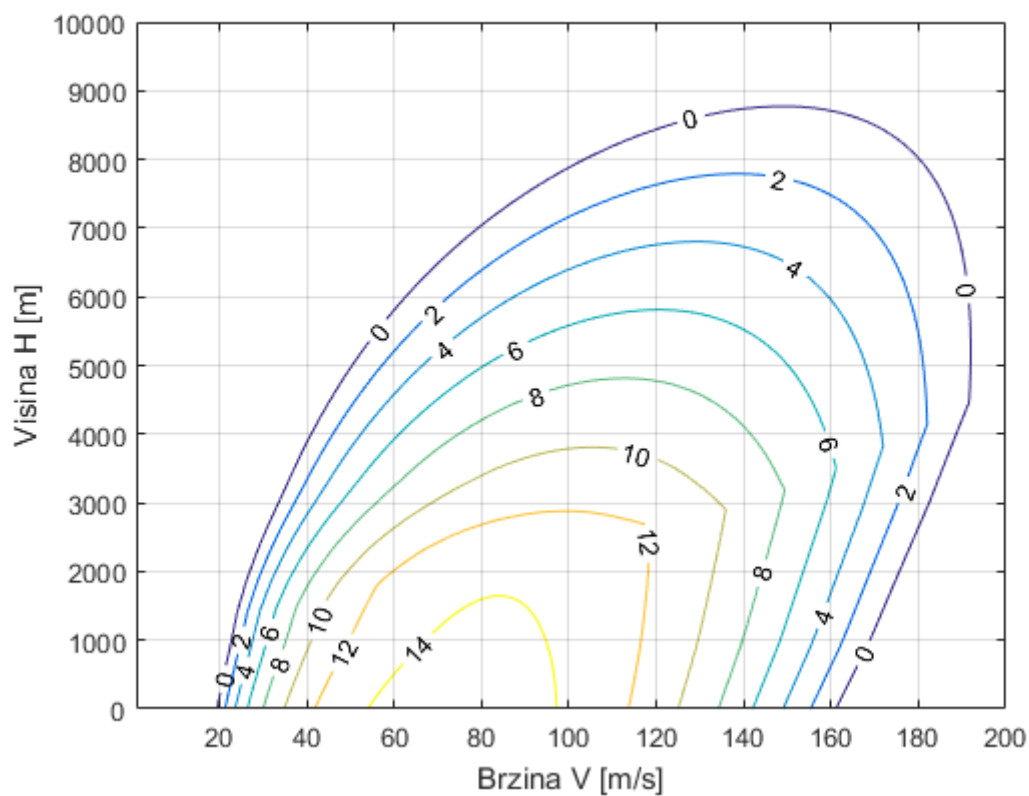
Za usporedbu performansi zrakoplova u ovom dijelu rada korištena je metoda ukupne energije. Za višak snage sveden na jedinicu težine uvodi se oznaka P_s i računa se prema jednadžbi (12) [13].

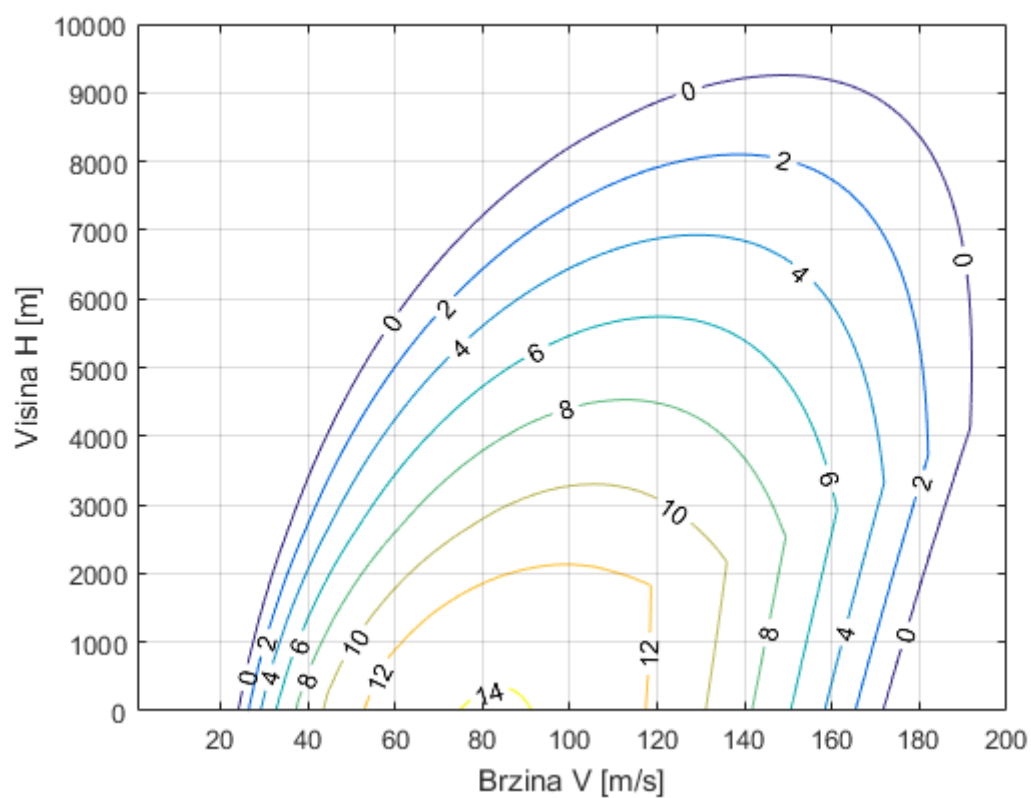
$$P_s = \frac{P - VD}{W}. \quad (12)$$

Kako bi se dobila operativna ovojnica zrakoplova, koristeći se programskim paketom Matlab, izračunat je navedeni višak snage za raspon brzina od 0 do 200 m/s te za raspon visina od 0 do 10000 m. Tako je također dobiven raspon vrijednosti PS . Odabirom onih vrijednosti koje odgovaraju vrijednosti $PS = 0$ tj. režimu punog gasa tvori se granica letnih mogućnosti zrakoplova, u vidu mogućih visina i brzina za koje se dobiva $PS = 0$.

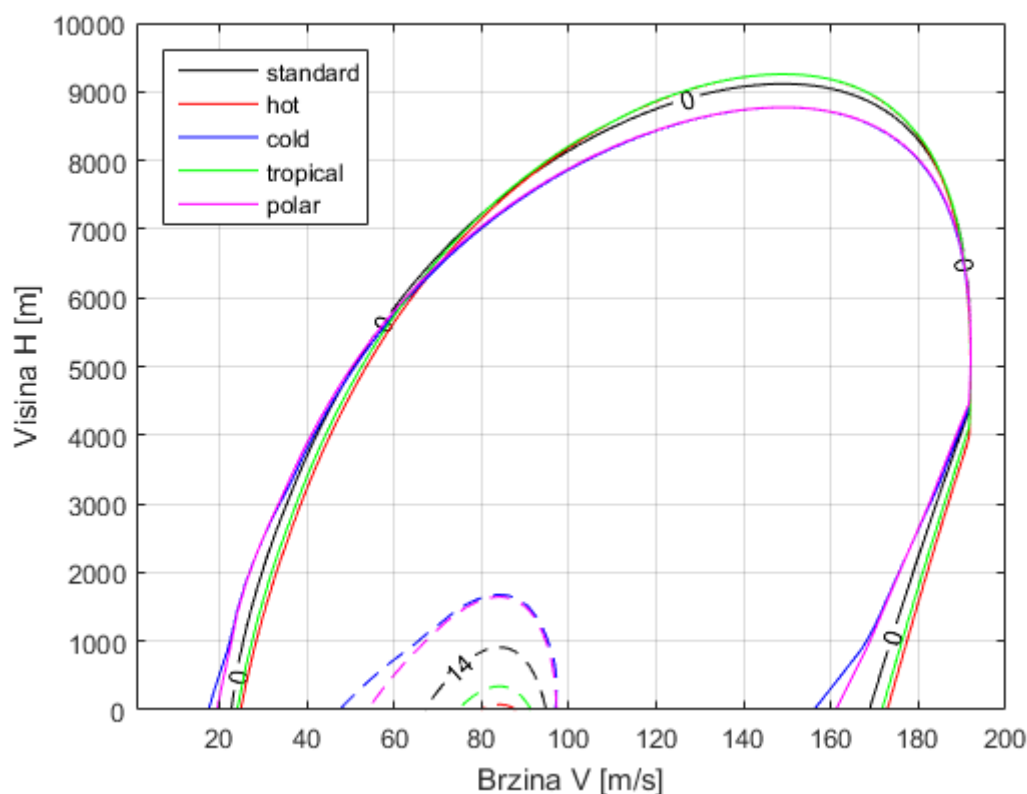
Na slikama 17-21 se nalazi konturni prikaz krivulja konstantnog viška specifične snage ($P_s = \text{konst.}$) za iznose P_s od 0 m/s do 14 m/s, te za konstantnu vrijednost koeficijenta opterećenja ($n=1$) za svaki tip razmatrane atmosfere.

Slika 17. Višak specifične snage P_s za „Standard“ tip atmosfereSlika 18. Višak specifične snage P_s za „Hot“ tip atmosfere

Slika 19. Višak specifične snage P_s za „Cold“ tip atmosfereSlika 20. Višak specifične snage P_s za „Polar“ tip atmosfere



Slika 21. Višak specifične snage P_s za „Tropical“ tip atmosfere



Slika 22. Usporedba ovojnica za različite atmosfere uz $P_s=0$ m/s (pune linije) i $P_s=14$ m/s (isprekidane linije)

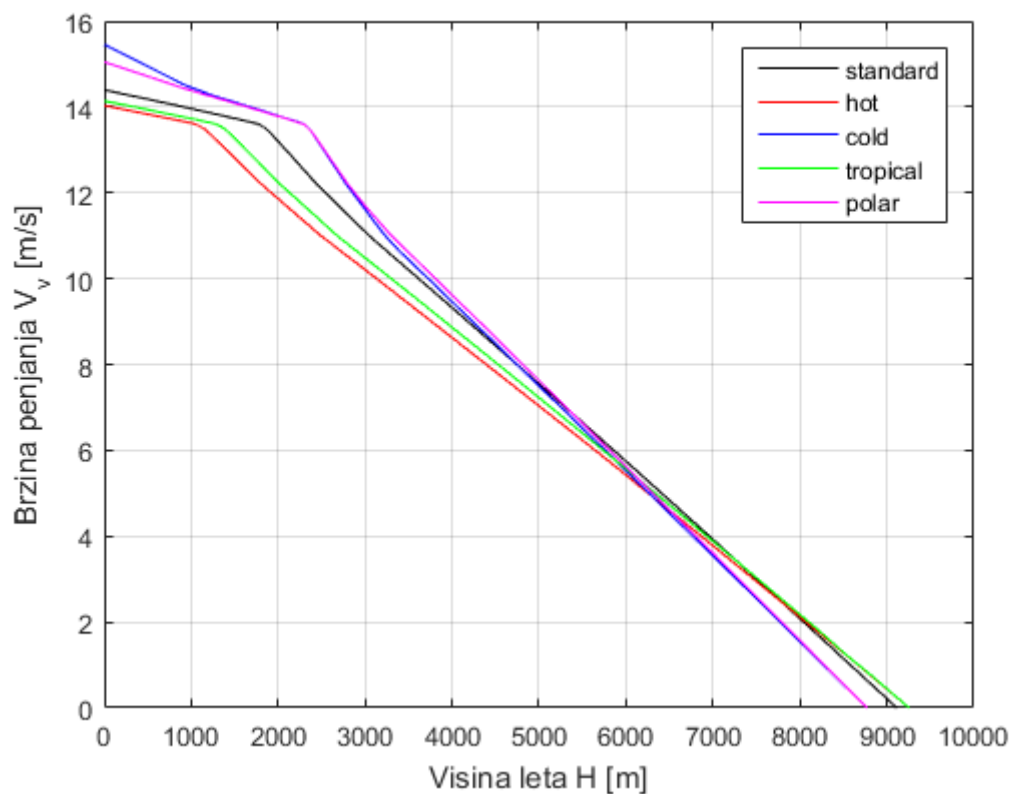
Iz slika 17-21 možemo uočiti da se ovojnice očekivano za svaku atmosferu razlikuju, pa je zato na slici 22 prikazana usporedba ovojnica za svaki tip atmosfere. Kao granice postavljene su iznosi $P_s=0$ (prikazano punom linijom) i $P_s=14$ (prikazano crtkanom linijom).

U tablici 2 navedeni su vrhunci leta razmatranog zrakoplova za pojedine tipove atmosfere.

Tablica 2. Apsolutni vrhunac leta

	<i>Hot</i>	<i>Cold</i>	<i>Polar</i>	<i>Tropical</i>	<i>Standard</i>
H_{vrh} [m]	9256	8773	8774	9255	9115

Vidimo iz podataka u tablici 2 i također preko dijagrama na slici 22 da je moguće višlje letjeti u toplijim tipovima atmosfere.



Slika 23. Prikaz brzina penjanja

Sa slike 23 možemo uočiti da su brzine penjanja veće za hladniju atmosferu pri manjim visinama, ali imaju strmiji pad od toplijih atmosfera što je isto tako posljedica funkcije gustoće te se slaže s prethodno izloženim brzinama leta.

U tablici 3 su navedene maksimalne brzine penjanja za pojedine tipove atmosfera.

Tablica 3. Najveća brzina penjanja zrakoplova

	<i>Hot</i>	<i>Cold</i>	<i>Polar</i>	<i>Tropical</i>	<i>Standard</i>
$V_V(H=0)$ [m/s]	14	15.4	15	14.1	14.4

4.2. Polijetanje

U ovom poglavlju promatran je utjecaj pojedinog tipa atmosfere i utjecaj čeonog konstantnog vjetra na duljinu piste.

Duljinu piste smo računali kao zbroj prve dvije faze polijetanja (zalijetanja i propinjanja), prema izvedenoj jednadžbi (13).

$$s_g = \frac{1}{2C} \ln \frac{A + BV_{T0} + CV_{T0}^2}{A + BV_0 + CV_0^2} - \left(|V_W| + \frac{B}{2C} \right) \cdot \frac{1}{C(V_1 - V_2)} \left(\ln \frac{V_{T0} - V_1}{V_0 - V_1} - \ln \frac{V_{T0} - V_2}{V_0 - V_2} \right) \quad (13)$$

Gdje su V_1 i V_2 vrijednosti realnih korijena polinoma $A + BV + CV^2 = 0$, a ostale konstante integriranja prikazane u jednadžbama (14),(15),(16),(17),(18).

$$A = \frac{T_0}{m} - \mu g. \quad (14)$$

Za faktor kotrljanja u jednadžbi (14) uzeta je vrijednost $\mu=0.4$ za suhi asfalt, a za snagu motora u jednadžbi (18) uzeta je nazivna snaga motora iz priručnika proizvođača $P_{mot}=3620$ kW [12].

$$B = -\frac{T_0 \cdot k_1}{m}. \quad (15)$$

$$C = \frac{T_0 \cdot k_2}{m} - \frac{\rho S}{2m} (C_{D0} + KC_L^2 - \mu C_L). \quad (16)$$

$$k_1 = -\frac{b}{nDc}, \quad k_2 = \frac{a}{n^2 D^2 c}. \quad (17)$$

$$T_0 = \frac{P_{motor} \cdot \eta}{n \cdot D}. \quad (18)$$

Pogonska silu za razmatrani model motora zrakoplova računamo prema jednadžbi (19), odnosno jednadžbi (20)

$$T = \frac{\eta_p P}{V}. \quad (19)$$

$$T = T_0(1 - k_1 V + k_2 V^2). \quad (20)$$

Koeficijenti k_1 i k_2 dobiveni su pomoću jednadžbe (17), a oni ovise o konstantama iz polinoma uzetog za koeficijent učinkovitosti elise. Dobiveni iznosi su: $k_1 = 0.0150$, $k_2 = 1.1155 \cdot 10^{-4}$.

T_0 je nazivna pogonska sila motora koju smo računali prema jednadžbi (19), iznosi $T_0 = 1057.6$ kN. Zatim smo preko jednadžbi (14), (15) i (16) dobili sljedeće iznose koeficijenata: $A = 3.3848$, $B = -0.0566$, $C = 3.874 \cdot 10^{-4}$.

Brzinu V_{TO} nazivamo brzina odvajanja (*take-off speed*).

$$V_{TO} = 1.10 V_{stall}. \quad (21)$$

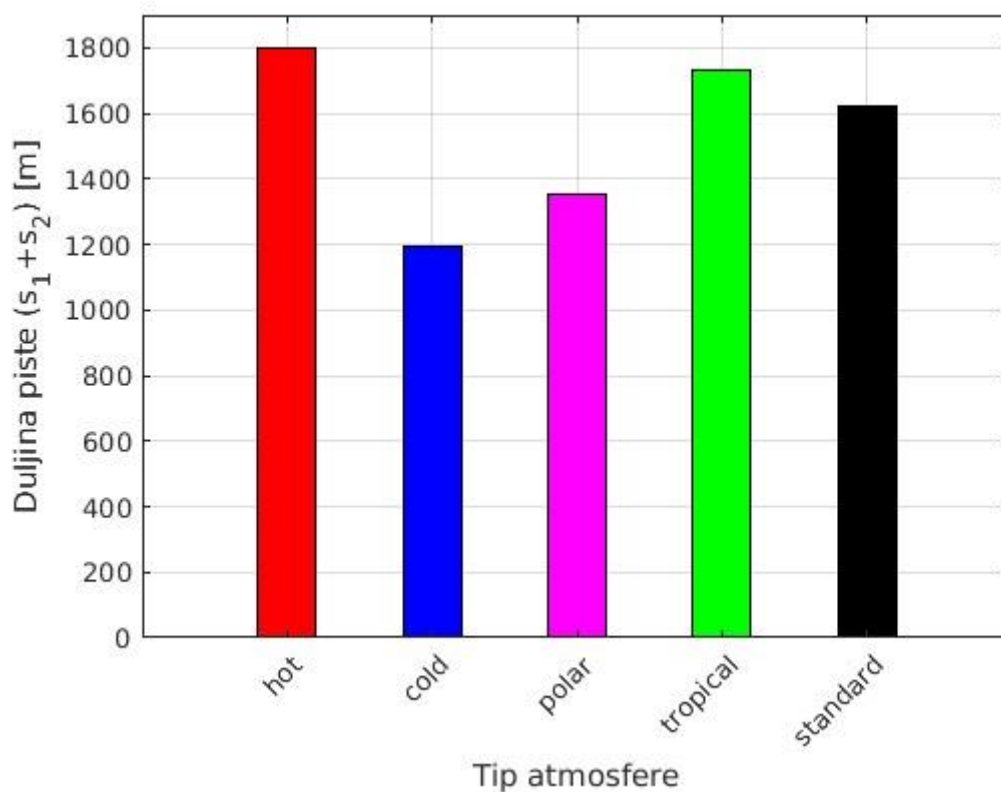
$$V_{stall} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S_{ref} C_{Lmax}}}. \quad (22)$$

Prema Flight manualu [14], za razmatrani zrakoplov težine 28t bez flapsova, V_{stall} je 126 kt (kalibrirana brzina, eng.) što bi bilo 65 m/s stvarne brzine za $h=0$ m. Tako da je onda $V_{TO}=71.5$ m/s. V_{TO} može biti dosta različit, ako ga se gleda po nekim nepotpunim izvorima, ovisno o težini i flapsovima. Tako da su za izračun uzete ove gornje pretpostavke $m=28$ t, $h=0$, zakrilca uvučena i $V_{TO}=71.5$ m/s, te podatak $C_{Lmax}=0.357$ preuzet za čistu konfiguraciju, odnosno za napadni kut nula[8].

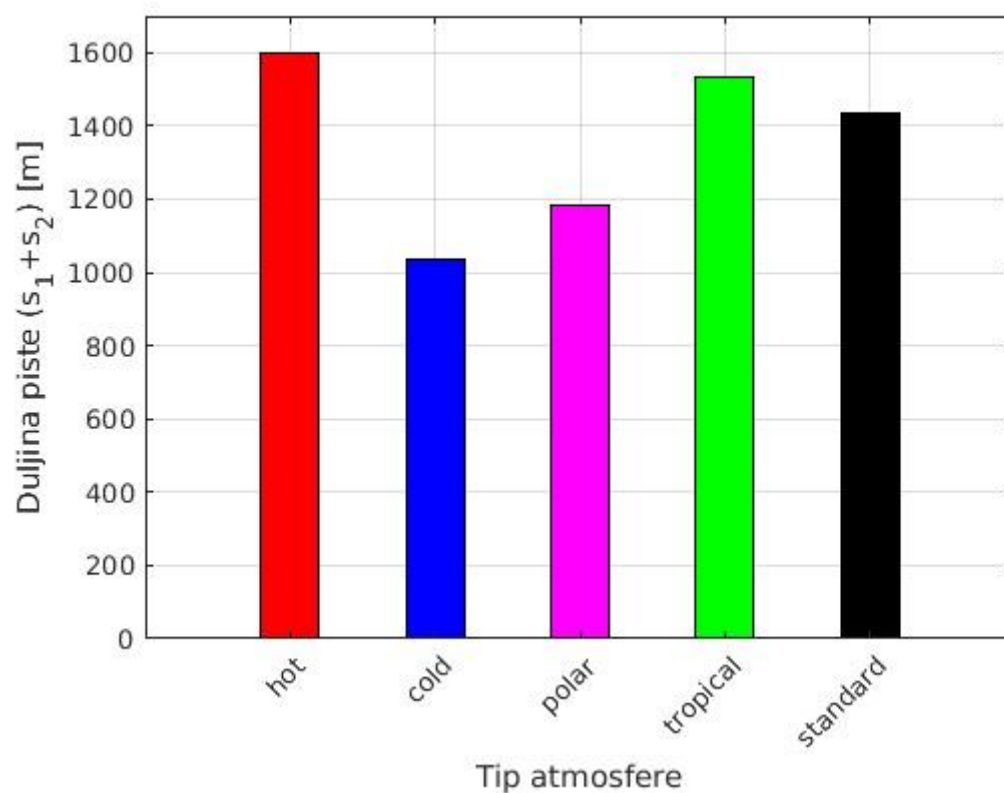
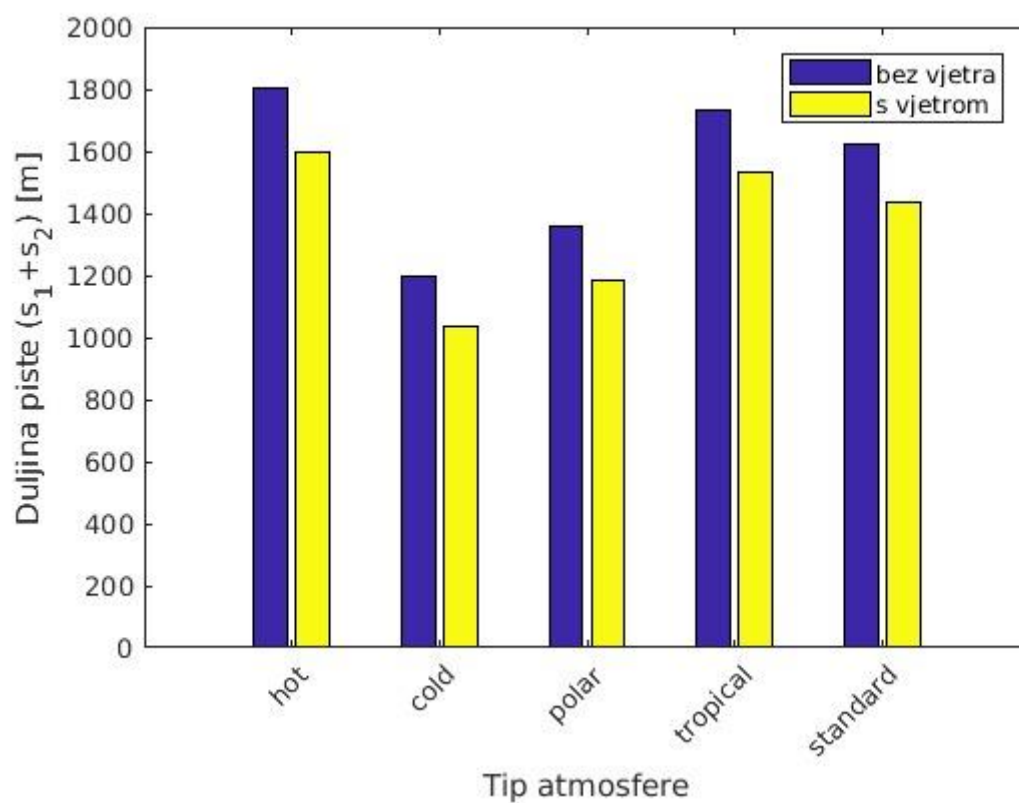
Što se tiče utjecaja gustoće na brzinu sloma uzgona, to je diskutirano slično za ekvivalentnu visinu. Ovih 72 m/s bi bilo ekvivalentna brzina tako da je za gustoću nestandardne atmosfere stvarna brzina odvajanja:

$$V_{T0} = 72 \sqrt{\frac{1.225}{\rho}} \quad (23)$$

Na slici 24 prikazan je utjecaj atmosfere na duljinu piste, a na slici 25 na to je dodan i utjecaj vjetra, dok slika 26 prikazuje stupčanu usporedbu duljina pisti za svaku atmosferu sa i bez utjecaja vjetra.



Slika 24. Utjecaj atmosfere na duljinu piste

Slika 25. Utjecaj konstantnog čeonog vjetra brzine $V=5$ m/s

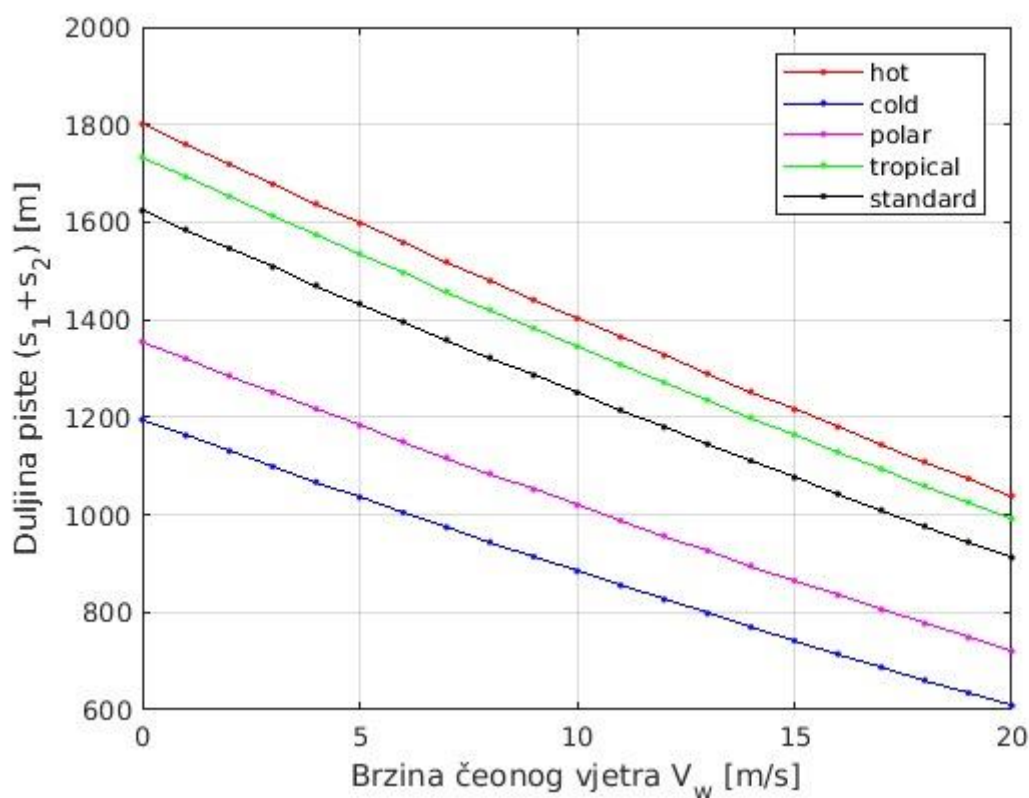
Slika 26. Usporedba duljine polijetanja bez i sa vjetrom

Kao što je i pretpostavljeno, na slikama 24, 25 i 26 možemo vidjeti da hladnija atmosfera najmanje degradira funkcije motora, odnosno performanse zrakoplova pri tlu, pa je tako i za hladniju atmosferu duljina piste i najkraća.

U tablici 3 radi zornijeg prikaza, popisane su duljine piste za tipove nestandardnih atmosfera bez vjetra i sa utjecajem konstantnog vjetra iznosa $V_w = 5$ m/s.

Tablica 4. Duljine piste za nestandardnu atmosferu sa i bez vjetra

	<i>Hot</i>	<i>Cold</i>	<i>Polar</i>	<i>Tropical</i>	<i>Standard</i>
S_g [m]	1801	1195	1355	1733	1623
S_w ($V=5$ m/s) [m]	1598	1036	1183	1535	1433



Slika 27. Prikaz utjecaja brzine vjetra na duljinu polijetanja

Slika 27 prikazuje utjecaj brzine vjetra na duljinu piste za raspon brzine vjetra od 0 do 20 m/s. Osim očitog da se duljina piste smanjuje pri većim brzinama vjetra, dobro je primjetiti da nagibi krivulja nisu jednaki, odnosno da se duljina piste sporije smanjuje za hladniju atmosferu, također iz razloga različitih vrijednosti promjena gustoća.

5. ZAKLJUČAK

Stanje atmosfere ima velik i nezanemariv utjecaj na performanse zrakoplova. U troposferi pojava svih vremenskih pojava je nezaobilazna i to je razlog zašto ih je bitno proučavati i poznavati. Kako bi se performanse zrakoplova mogle uspoređivati prema jednom univerzalnom standardu uvedena je međunarodna standardna atmosfera.

Promjena temperature zraka ima kao posljedicu promjenu i ostalih veličina stanja atmosfere, te tako možemo zaključiti da ima najveći utjecaj na performanse zrakoplova. Najznačajniji utjecaj temperature je na silu uzgona i silu potiska motora. Viša temperatura nepovoljno djeluje na motore zbog smanjivanja gustoće zraka i tako smanjuje maseni protok zraka kroz motor što smanjuje potisak motora i zbog toga je potrebna dulja staza, te je veća potrošnja goriva. Također će se smanjivati i uzgon kao posljedica promjene gustoće, odnosno dinamičkog tlaka. Kao jedan od faktora na utjecaj performansi, točnije na duljinu piste promatran je i čeoni vjetar koji s povećanjem brzine linearno smanjuje duljinu piste.

Općenito možemo zaključiti da je većina performansi bolja u hladnijoj atmosferi, no vidimo da s povećanjem visine nakon nekog vremena te razlike postaju zanemarive, pa iz toga možemo također reći da će veći utjecaj stanje atmosfere imati na manje zrakoplove koji lete pri manjim visinama.

Kroz rad vidimo da se gotovo u svim jednadžbama pri izračunu promatranih performansi zrakoplova kao varijabla pojavljuje gustoća, te je njen utjecaj nezaobilazan. U ovom radu ona je računata preko jednadžbe stanja idealnog plina sa većim gotovim ulaznim parametrima radi pojednostavljenja izrade modela nestandardne atmosfere i ograničenosti podacima, stoga bi bilo interesantno promatrati razne profile gustoće zraka u nestandardnoj atmosferi, kao primjerice tip visoke gustoće ili niske gustoće zraka pri istim temperaturama, koji su posljedica zasićenosti zraka.

Vidimo da presudnu riječ u odabiru načina leta mogu imati meteorološki čimbenici, stoga je moguće da piloti odaberu režim leta koji je optimalan prema trenutnom stanju atmosfere.

Budući da se sve performanse zrakoplova uspoređuju i procjenjuju u odnosu na standardnu atmosferu, svi su zrakoplovni instrumenti kalibrirani za standardnu atmosferu. Stoga se moraju primijeniti određene korekcije na instrumentima, kao i na performanse zrakoplova, ako stvarni radni uvjeti ne odgovaraju standardnoj atmosferi. Proizvođač iz navedenih razloga izdaje podešavanja za nestandardne temperature i tlakove u tablicama performansi.

LITERATURA

- [1] <https://scied.ucar.edu>, 12.09.2019.
- [2] ISO 2553, Standard Atmosphere, 1978-12-15.
- [3] Kesić, P.: Osnove aerodinamike, Fakultet strojarstva i brodogradnje, Zagreb, 2003.
- [4] Joseph C. Zuppardo , GRAPHICAL COMPARISON OF U.S. STANDARD ATMOSPHERES AND MILITARY STANDARD CLIMATIC EXTREMES, MIL-STD- 210A, 1993.
- [5] www.pdas.com, 16.09.2019.
- [6] DEPARTMENT OF DEFENSE HANDBOOK, GLOBAL CLIMATIC DATA FOR DEVELOPING MILITARY PRODUCTS, 1987.
- [7] www.croatiaairlines.com, 17.09.2019.
- [8] Palovčik, A.: Diplomski rad: Sustav vođenja u slijetanju za prilaz putničkog aviona, FSB Zagreb, 2008
- [9] www.easa.europa.eu, 16.09. 2019.
- [10] Barnes W. McCormick, Aerodynamics, Aeronautics and flight Mechanics, Second Edition, John Wiley & Sons, New York, 1995.
- [11] Janković, S. i Vrdoljak, M. *Performanse zrakoplova*-predavanja, Fakultet strojarstva i brodogradnje, Zagreb, 2016.
- [12] www.prijet.com/performance/Bombardier, 20.09.2019
- [13] Janković, S.: *Mehanika leta zrakoplova*, Fakultet strojarstva i brodogradnje, Zagreb, 2001.
- [14] www.globalair.com, 17.09.2019

PRILOZI

Prilog A

ALT,Kft	HOT	COLD	POLAR	TROPICAL	STANDARD
.0	562.7	399.7	444.0	549.5	518.7
1.0	558.9	413.2	447.0	545.6	515.1
2.0	555.1	426.7	450.1	541.7	511.5
3.0	551.2	440.4	453.1	537.8	508.0
4.0	547.3	444.7	453.5	534.0	504.4
5.0	543.4	444.7	453.0	530.1	500.8
6.0	539.5	444.7	452.4	526.2	497.3
7.0	535.5	444.7	451.9	522.3	493.7
8.0	531.5	444.7	451.3	518.4	490.2
9.0	527.5	444.7	450.8	514.6	486.6
10.0	523.6	444.7	450.0	510.7	483.0
11.0	519.9	443.9	447.2	506.8	479.5
12.0	516.1	440.6	444.3	502.9	475.9
13.0	512.3	437.3	441.5	499.1	472.3
14.0	508.5	434.0	438.7	495.2	468.8
15.0	504.6	430.6	435.9	491.3	465.2
16.0	500.7	427.3	433.0	487.5	461.7
17.0	496.8	423.9	430.2	483.6	458.1
18.0	492.8	420.5	427.4	479.7	454.5
19.0	488.9	417.0	424.5	475.8	451.0
20.0	485.2	413.6	421.7	472.0	447.4
21.0	481.5	410.1	418.8	468.1	443.9
22.0	477.7	406.5	416.0	464.2	440.3
23.0	474.0	403.0	413.1	460.4	436.7
24.0	470.2	399.4	410.3	456.5	433.2
25.0	466.4	395.8	407.4	452.7	429.6
26.0	462.6	392.2	404.5	448.8	426.1
27.0	458.7	388.6	401.7	444.9	422.5
28.0	454.8	384.9	398.8	441.7	419.0
29.0	451.0	381.1	395.9	437.2	415.4
30.0	447.4	377.4	393.0	433.4	411.8
31.0	443.8	374.7	392.5	429.5	408.3
32.0	440.2	374.7	392.2	425.6	404.7
33.0	436.5	374.7	392.0	421.8	401.2
34.0	432.9	374.7	391.7	417.9	397.6
35.0	429.6	374.7	391.4	414.1	394.1
36.0	426.3	374.7	391.2	410.2	390.5
37.0	423.0	374.7	390.9	406.4	390.0
38.0	419.6	374.7	390.7	402.6	390.0
39.0	416.2	374.7	390.4	398.8	390.0
40.0	414.9	374.7	390.1	395.1	390.0

41.0	415.4	374.7	389.9	391.4	390.0
42.0	415.8	374.7	389.6	387.7	390.0
43.0	416.2	371.5	389.4	384.1	390.0
44.0	416.6	366.4	389.1	380.5	390.0
45.0	417.1	361.1	388.8	376.9	390.0
46.0	417.6	355.8	388.6	373.4	390.0
47.0	418.0	350.4	388.3	369.9	390.0
48.0	418.5	345.0	388.1	366.5	390.0
49.0	419.0	340.5	387.8	363.0	390.0
50.0	419.5	336.8	387.5	359.6	390.0
51.0	419.8	334.7	387.3	356.3	390.0
52.0	420.0	334.7	387.0	352.9	390.0
53.0	420.2	334.7	386.8	349.6	390.0
54.0	420.4	334.7	386.5	348.6	390.0
55.0	420.6	334.7	386.2	350.7	390.0
56.0	420.7	334.7	386.0	352.9	390.0
57.0	420.9	334.7	385.7	355.1	390.0
58.0	421.1	334.7	385.5	357.2	390.0
60.0	421.5	334.7	385.0	361.7	390.0
62.0	421.9	337.6	384.4	366.1	390.0
64.0	422.3	343.7	383.9	370.7	390.0
66.0	422.6	349.3	383.4	375.3	390.1
68.0	423.6	354.4	382.9	379.9	391.2
70.0	425.0	359.2	382.4	384.2	392.2
72.0	426.4	363.6	381.9	386.8	393.3
74.0	427.8	365.4	381.4	389.4	394.4
76.0	429.2	364.9	380.9	392.1	395.5
78.0	430.6	364.4	380.3	394.7	396.6
80.0	432.0	363.8	379.8	397.4	397.7
82.0	433.6	363.1	379.3	400.1	398.8
84.0	435.1	362.3	378.8	402.8	399.9
86.0	436.7	361.5	378.3	405.5	401.0
88.0	438.4	360.8	378.3	408.2	402.0
90.0	439.9	360.0	378.3	410.9	403.1
92.0	441.4	359.2	378.3	413.6	404.2
94.0	442.9	358.4	378.3	416.3	405.3
96.0	444.6	357.6	378.3	418.9	406.4
98.0	446.3	356.7	378.3	421.6	407.5
100.0	448.1	355.8	378.3	424.3	408.6