Proračun utjecaja temperature zraka na performanse zrakoplova

Rubil, Mario

Undergraduate thesis / Završni rad

2017

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:119:514332

Rights / Prava: In copyright / Zaštićeno autorskim pravom.

Download date / Datum preuzimanja: **2024-04-20**

Repository / Repozitorij:

Faculty of Transport and Traffic Sciences - Institutional Repository

zir.nsk.hr

DIGITALNI AKADEMSKI ARHIVI I REPOZITORIJI

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU

FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI

Mario Rubil

PRORAČUN UTJECAJA TEMPERATURE ZRAKA NA PERFORMANSE ZRAKOPLOVA

ZAVRŠNI RAD

ZAGREB, 2017.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI
ODBOR ZA ZAVRŠNI RAD

Zagreb, 24. travnja 2017.

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

ZAVRŠNI ZADATAK br. 4038

Pristupnik: **Mario Rubil (0135235435)**
Studij: Aeronautika
Smjer: Pilot
Usmjerenje: Civilni pilot

Zadatak: **Proračun utjecaja temperature zraka na performanse zrakoplova**

Opis zadatka:

Uvodno objasniti pojam performansi zrakoplova. Definirati pojmove visine po tlaku i visine po gustoći. Odrediti elemente koji utječu na performanse. Proračunati performanse zrakoplova u polijetanju, penjanju, horizontalnom letu i spuštanju pri različitim temperaturama vanjskog zraka. Zaključno objasniti razlike u performansama zrakoplova pri različitim uvjetima.

Zadatak uručen pristupniku: 28. travnja 2017.

Mentor:

izv. prof. dr. sc. Doris Novak

Predsjednik povjerenstva za završni ispit:

Sveučilište u Zagrebu
Fakultet prometnih znanosti

ZAVRŠNI RAD

PRORAČUN UTJECAJA TEMPERATURE ZRAKA NA PERFORMANSE ZRAKOPLOVA

CALCULATION OF TEMPERATURE DEVIATIONS ON AIRCRAFT PERFORMANCE

Mentor: izv. prof. dr. sc. Doris Novak

Student: Mario Rubil
JMBAG: 0135235435

Zagreb, rujan 2017.

PRORAČUN UTJECAJA TEMPERATURE ZRAKA NA PERFORMANSE ZRAKOPLOVA

SAŽETAK

Stanje atmosfere ima vrlo veliku ulogu na let i performanse zrakoplova. Najznačajniji utjecaj je utjecaj temperature. Temperatura u atmosferi podložna je stalnoj promjeni zbog različitih pojava kao što su tople ili hladne fronte, godišnjih doba, geografske lokacije. Kako varira temperatura u atmosferi tako će varirati i performanse dajući različite vrijednosti potiska i uzgona slijedeći pravilo: viša temperatura – lošije performanse, niža temperatura – bolje performanse što potvrđuju napravljeni proračuni. Važno je poznavati kakve će performanse imati zrakoplov u letu, stoga su pojašnjeni pojmovi visine po tlaku i visine po gustoći. Uz to, mnogim formulama u tekstu prikazano je kako izračunati i doći do određenih informacija koje se odnose na performanse zrakoplova.

KLJUČNE RIJEČI: atmosfera; performanse; uzgon; potisak; plinska jednadžba

SUMMARY

The state of the atmosphere has a very important role in the flight and performance of an aircraft. The most significant influence is the influence of temperature. The temperature in the atmosphere is subject to constant change due to various phenomena such as hot or cold fronts, seasons, geographic locations. As the temperature varies in the atmosphere, this will vary in performance by giving different values of thrust and lift by the following rule: higher temperature - worse performance, lower temperature - better performance, which confirms the calculated calculations. It is important to know what performance aircraft will have in flight, so the terms pressure altitude and density altitude are explained. In addition, by many formulas in the text it is shown how to calculate and get certain information related to aircraft performance.

KEYWORDS: atmosphere; performance; lift; thrust; Gas equation

SADRŽAJ

1. Uvod 1
2. Atmosfera 2
2.1. Sastav Zemljine atmosfere 2
2.2. Međunarodna standardna atmosfera 3
2.3. Tlak zraka 6
2.4. Gustoća zraka 6
2.5. Temperatura zraka 7
2.6. Povezanost i međuovisnost fizikalnih veličina atmosfere (jednadžba stanja idealnog plina) 8
3. Utjecaj stanja atmosfere na performanse i let zrakoplova 10
3.1. Utjecaj temperature zraka na uzgon 10
3.2. Utjecaj temperature zraka na potisak motora 11
4. Pojam performanse zrakoplova 14
4.1. Visina po tlaku 15
4.2. Visina po gustoći 16
5. Proračun performansi zrakoplova (Airbus A320) 19
5.1. Proračun performansi na temperaturi višoj od ISA 19
5.1.1. Polijetanje 19
5.1.2. Penjanje 22
5.1.3. Horizontalni let 25
5.1.4. Spuštanje 26
5.2. Proračun performansi na ISA temperaturi 27
5.2.1. Polijetanje 27
5.2.2. Penjanje 29
5.2.3. Horizontalni let 31
5.2.4. Spuštanje 32
5.3. Pregled usporednih rezultata proračuna 33
6. Zaključak 35
POPIS LITERATURE 36
POPIS KRATICA 38
POPIS SLIKA 39
POPIS GRAFIKONA 40
POPIS TABLICA 41

1. Uvod

Performanse zrakoplova definiraju mogućnosti određenog zrakoplova da zadovolji sve potrebne eksploatacijske zahtjeve tražene pri njegovom osmišljavanju, dizajniranju te izradi. Pomoću njih moguće je saznati važne informacije o zrakoplovu i tako dobiti uvid koliko dobro zrakoplov može izvršiti određeni zadatak. Najčešće su to fizikalne mjere opisane brojevima i zbog toga se mogu vrlo lako uspoređivati s podacima drugih zrakoplova sličnog ili različitog tipa, pa je moguće uvidjeti kako će zrakoplov letjeti u određenim uvjetima i konfiguracijama.

Stavke koje se opisuju u performansama kada se otvori katalog nekog zrakoplova jesu: potisak motora, najveća brzina, plafon leta, dolet i ostalo. Svaka od njih nikada neće biti ista tijekom cijelog leta. Razlog tomu je što one gotovo sve ovise o trenutnom stanju atmosfere, točnije temperaturi okolnog zraka. Temperatura zraka utječe na druge fizikalne veličine atmosfere tako što npr. smanjuje ili povećava gustoću zraka. Cilj završnog rada je razjasniti utjecaj i povezanost temperature s performansama zrakoplova.

Završni rad podijeljen je u pet cjelina. To su:

1) Uvod
2) Atmosfera
3) Utjecaj svojstava atmosfere na performanse i let aviona
4) Pojam performanse zrakoplova
5) Proračun performansi zrakoplova (Airbus A320)

Kao uvod u rad i jasnije razumijevanje obrađene materije, u drugom poglavlju u kratkim crtama je opisana atmosfera s nekim njezinim bitnim elementima i stanjima koja se odnose na let zrakoplova. Tu je opisana zemljina atmosfera, njezina svojstvima i fizikalne veličine. Pojašnjena je standardna atmosfera koja je uvedena u zrakoplovstvo kako bi bilo lakše određivati performanse zrakoplova. Temperatura, tlak i gustoća zraka detaljnije su obrađeni.

U trećem poglavlju pojašnjeno je na koji točno način atmosfera utječe na performanse zrakoplova. To se posebno odnosi na to kako će različita stanja utjecati na iznos sile uzgona koji mogu razviti krila i koliko potiska mogu stvoriti motori.

Četvrto poglavlje daje uvid u to što su performanse. Također, ovdje su pojašnjene dvije stavke pomoću kojih se računaju performanse zrakoplova, a to su visina po tlaku i visina po gustoći.

Posljednje poglavlje donosi usporedbu performansi za dvije različite temperature zraka za zrakoplov Airbus A320. Ovdje je moguće na vidljiv način, usporedbom, uočiti utjecaj temperature na performanse zrakoplova. U ovom poglavlju je za proračune ponajprije korišten Airbus-ov FCOM za zrakoplov A320 prijevoznika Croatia Airlines, odakle su uzete određene informacije, tablice i grafikoni.

2. Atmosfera

Atmosfera je plinoviti omotač nekog svemirskog tijela. Atmosfera nije statična nego se ona s vremenom mijenja. Meteorologija proučava sastav i strukturu atmosfere, njezino fizičko stanje, postanak, značenje i razvoj fizičkih meteoroloških pojava koje se javljaju u atmosferi i na Zemljinoj površini. Stanje atmosfere je skup njezinih fizičkih osobina koje određuju meteorološki elementi. U osnovne meteorološke elemente ubrajamo temperaturu zraka, atmosferski tlak, vjetar, gustoću i vlažnost zraka, isparavanje, oblake i oborine i dr. Fizički procesi u atmosferi izazivaju promjene meteoroloških elemenata, pa se njihove vrijednosti mijenjaju od mjesta do mjesta. Fizičko stanje atmosfere nad nekim mjestom u određenom trenutku zove se meteorološko vrijeme [1]. Zemlja je planet u Sunčevom sustavu na kojem postoji život i to iz razloga što se nalazi na optimalnoj udaljenosti od Sunca što čini zemljinu atmosferu pogodnom za život. Karakteristike zemljine atmosfere i od čega se sastoji bit će opisano u sljedećim potpoglavljima.

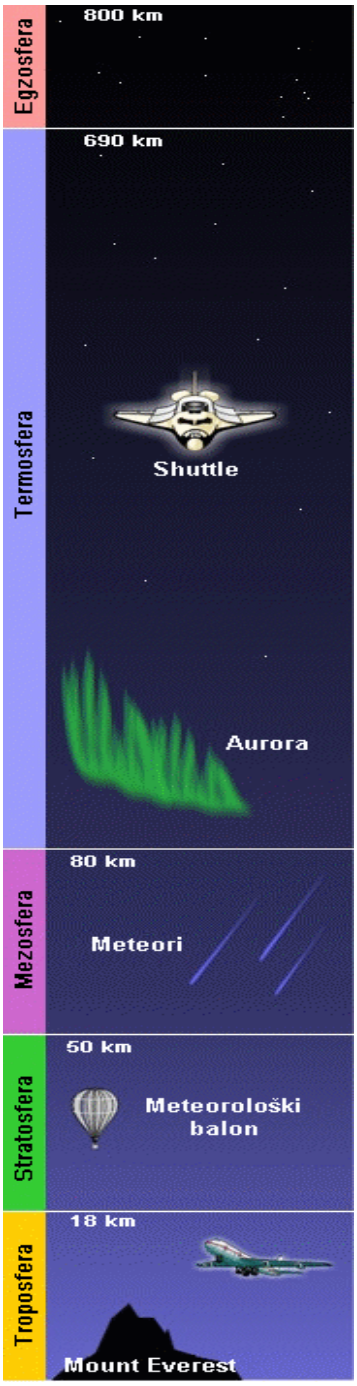
2.1. Sastav Zemljine atmosfere

Zemljina atmosfera sastoji se od nekoliko vrsta plinova koji se u njoj nalaze u takvom omjeru da podržavaju život. Ona se sastoji od oko četiri petine dušika i jedne petine kisika. Zrak u njezinoj atmosferi sadrži (po obujmu) 78,08 % dušika, 20,95 % kisika, 0,93 % argona i ostalih plinova u manjim količinama, kao što su staklenički plinovi, od kojih su najznačajniji vodena para, ugljikov dioksid, metan, dušikovi oksidi i ozon [2].

Atmosfera je podijeljena na nekoliko slojeva koji se protežu prema svemiru a to su: troposfera, stratosfera, mezosfera, termosfera i egzosfera. Podjela atmosfere prikazana je na slici 1.

Troposfera je dio atmosfere najbliži površini zemlje, u njoj žive ljudi i unutar nje lete zrakoplovi. Ona je najtopliji i najgušći dio atmosfere. Proteže se 6 – 8 km na polovima, otprilike 10 – 12 km u srednjem pojasu, te na ekvatoru do 18 km od površine Zemlje. U troposferi se zbivaju sve meteorološke pojave. Unutar nje vrijede plinski zakoni koji će biti kasnije pojašnjeni. Stratosfera se nastavlja na troposferu do visine od oko 55 km. U njoj se nalazi ozonski sloj. Granica mezosfere nije jasno definirana, ali se uzima da počinje na 50 km sve do oko 100 km visine, osim u umjerenom pojasu i polovima gdje završava na oko 85 km. Termosfera je najdeblji i najtopliji dio atmosfere koji se proteže od 90 do 500 km. Prijenos radio valova odvija se kroz troposferu. Posljednji dio atmosfere koji predstavlja kontakt između Zemlje i svemira je egzosfera. Ona se proteže od kraja termosfere sve do otprilike 800 km od površine zemlje.

Za zrakoplovstvo najvažnija je troposfera iz razloga što sve letjelice, odnosno zrakoplovi, izvode letove unutar nje i atmosferske promjene u troposferi direktno utječu na njihove performanse u letu te će se u daljnjem tekstu podrobnije opisati neka njezina svojstva te karakteristike sustava koji ju opisuju i koja se opažaju u njoj.



Slika 1. Podjela atmosfere, [3]

2.2. Međunarodna standardna atmosfera

Stanje atmosfere značajno se mijenja ovisno o klimatskim uvjetima, godišnjem dobu, visini, a i tijekom dana. S obzirom da aerodinamičke karakteristike letjelica bitno ovise o gustoći zraka i brzini širenja zvuka u zraku, usvojena je Međunarodna standardna atmosfera (*International Standard Atmosphere* - ISA). Glavna joj je svrha omogućiti uspoređivanje performansi zrakoplova i kalibriranje zrakoplovnih instrumenta. Standardnu atmosferu

propisala je Međunarodna organizacija za civilno zrakoplovstvo (*International Civil Aviation Organization* - ICAO) na temelju statističkog uzorka prikupljanog dugi niz godina. U standardnoj atmosferi nema vlage.

U standardnoj atmosferi za svaku visinu postoji jedna konstantna vrijednost tlaka, temperature i gustoće što se može vidjeti u tablici 1. Za sve visine koje nisu obuhvaćene u tablici, odnosno vrijednost visine između dviju visine napisane u tablici, moguće je interpolacijom odrediti vrijednost tlaka, gustoće ili temperature. U tablici su upisane vrijednosti visine i njihovih povezanih svojstava od razine mora (*sea level* - SL) odnosno 0 m pa sve do 20 000 m.

Standardni uvjeti na razini mora ISA/SL iznose: tlak 101 325 Pa, temperatura 288,15 K, gustoća 1,225 kg/m^3 [4]. Način na koji međusobno ovise bit će pojašnjen u daljnjem tekstu.

Tablica 1. Karakteristike standardne atmosfere

H [m]	T [K]	p [Pa]	ρ [kg/m³]	a [m/s]
0	288,15	101325	1,225	340,3
500	284,9	95460,1	1,1673	338,4
1000	281,65	89873,2	1,1116	336,4
1500	278,4	84554,1	1,0580	334,5
2000	275,15	79492,7	1,0065	332,5
2500	271,9	74679,6	0,9568	330,6
3000	268,65	70105,2	0,9091	328,6
3500	265,4	65760,4	0,8632	326,6
4000	262,15	61636,2	0,8191	324,6
4500	258,9	57724,1	0,7767	322,6
5000	255,65	54015,4	0,7361	320,5
5500	252,4	50502,1	0,6971	318,5
6000	249,15	47176,2	0,6596	316,4
6500	245,9	44029,9	0,6238	314,4
7000	242,65	41055,7	0,5894	312,3
7500	239,4	38246,4	0,5566	310,2
8000	236,15	35594,7	0,5251	308,1
8500	232,9	33094	0,4950	305,9
9000	229,65	30737,4	0,4663	303,8
9500	226,4	28518,6	0,4388	301,6
10000	223,15	26431,3	0,4126	299,5
10500	219,9	24469,5	0,3877	297,3
11000	216,65	22627,3	0,3639	295,1
11500	216,65	20916	0,3363	295,1
12000	216,65	19330,1	0,3108	295,1
13000	216,65	16509,9	0,2655	295,1
14000	216,65	14101,2	0,2267	295,1
15000	216,65	12044,0	0,1937	295,1
16000	216,65	10286,8	0,1654	295,1
17000	216,65	8786,0	0,1413	295,1
18000	216,65	7504	0,1207	295,1
19000	216,65	6409,4	0,1031	295,1
20000	216,65	5474,3	0,0880	295,1

Izvor: [5]

2.3. Tlak zraka

Tlak (p) je sila kojom neko tijelo djeluje na površinu drugog tijela. Tlak je obrnuto proporcionalan površini (S). Mjerna jedinica za tlak je paskal (Pa) i mjeri se barometrom. Formula za izračun tlaka glasi:

$$p = \frac{F}{S}[Pa] \tag{1}$$

Oznake u formuli su:

- p – atmosferski tlak,
- F – sila,
- S – površina na koju djeluje sila.

Za atmosferski tlak ili 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 na razini mora iznosi 101 325 Pa. S povećanjem visine tlak zraka se smanjuje [6].

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.

2.4. Gustoća zraka

Gustoću neke tvari predstavlja njena masa u jedinici volumena. Zrak, iako nevidljiv, ima značajnu gustoću i to se najjasnije osjeti u vidu otpora zraka koji je direktna posljedica gustoće. Najčešće je izražena kao kilogrami po metru kubnom (kg/m^3). Standardna vrijednost gustoće na razini mora iznosi 1,225 kg/m^3. Označava se slovom (ρ) i formula joj glasi:

$$\rho = \frac{p}{R \cdot T} \tag{2}$$

Elementi u formuli su:

- ρ – gustoća zraka,
- p – tlak zraka,
- R – individualna plinska konstanta,

- T – temperatura zraka.

Gustoća zraka, kao i druge fizikalne veličine zraka, variraju s različitim stanjima u atmosferi. Tako će najmanja gustoća biti kada je tlak zraka najniži i kada je temperatura zraka visoka. Kada je temperatura najniža ili kada je tlak najviši, onda će gustoća zraka biti najviša [7],[8].

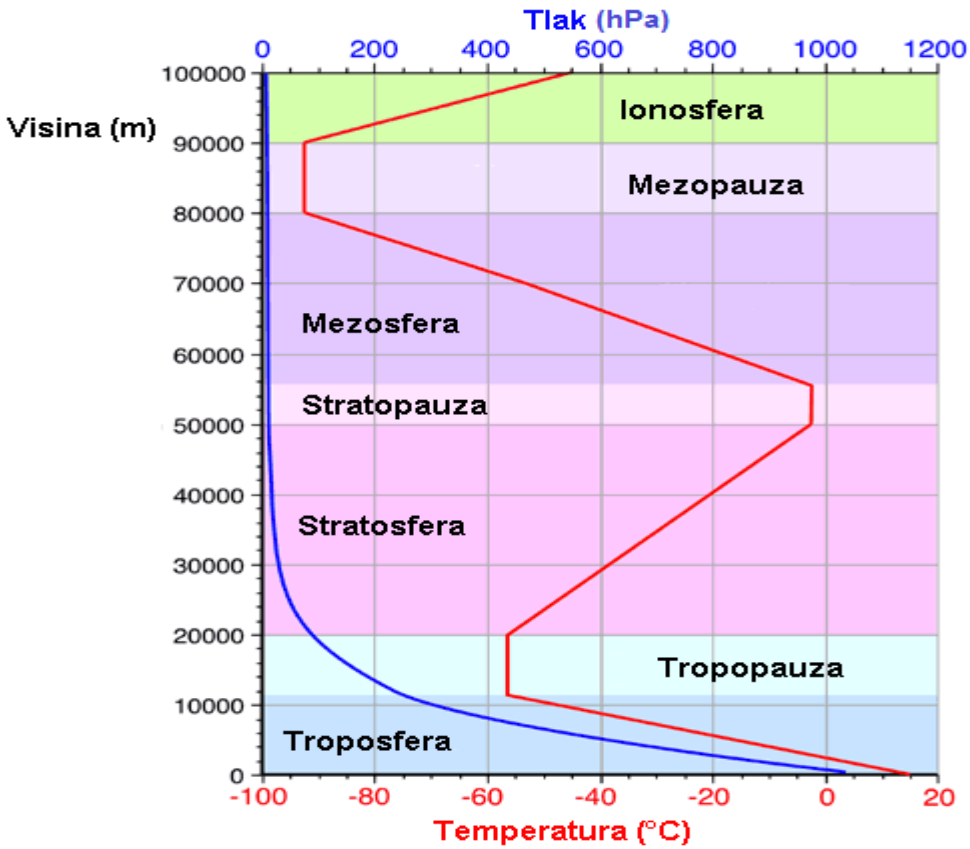
Pravilo koje uglavnom vrijedi je da gustoća zraka pada s porastom visine. Za gustoću zraka vrijedi jednadžba stanja idealnog plina koja će biti kasnije obrađena.

2.5. Temperatura zraka

Sunce zagrijava zemljinu površinu koja dalje isijavanjem zagrijava okolni zrak. Temperatura zraka fizikalna je veličina koja varira u najvećem rasponu ovisno o dijelu planeta koji se promatra. Na Zemlji su zabilježene temperature od -89,2 °C do 56,7 °C [9].

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 potrebna dulja staza, te je veća potrošnja goriva. Jednadžba kojom se to može dokazati je jednadžba (7) iz 3. poglavlja. Pri proračunu za izgradnju staze vrijedi pravilo pri čemu za svaki 1 °C iznad referentne temperature dužina uzletno–sletne staze se treba povećati za 1 %. 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 °C i smanjuje se sa svakim metrom visine za -0,0065 °C [10]. Kretanje vrijednosti temperature vidljivo je na grafikonu 1. Crvena linija predstavlja temperaturu.



Grafikon 1. Kretanje temperature u slojevima atmosfere, [11]

2.6. Povezanost i međuovisnost fizikalnih veličina atmosfere (jednadžba stanja idealnog plina)

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

Plin u kojem se međumolekularne sile mogu zanemariti definira se kao idealan plin. Za idealan plin, veličine stanja međusobno su povezane jednakošću stanja:

$$p = \rho R T \tag{3}$$

gdje je u jednadžbi:

- p – tlak zraka,
- ρ – gustoća,
- R – specifična plinska konstanta, za zrak u standardnim uvjetima iznosi R = 287,05 J/(kgK),
- T – temperatura zraka.

Pri temperaturama i tlakovima koji su karakteristični za mnoge primjene kod stlačivog strujanja, prosječna udaljenost između čestica plina je više od 10 puta veća od promjera

molekula. To je sasvim dovoljno da bi vrijedila pretpostavka o idealnom plinu. Jednakost stanja često se pojavljuje i u još jednom obliku:

$$pv = RT \tag{4}$$

gdje je:

- p – tlak zraka,
- v – specifični volumen, tj. volumen po jedinici mase, $v = 1/\rho$ (m^3/kg),
- R – specifična plinska konstanta,
- T – temperatura zraka [12].

3. Utjecaj stanja atmosfere na performanse i let zrakoplova

Da bi zrakoplov mogao letjeti potrebno je zadovoljiti nekoliko važnih preduvjeta. Krila zrakoplova stvaraju silu uzgona kada preko njih struji zrak i zbog toga je potrebno da se zrakoplov kreće, odnosno leti, nekom brzinom. Sila uzgona direktno je povezana sa brzinom zrakoplova. Kako bi se postigla neka vrijednost uzgona potrebno je ubrzati zrakoplov do određene brzine. Ovim se dolazi do sljedeće važne stavke. Za pogon zrakoplova koriste se klipni motori koji najčešće pogone elisu koja stvara vučnu silu i nalaze se na manjim zrakoplovima i mlazni motori različitih izvedbi koji se ugrađuju na veće zrakoplove. Zadatak pogonske grupe (motora) je da zrakoplov koji miruje i ima brzinu v=0 m/s, ubrza do potrebne brzine. Detaljnija obrada ove problematike bit će razrađena u narednim poglavljima i temeljena na mlaznim motorima radi proračuna performansi na primjeru zrakoplova s mlaznim motorom. 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.

3.1. Utjecaj temperature zraka na uzgon

Gravitacijska sila ili sila teža je sila koja neprestano djeluje na sva tijela koja posjeduju masu. Djeluje na njih tako da ih privlači središtu Zemlje. Što je veća masa tijela to gravitacijska sila jače djeluje na tijelo.

Suprotna sila sili teži je sila uzgona. Uzgon nastoji tijela podići od površine zemlje. Formula za uzgon prema Bernoullijevoj jednadžbi glasi:

$$F_z = \frac{1}{2}\rho v^2 A C_z \tag{5}$$

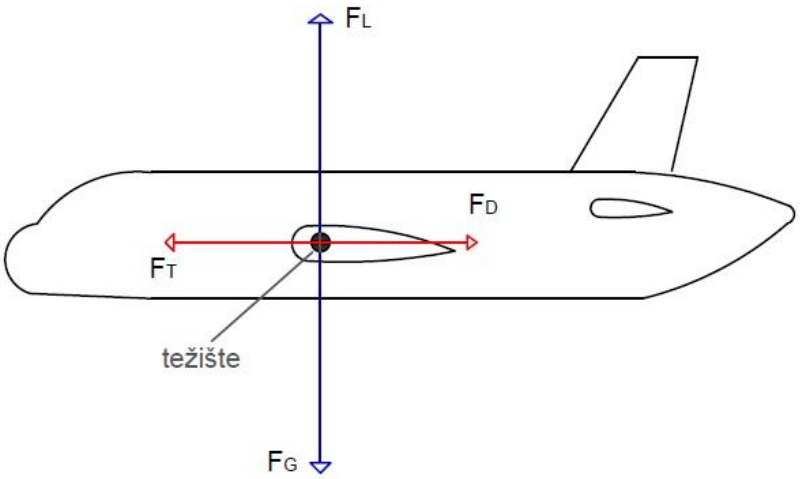
Članovi u formuli su:

- F_z – sila uzgona,
- ρ – gustoća zraka,
- v – brzina zrakoplova,
- A – površina krila zrakoplova,
- C_z – koeficijent uzgona krila.

Za razliku od gravitacijske sile koja djeluje zbog mase, sila uzgona može nastati samo ako su zadovoljene sve varijable navedene u formuli (5). Budući da su to sile koje djeluju u suprotnom smjeru, tj. međusobno se umanjuju i poništavaju kada su jednakog iznosa, potrebno je stvoriti više uzgona nego što je iznos sile teže da bi se tijelo odvojilo od Zemlje. Odnos sila koje djeluju na zrakoplov u horizontalnom letu prikazan je slikom 2. Kada se izjednače sile

uzgona i sile teže, zrakoplov na zemlji neće poletjeti. Onog trenutka kada sila uzgona postane veća od težine, zrakoplov će poletjeti.

U formuli za silu uzgona sve varijable međusobno su proporcionalne što znači da će uzgon rasti ako jedna varijabla raste, ali i obrnuto, padat će ako se neka varijabla smanjuje. Važno je da niti jedna varijabla nije nula jer će tada sila uzgona biti jednaka nuli. Gustoća je obrnuto proporcionalna temperaturi zraka, s porastom temperature se smanjuje, a padom povećava. Dakle, ako je veća gustoća zraka, za istu vrijednost uzgona, može se smanjiti brzina leta što povoljno utječe na potrošnju goriva i resurse motora. Također, manja gustoća zraka zahtijevat će veću brzinu leta.



Slika 2. Djelovanje sila na zrakoplov u letu

Brzina se u formuli kvadrira što znači da ako brzinu povećamo dva puta, uzgon će se povećati četiri puta. Iz ovoga proizlazi da se uzgon može vrlo efikasno povećavati povećanjem brzine leta. Brzina se ostvaruje potiskom motora, te će u sljedećem poglavlju biti detaljnije pojašnjeno kako nastaje potisak te o čemu on ovisi. Ipak, brzina leta se ne može povećavati beskonačno zbog strukturalnih i aerodinamičkih ograničenja. Površina krila A je varijabla koja je uvijek jednaka za određeni zrakoplov i odnosi se na dizajnersko rješenje te ju nije moguće mijenjati, dok se koeficijent uzgona C_z može povećavati i smanjivati promjenom konfiguracije krila i napadnim kutom.

3.2. Utjecaj temperature zraka na potisak motora

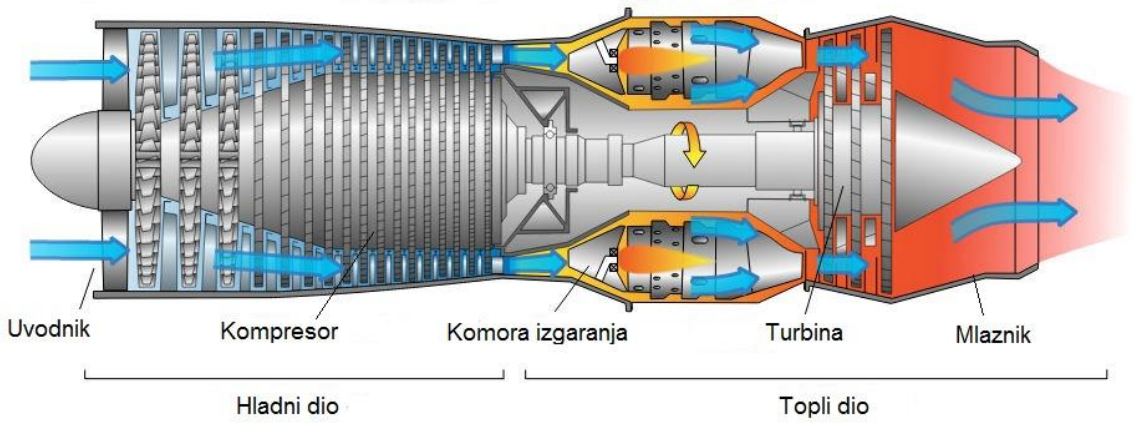
Zrakoplovi za pogon koriste klipne ili mlazne motore ovisno o zahtjevima performansi. U ovom poglavlju naglasak će biti na mlazne motore. Kako bi se približio utjecaj raznih atmosferskih stanja na potisak, ukratko će biti pojašnjen njihov princip rada.

Glavni dijelovi mlaznog motora su: uvodnik, kompresor, komora izgaranja, turbina i mlaznik kako je prikazano na slici 3. Zrak ulazi u uvodnik motora gdje je usmjeren u kompresor kako bi mu se povećao tlak što omogućuje bolje izgaranje smjese i veću efikasnost motora. Nakon što je stlačen u kompresoru, zrak ulazi u komoru izgaranja gdje se ubrizgava gorivo te se pali smjesa goriva i zraka. Produkti izgaranja zatim toplinsku energiju pretvaraju u rad na turbini i dalje se nastavljaju u mlaznik gdje se povećava brzina mlaza ispušnih plinova koji dio potencijalne energije na taj način pretvaraju u kinetičku. Potisak nastaje promjenom količine kretanja radne tvari kroz motor uz pomoć oslobođene energije goriva [13]. Formula za potisak glasi:

$$F_T = \dot{m}_a \cdot (v_j - v) \tag{6}$$

Varijable su:

- F_T – sila potiska,
- $\dot{m}_a$ – maseni protok zraka,
- v_j – brzina ispušnih plinova na izlazu iz mlaznika,
- v – brzina zrakoplova.



Slika 3. Dijelovi mlaznog motora, [14]

Najveći potisak bit će ostvaren kada je v=0 m/s, pa se iz jednadžbe (6) dobije $F_{T\,max} = \dot{m}_a \cdot v_j$. Najveća iskoristivost bi bila kada je $v=v_j$. Za najveću iskoristivost motora brzina ispuha trebala bi biti što bliža brzini leta v. Zbog toga će se smanjiti potisak, ali se to može nadoknaditi povećanjem masenog protoka. Za dobivanje istog potiska efikasnije je ubrzati veću masu zraka manjom brzinom nego većom brzinom manju količinu zraka [15].

Formula za maseni protok glasi:

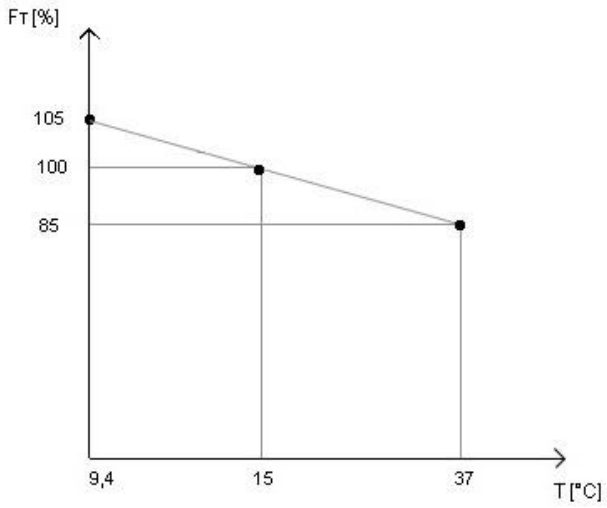
$$\dot{m}_a = A_{in} \cdot \rho \cdot v \tag{7}$$

U formuli su sljedeće varijable:

- $\dot{m}_a$ – maseni protok zraka kroz motor,
- A_{in} – površina poprečnog presjeka uvodnika,
- ρ – gustoća zraka,
- v – brzina zraka.

Može se uočiti da se maseni protok može povećati ili većom brzinom zrakoplova ili većom gustoćom. Brzinu zrakoplova moguće je mijenjati unutar određenih granica, dok gustoća ovisi o atmosferskim uvjetima [16].

Gustoća zraka prvenstveno ovisi o temperaturi i tlaku, te njen utjecaj vidimo na promjeni masenog protoka [17]. Kako je ranije objašnjeno, pri višim temperaturama zraka od standardne, gustoća zraka bit će manja i prema formuli (7) smanjit će se maseni protok. Rezultat svega je manji potisak motora. Za niže temperature vrijedi ista logika te će zbog toga potisak biti veći. Na slici 4 prikazan je graf na kojem se jasno vidi utjecaj temperature na potisak.



Slika 4. Graf utjecaja temperature zraka na potisak motora

Izvor: [17]

Vrlo je važno napomenuti da temperatura zraka pada s visinom ali isto tako i gustoća. Pad temperature u višim slojevima atmosfere imat će pozitivan učinak na rad motora kompenziranjem smanjene gustoće, no samo do jedne granice kada zrak postaje toliko rijedak da niža temperatura ne omogućuje održavanje konstantnog masenog protoka zraka i tada će se ukupni potisak motora smanjivati ako se nastavi s povećavanjem visine leta.

4. Pojam performanse zrakoplova

Performanse zrakoplova daju uvid u mogućnosti zrakoplova u specifičnim uvjetima leta. Na performanse utječu mnogi faktori. Neki od tih faktora su vremenske prilike odnosno trenutno stanje atmosfere. To može biti vjetar, gustoća zraka, padaline. Drugi faktori su sama konstrukcija zrakoplova, ali i npr. masa. Na zrakoplovu se nalaze elementi koji se koriste samo u neki iznimnim slučajevima, a neki u određenim fazama leta. To su zakrilca, podvozje i slično. Korištenjem tih elemenata degradiraju se performanse zrakoplova i potrebno je da piloti poznaju kako i koliko.

Da bi se jasnije definiralo kakve se performanse mogu očekivati za vrijeme određenog leta, uvedeni su pojmovi visina po tlaku (*pressure altitude* – PA) i visina po gustoći (*density altitude* – DA) koji će u sljedećim poglavljima biti detaljnije objašnjeni.

Radi boljeg razumijevanja o čemu se točno radi u narednim potpoglavljima, potrebno je pojasniti sljedeće pojmove koji će se pojavljivati u tekstu:

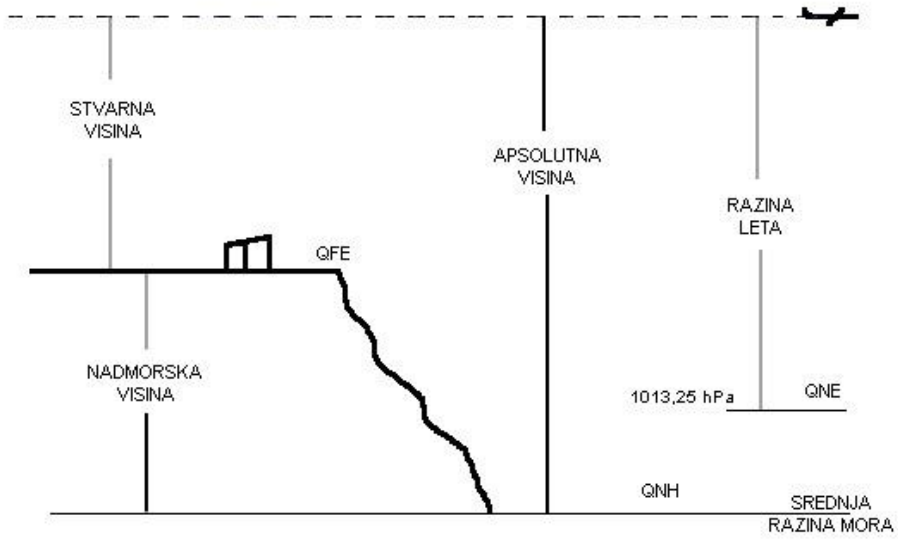
- Stvarna visina (engl. *height*) – vertikalna udaljenost zrakoplova mjerena od neke površine (objekata, planina) ali najčešće polaznog ili odredišnog aerodroma.
- Apsolutna visina (engl. *altitude*) – vertikalna udaljenost zrakoplova mjerena od srednje razine mora.
- Razina leta (engl. *flight level*) – površina stalnog atmosferskog tlaka određena u odnosu na specifičnu vrijednost tlaka od 1013,25 hPa koja je od drugih takvih površina razdvojena određenim intervalima tlaka.

Postoji još i nadmorska visina (engl. *elevation*) i mjeri se također od srednje razine mora i koristi se umjesto apsolutne visine za prepreke ili objekte na površini zemlje.

Vezano za svaku od te tri visine u zrakoplovstvu postoje tri definirana Q koda odnosno postavke visinomjera u zrakoplovu kako bi se svugdje i u svakom trenutku mogle sigurno nadvisiti sve prepreke na ruti leta. To su:

- QFE – tlak zraka na određenoj površini npr. razini aerodroma (ili uzletno-sletnoj stazi - USS). Visinomjer će na zemlji pokazivati 0 ft, a u letu STVARNU VISINU iznad te površine.
- QNH – tlak izmjeren na aerodromu, reduciran pomoću ISA stope opadanja tlaka na tlak kakav bi bio izmjeren na razini mora. Visinomjer postavljen na QNH pokazuje APSOLUTNU VISINU. Na zemlji pokazuje nadmorsku visinu aerodroma.
- QNE - visinomjer postavljen na tlak 1013,25 hPa. Pokazivat će RAZINU LETA odnosno udaljenost od te izobare 1013.25 hPa [18].

Na slici 5 moguće je uočiti međusobni odnos tih visina.



Slika 5. Međusobni odnos visina u zrakoplovstvu

Izvor: [19]

4.1. Visina po tlaku

Visina po tlaku određuje se u odnosu na statički tlak koji se mjeri preko statičkog otvora koji je dio pitot-statičkog sustava. Pomoću ove visine određuje se operativni i apsolutni vrhunac leta. Visina na kojoj zrakoplov još uvijek može penjati određenom brzinom penjanja predstavlja operativni vrhunac leta. Apsolutni vrhunac leta je teoretska visina na kojoj je brzina penjanja zrakoplova jednaka nuli.

Gustoća zraka definira se prema visini po tlaku, što znači da će sila uzgona ali i performanse motora biti ovisne o visini. Za sve proračune upotrebljava se visina po tlaku. Visina po tlaku koja se određuje za neki aerodrom predstavlja vertikalnu udaljenost aerodroma u stopama iznad ili ispod izobare 1013.25 hPa. Budući da će se PA aerodroma mijenjati kako se mijenja okolni tlak, piloti su dužni samostalno izračunati PA iz razloga što samo veliki aerodromi nude informacije o visini po tlaku.

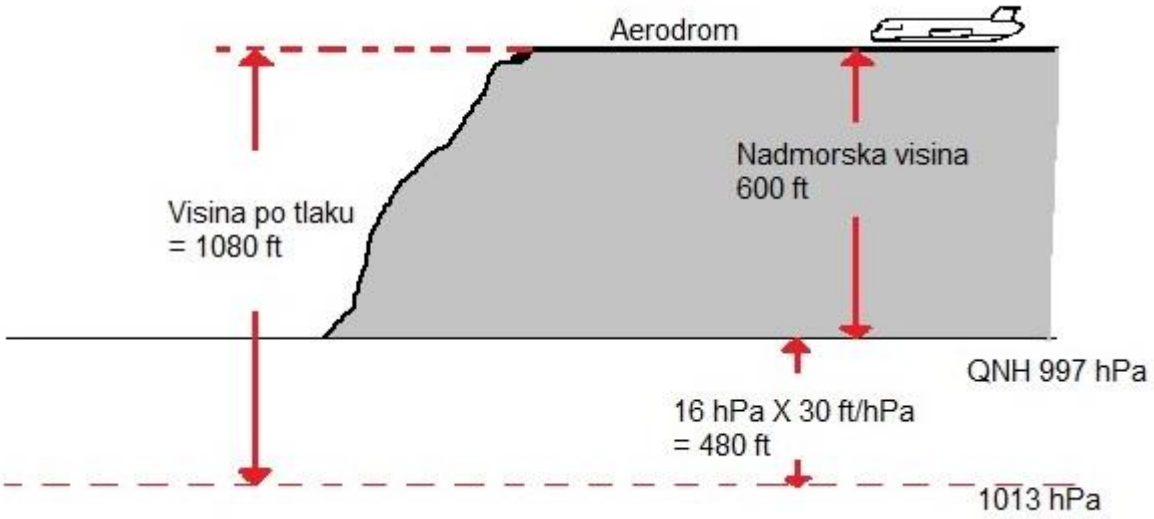
PA se računa po sljedećoj formuli:

$$PA = H + [(1013 - QNH) \cdot 30] \tag{8}$$

a članovi su:

- *PA* – visina po tlaku u ft,
- *H* – nadmorska visina aerodroma u ft,
- *QNH* – trenutni tlak zraka na aerodromu.

Kod određivanja razlike tlakova uzima se da 1 hPa predstavlja 30 ft [20]. Proračun visine po tlaku je sljedeći: neki određeni aerodrom ima poznatu nadmorsku visinu i ona je uvijek ista, njena vrijednost ne ovisi o ničemu. Uz to je još potrebna informacija o trenutnom QNH tlaku na aerodromu. Sada se prema gornjoj formuli uvrštavaju traženi podatci. Prvo se unosi nadmorska visina aerodroma, zatim je potrebno izračunati razliku između standardnog tlaka zaokruženog na 1013 hPa i QNH tlaka, nju pomnožiti s 30 i konačni rezultat predstavlja trenutnu visinu po tlaku aerodroma. Na slici 6 prikazan je primjer izračuna [21].



Slika 6. Prikaz izračuna visine po tlaku

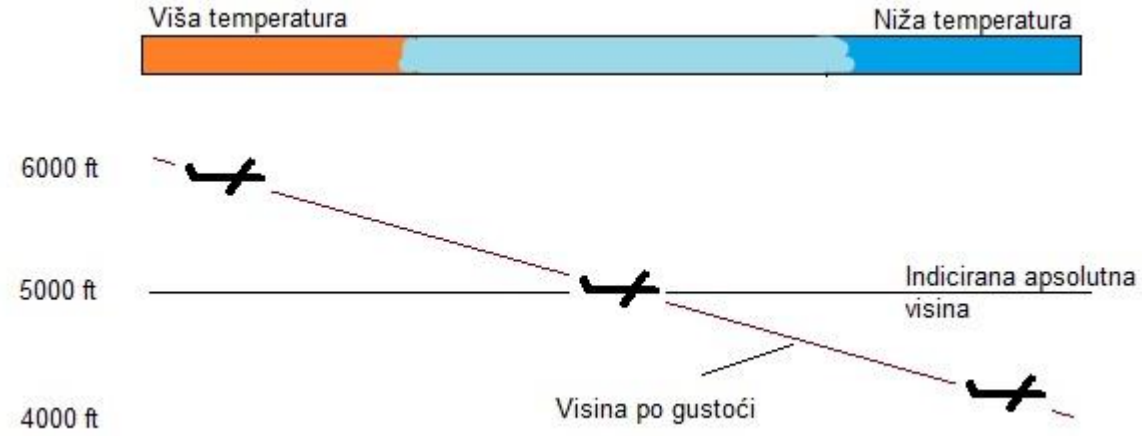
Izvor: [21]

4.2. Visina po gustoći

Visina po gustoći na kojoj leti zrakoplov predstavlja visinu po tlaku u MSA uvjetima na kojoj postoji ta gustoća. Visina po gustoći i visina po tlaku u MSA uvjetima su jednake. Porastom apsolutne visine opada temperatura, ali budući da opada i tlak, gustoća će se smanjivati nešto sporije. U nestandardnim uvjetima gustoća varira od one u standardnim zbog odstupanja temperature od standardne. Radi toga se mogu proučavati dvije tipične vrijednosti, visina pri manjoj gustoći i visina pri višoj gustoći zraka.

Utjecaj manje visine po gustoći na performanse zrakoplova u potpunosti povoljnije djeluje. Zbog poboljšanih performansi pilot može letjeti s manjim napadnim kutom i manjoj brzini nego u standardnoj atmosferi. Pri većoj visini po gustoći potrebno je biti oprezniji. Kako je gustoća zraka manja potrebno je letjeti s većim TAS-om nego u standardnoj atmosferi što posredno znači potrebnu veću snagu dok su također smanjene i performanse samog motora. Da

bi se osigurala potrebna margina performansi mora se smanjiti masa zrakoplova. U svakom slučaju, veća visina po gustoći je nepovoljna. Prema logici, ako je zrak topliji nego pri uvjetima ISA, visina po gustoći bit će veća od visine po tlaku. Isto vrijedi i za obrnut slučaj [22]. Što konkretno prikazuje visina po gustoći moguće je vidjeti na sljedećem grafičkom prikazu 7.



Slika 7. Odnos visine po tlaku i visine po gustoći

Izvor [23]

Svrha visine po gustoći u zrakoplovstvu je prikazati aerodinamičke performanse zrakoplova pod određenim atmosferskim prilikama. Ona će pokazati kakav će biti uzgon, TAS i potisak motora, jer su to sve elementi performansi na koje utječe temperatura zraka. Točnije, pokazivat će visinu na kojoj zrakoplov ne leti u danom trenutku, ali ima performanse kao da leti upravo na toj proračunatoj visini i stoga je vrlo važno da ju piloti u pripremi leta izračunaju kako bi znali kakve će performanse imati njihov zrakoplov. Visina po gustoći može se izračunati jednostavnom formulom:

$$DA = PA + ISA\ DEV \cdot 120 \tag{9}$$

gdje su članovi:

- *DA* – visina po gustoći u ft,
- *PA* – visina po tlaku u ft,
- *ISA DEV* – odstupanje vanjske temperature od standardne temperature na visini po tlaku.

Potrebno je znati iznos visine po tlaku u stopama (engl. *feet*) i odstupanje vanjske temperature od standardne što je označeno kao ISA DEV. Za svaki Celzijev stupanj razlike od

standardne temperature, visina po gustoći od visine po tlaku se razlikuje za 118,8 ft, ali za svrhu brzog proračuna može se zaokružiti na 120 ft, što predstavlja broj 120 u formuli [22].

Izračun je sljedeći: zrakoplov leti na 4000 ft visine po tlaku, vanjska temperatura na 4000 ft je 27 °C. Standardna temperatura na toj visini je 7 °C. Kolika je visina po gustoći?

- Odstupanje od standardne temperature iznosi 27-7=20
- $20 \cdot 120 = 2400$
- 4000+2400=6400 ft je visina po gustoći

Dakle, rezultat pokazuje da će zrakoplov imati performanse kao da leti na 6400 ft visine po tlaku.

Zbog važnosti proračuna DA napravljeni su raznorazni kalkulatori DA koje je moguće pronaći na internetu ili mobilnim aplikacijama koji mogu poslužiti pilotima za brze proračune. Jedan od takvih nalazi se na stranici https://wahiduddin.net/calc/calc_da.htm. Za izračun je potrebno upisati informacije o nadmorskoj visini, temperaturi zraka, postavci visinomjera i rosištu, a aplikacija će izračunati visinu po gustoći, apsolutni tlak, gustoću zraka, relativnu gustoću. Također, ona se može poznavati unaprijed kako je prikazano u tablici 2.

Tablica 2. Određivanje visine po gustoći napamet *(Rule of Thumb)*

STD TEMP	VISINA[ft]/TEMP	27 °C	32 °C	37 °C	43 °C	49 °C	54 °C
15 °C	Razina mora	1,200	1,900	2,500	3,200	3,800	4,400
11 °C	2,000	3,800	4,400	5,000	5,600	6,200	6,800
7 °C	4,000	6,300	6,900	7,500	8,100	8,700	9,400
3 °C	6,000	8,600	9,200	9,800	10,400	11,000	11,600
-1 °C	8,000	11,100	11,700	12,300	12,800	13,300	13,800

Izvor: [24]

5. Proračun performansi zrakoplova (Airbus A320)

U posljednjem poglavlju ovog završnog rada na realnom primjeru bit će obrađene i proračunate performanse zrakoplova u povezanosti s temperaturom zraka. Proračun će obuhvatiti četiri karakteristične faze leta: polijetanje, penjanje, krstarenje i spuštanje. U određenim potpoglavljima dotaknut će se pitanje potiska koji će razvijati motori zrakoplova ili iznos stvorene sile uzgona, te neke druge karakteristične informacije vezane za let i performanse.

Proračuni će biti napravljeni uz pomoć formula opisanih u prijašnjim poglavljima završnog rada, dok će neki biti napravljeni i potkrepljeni uz pomoć tablica i grafikona iz priručnika zrakoplova i sličnih dokumenata. Kako bi se dobio što bolji uvid u utjecaj temperature na performanse, koristit će se iste vrijednosti varijabli u oba proračuna.

Proračuni će se napraviti za dvije različite temperature okolnog zraka; prvi proračun bit će napravljen za temperaturu višu od MSA, dok će drugi proračun biti jednak temperaturi u MSA kako bi se dobio jasniji prikaz varijacije performansi prema temperaturi.

Zrakoplov za koji će se proračunati performanse je Airbus A320. A320 je najpopularniji i najprodavaniji putnički zrakoplov što potvrđuje činjenica da je obitelj A320 zrakoplova prevezla do sada više od 11,5 milijardi putnika i da je naručeno više od 13 000 A320 modela s krajem lipnja 2017. [25]. A320 je dvomotorni uskotrupni zrakoplov srednjeg doleta. Zrakoplov je dugačak 37,57 m, visina mu je 11,76 m s rasponom krila od 35,80 m. Dolet mu je s punim spremnicima i *sharkletsima* 6100 km i može prevesti 180 putnika i 16,6 t tereta. Pokreće ga motor CFM56-5B koji razvija potisak od 120 kN [26].

5.1. Proračun performansi na temperaturi višoj od ISA

Varijable, odnosno vrijednosti koje će se upotrebljavati u proračunima performansi zrakoplova u toplijem zraku su sljedeće:

- Temperatura: 28°C,
- Tlak zraka (QNH): 1002 hPa,
- Visina aerodroma: 1500 ft,
- Duljina staze (TORA): 2500 m, bez nagiba,
- Vjetar: čeoni, 5 kn.

Proračunat će se performanse za četiri režima leta: polijetanje, penjanje, krstarenje i spuštanje.

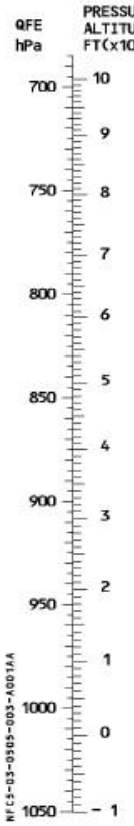
5.1.1. Polijetanje

Zbog ograničene duljine staze za polijetanje potrebno je napraviti proračune performansi kako bi se saznalo može li uopće zrakoplov poletjeti s određenog aerodroma. Važno je uzeti u obzir visinu aerodroma i temperaturu zraka, te raspoloživu duljinu staze za polijetanje (*Take-off runway available* – TORA).

Pomoću tablice 3 pronaći će se vrijednost visine po tlaku za zadane vrijednosti. Korekcija za QNH od 1002 hPa iznosi +300 ft. PA je dakle 1500+300=1800 ft.

Tablica 3. Korekcija QNH tlaka za dobivanje PA, [27]

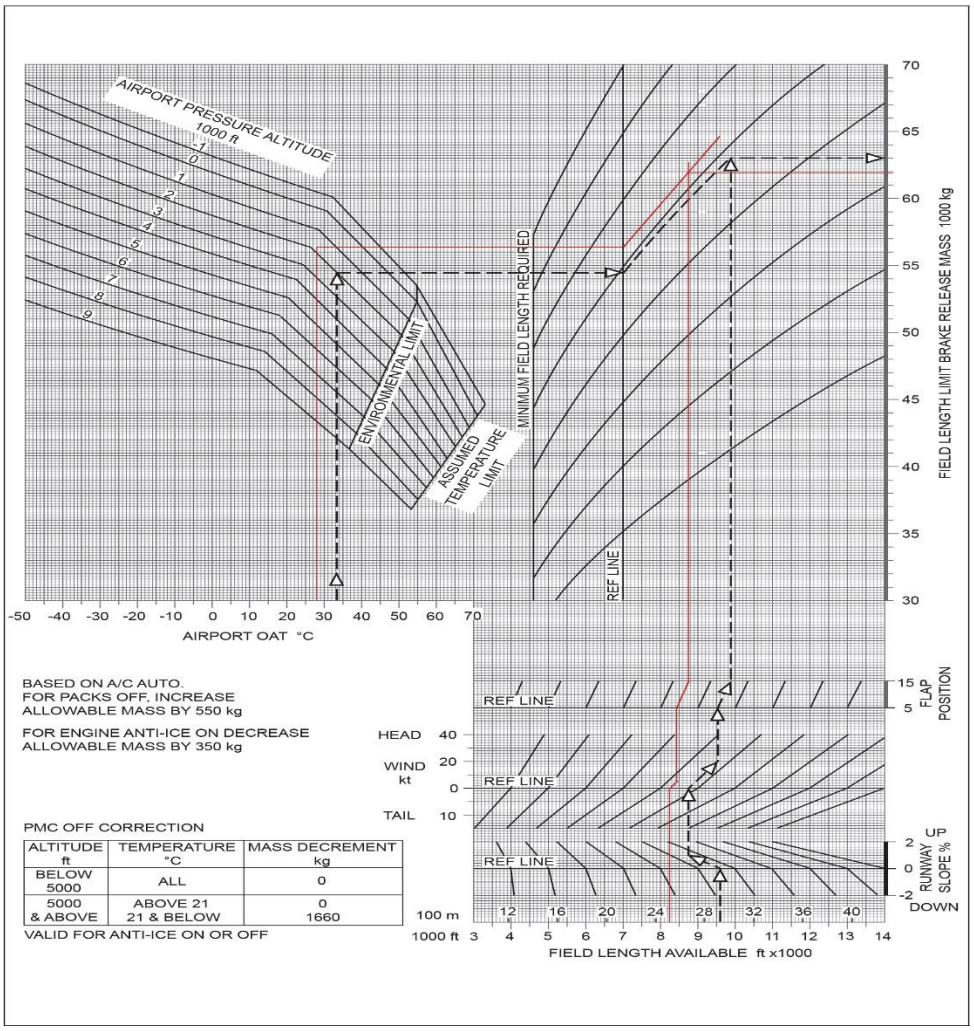
CONVERSIONS - QNH - QFE - PRESSURE ALTITUDE



QNH (hPa)	CORRECTION (ft)	QNH (in Hg)
949 – 951	+ 1900	28.01 – 28.10
952 – 955	+ 1800	28.11 – 28.20
956 – 958	+ 1700	28.21 – 28.30
959 – 961	+ 1600	28.31 – 28.40
962 – 964	+ 1500	28.41 – 28.45
965 – 968	+ 1400	28.46 – 28.56
969 – 971	+ 1300	28.57 – 28.66
972 – 974	+ 1200	28.68 – 28.77
975 – 978	+ 1100	28.78 – 28.86
979 – 981	+ 1000	28.87 – 28.95
982 – 984	+ 900	28.96 – 29.05
985 – 988	+ 800	29.06 – 29.15
989 – 991	+ 700	29.16 – 29.25
992 – 994	+ 600	29.26 – 29.35
995 – 997	+ 500	29.36 – 29.45
998 – 1001	+ 400	29.46 – 29.54
1002 – 1004	+ 300	29.55 – 29.64
1005 – 1007	+ 200	29.65 – 29.74
1008 – 1011	+ 100	29.75 – 29.84
1012 – 1014	0	29.85 – 29.94
1015 – 1018	– 100	29.95 – 30.04
1019 – 1021	– 200	30.05 – 30.14
1022 – 1025	– 300	30.15 – 30.24
1026 – 1028	– 400	30.25 – 30.34
1029 – 1031	– 500	30.35 – 30.44
1032 – 1035	– 600	30.45 – 30.54
1036 – 1038	– 700	30.55 – 30.65
1039 – 1042	– 800	30.66 – 30.75
1043 – 1045	– 900	30.76 – 30.85
1046 – 1050	–1000	30.86 – 30.95

Examples : 1) Elevation: 2500 ft QNH = 1020 hPa
Find : correction: -200 ft
Pressure altitude = 2300 ft QFE = 933 hPa
2) Elevation: 1500 ft QFE = 980 hPa
Find : Pressure altitude: 920 ft
Correction = - 580 ft QNH = 1032 hPa

Pretpostavit će se da zrakoplov polijeće u čeoni vjetar brzine 5 kn. Visina aerodroma je 1500 ft, duljina staze iznosi 2500 m bez nagiba. Zakrilca zrakoplova bit će u položaju za polijetanje odnosno spuštena za 15° i PMC (*Power Management Computer*) je uključen. PMC je računalo koje upravlja radom pogonskih jedinica na zrakoplovu. Koristeći informacije dobivene pomoću različitih senzora i informacije unesene u računalo od pilota, automatski umjesto pilota kontrolira potrebnu snagu u određenom trenutku. Kada se svi podaci uvrste u grafikon 2, dobije se rezultat 61 950 kg što predstavlja najveću masu polijetanja u danim uvjetima.



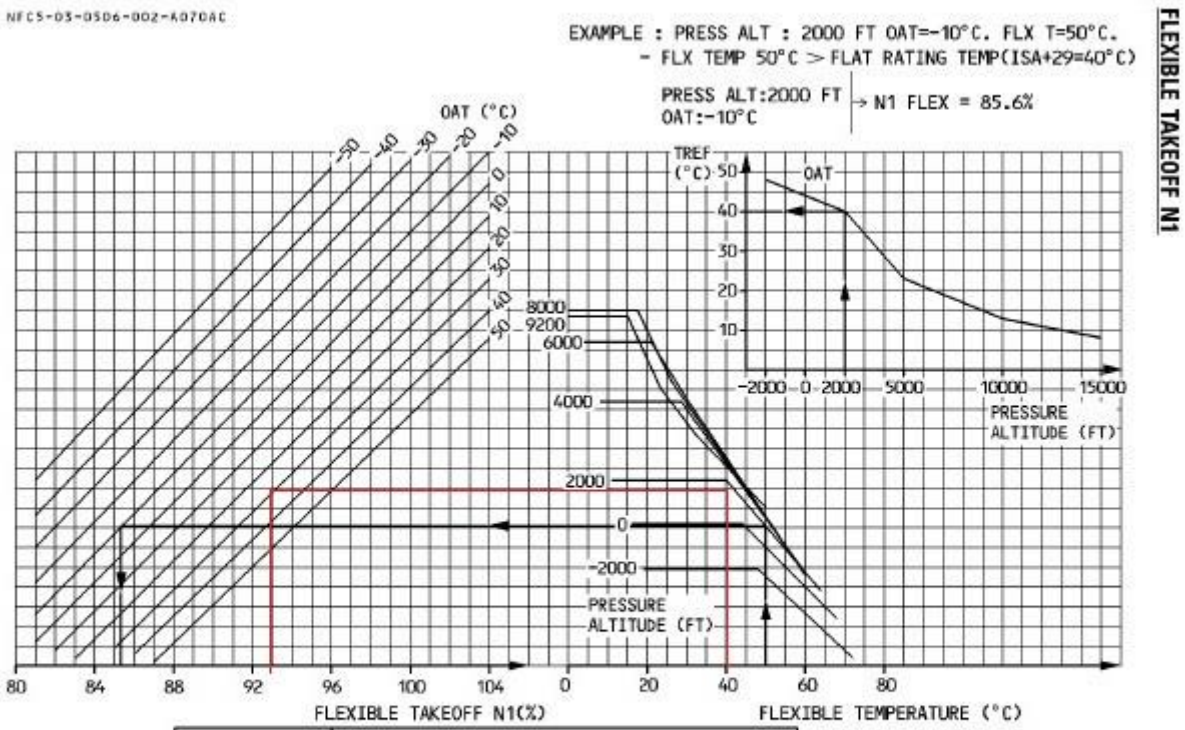
Grafikon 2. Određivanje najveće mase u polijetanju, [28]

Za potisak polijetanja, odnosno za vrijednost N1, koristit će se FLEX postupak programiranja motora prema temperaturi od 40 °C, te će tolika vrijednost biti korištena i za standardnu temperaturu u ISA uvjetima da se dobije bolji uvid u utjecaj temperature. Iz grafikona 3 se očitava vrijednost N1=92,9 % za

PA=1800 ft,

OAT=28 °C.

Kada se vrijednost korigira za uključenu klimatizaciju dobije se konačni iznos N1=92.2 %.



CFM56-5B4	N1 CORRECTIONS FOR AIR BLEED	
FLEX TAKEOFF N1 MACH = .000	AIR CONDITIONING ON	- .7
	ENGINE ANTI ICE ON	0.0
	ENGINE AND WING ANTI ICE ON	0.0

Grafikon 3. Određivanje vrijednosti N1 za FLEX postavke, [27]

Iz tablice za određivanje V brzina iščitat će se vrijednost brzine rotacije V_R koja iznosi 142 kn. Pomoću ostalih poznatih vrijednosti može se izračunati iz formule (5) koliki uzgon će se razvijati pri toj brzini. Nepoznate varijable su gustoća, površina krila i koeficijent uzgona. Prema formuli (2) dobije se da gustoća iznosi 1,181 kg/m^3, površina krila je 122,6 m^2. Budući da krila modernih zrakoplova nisu napravljena iz istog aeroprofila, nije jednostavno odrediti koeficijent uzgona, stoga će za ovaj proračun biti odabran koeficijent uzgona od $C_z = 1.2$. Kada se uvrste sve vrijednosti u formulu dobije se iznos sile uzgona F_L = 1 751 735 N u trenutku rotacije. Maseni protok zraka prema formuli (7) iznosi 494.14 kg/s.

5.1.2. Penjanje

Kada zrakoplov penje nakon polijetanja na određenu visinu, moraju se zadovoljiti određeni uvjeti nadvisivanja prepreka, brzine penjanja i sl. U penjanju je potisak dominantna sila koja drži zrakoplov u letu zbog toga što je os uzgona nagnuta za kut penjanja, pa je sila uzgona manja od težine. Radi toga je važno da postoji što veći višak potiska kako bi zrakoplov penjao prema zadanim kriterijima.

Airbus A320 penje prema željenoj visini leta prema sljedećem profilu:

- 250 kn od 1500 ft do FL100,
- Ubrzavanje od 250 kn do 300 kn,
- Penjanje sa 300 kn zatim sa M.78 do odabrane visine odnosno razine leta [27].

Iz tablice 4 koja daje podatke za profil penjanja, moguće je vidjeti podatke za vrijeme, udaljenost, potrebno gorivo i TAS. Kako početna temperatura kod polijetanja nije jednaka ISA-i, upotrijebit će se tablica njoj najbliža, a to je tablica ISA+15. Za odabranu masu od 61 950 kg i penjanje do FL340, interpolacijom se dođe do sljedećih vrijednosti:

Vrijeme: 21,5 min,

Udaljenost: 139,5 NM,

Potrošeno gorivo: 1693,5 kg,

TAS: 390 kn.

Tablica 4. Podatci za penjanje, [27]

R

CLIMB - 250KT/300KT/M.78														
MAX. CLIMB THRUST NORMAL AIR CONDITIONING ANTI-ICING OFF					ISA+15 CG=33.0%				FROM BRAKE RELEASE TIME (MIN) FUEL (KG) DISTANCE (NM) TAS (KT)					
	WEIGHT AT BRAKE RELEASE (1000KG)													
FL	52		54		56		58		60		62		64	
390	22 147	1571 405	23 158	1668 406	25 170	1776 408	27 184	1898 410						
370	19 127	1449 397	20 134	1530 398	22 143	1618 399	23 152	1711 400	24 163	1813 401	26 174	1924 403	28 188	2048 405
350	17 111	1352 389	18 118	1424 390	19 125	1500 391	20 132	1581 392	21 140	1667 393	23 149	1758 394	24 158	1857 395
330	16 99	1267 381	16 105	1332 382	17 110	1401 383	18 116	1473 383	19 123	1549 384	20 130	1629 385	21 137	1714 386
310	14 88	1186 372	15 93	1246 373	16 98	1308 374	17 103	1374 375	17 109	1442 375	18 114	1514 376	19 120	1589 377
290	13 78	1102 362	14 82	1156 362	14 86	1213 363	15 90	1272 364	16 95	1334 364	16 100	1398 365	17 105	1466 366
270	11 66	1001 348	12 69	1050 348	12 72	1100 349	13 76	1153 349	14 80	1207 350	14 84	1263 350	15 88	1323 351
250	10 56	913 334	11 59	956 335	11 62	1001 335	12 65	1048 336	12 68	1096 336	13 71	1146 337	13 74	1198 337
240	9 52	871 328	10 54	912 328	10 57	955 329	11 60	999 329	11 63	1045 330	12 65	1092 330	12 68	1141 331
220	8 44	794 315	9 47	831 316	9 49	869 316	10 51	909 317	10 53	950 317	11 56	992 317	11 58	1036 318
200	8 38	721 303	8 40	754 303	8 42	789 303	9 43	825 304	9 45	861 304	9 47	899 304	10 50	938 305
180	7 32	652 289	7 34	682 290	7 35	713 290	8 37	745 291	8 38	778 291	8 40	811 291	9 42	846 292
160	6 27	587 276	6 28	614 276	6 30	641 277	7 31	670 277	7 32	699 277	7 34	729 278	8 35	760 278
140	5 23	524 262	5 24	548 262	6 25	573 262	6 26	598 263	6 27	624 263	6 28	651 263	7 29	679 264
120	5 19	464 246	5 19	485 246	5 20	507 247	5 21	529 247	5 22	552 248	6 23	576 248	6 24	600 248
100	4 13	367 217	4 13	383 218	4 14	401 218	4 15	418 219	4 15	436 219	4 16	455 219	5 17	475 220
50	2 7	236 179	2 7	247 179	2 7	258 180	3 8	269 180	3 8	280 180	3 8	292 181	3 9	305 181
15	1 3	146 128	1 3	152 128	2 3	159 128	2 3	166 129	2 4	173 129	2 4	180 130	2 4	188 130
LOW AIR CONDITIONING ΔFUEL = − 0.8 %			HIGH AIR CONDITIONING ΔFUEL = + 0.8 %				ENGINE ANTI ICE ON ΔFUEL = + 2 %				TOTAL ANTI ICE ON ΔFUEL = + 5 %			

10D -08F0A32D-212 CFM56-5A3 211000000C5#0330 0 018590 0 0 2 1.0 500.0 300.00 1 03250.000300.000 -280 15 FCOM-N0-03-05--10-006-100

Total Air Temperature (TAT) je temperatura koja se dobije zbrajanjem okolne temperature izvan zrakoplova (engl. *Static Air Temperature* – SAT) i porasta temperature na

mjernoj sondi zbog kompresije zraka (engl. *Ram rise* - RR). *Ram rise* se može izračunati pomoću formule:

$$RR = \frac{TAS^2}{87^2} \tag{10}$$

SAT iznosi -36 °C na FL340 u ISA+16 uvjetima. Prema *ram rise* formuli porast temperature je 20 °C. Kada se to zbroji TAT iznosi -16 °C. S tim podatkom iz tablice 5 može se odrediti postotak potiska N1 u penjanju na FL340. Nakon interpolacije stupaca i redaka očitava se da je maksimalni N1=89,9 % za 34 000 ft.

Tablica 5. Maksimalne vrijednosti N1 u penjanju, [27]

MAXIMUM CLIMB

R

CFM56-5B4	N1 CORRECTIONS FOR AIR BLEED	OAT < ISA + 10	OAT ≥ ISA + 10
MAXIMUM CLIMB N1			
AIR CONDITIONING ON	AIR CONDITIONING OFF	.8	.8
	ENGINE ANTI ICE ON	0.0	–1.3
250/300/.78	ENGINE ANTI ICE AND WING ANTI ICE ON	0.0	–2.4

TAT (°C)	PRESSURE ALTITUDE (FT)										
	–1000.	3000.	7000.	11000.	15000.	19000.	23000.	27000.	31000.	35000.	39000.
–54.0	73.5	75.4	77.0	77.8	78.8	79.8	80.7	81.5	82.5	83.9	83.9
–50.0	74.2	76.1	77.6	78.4	79.5	80.5	81.4	82.2	83.3	84.6	84.6
–46.0	74.8	76.8	78.3	79.1	80.2	81.2	82.1	82.9	84.0	85.3	85.3
–42.0	75.5	77.4	79.0	79.8	80.9	81.9	82.8	83.6	84.7	86.0	86.0
–38.0	76.1	78.1	79.6	80.5	81.5	82.5	83.5	84.3	85.3	86.7	86.7
–34.0	76.7	78.7	80.3	81.1	82.2	83.2	84.1	84.9	86.0	87.4	87.4
–30.0	77.3	79.3	80.9	81.7	82.8	83.8	84.8	85.6	86.7	88.1	88.1
–26.0	77.9	80.0	81.5	82.4	83.5	84.5	85.4	86.2	87.4	88.7	88.7
–22.0	78.6	80.6	82.2	83.0	84.1	85.1	86.1	86.9	88.0	89.4	89.4
–18.0	79.2	81.2	82.8	83.7	84.8	85.8	86.7	87.6	88.7	90.1	*89.9*
–14.0	79.8	81.8	83.5	84.3	85.4	86.4	87.4	88.2	89.4	*90.3*	*89.6*
–10.0	80.4	82.4	84.1	84.9	86.0	87.1	88.0	88.9	90.0	*90.1*	*89.4*
–6.0	81.0	83.0	84.7	85.5	86.6	87.7	88.7	89.5	*90.3*	*90.0*	*88.8*
–2.0	81.5	83.6	85.3	86.1	87.2	88.3	89.3	90.1	*90.1*	*89.5*	*88.0*
2.0	82.1	84.2	85.9	86.7	87.9	88.9	89.9	*90.1*	*90.0*	*88.8*	*87.4*
6.0	82.7	84.8	86.5	87.3	88.5	89.5	*90.0*	*89.9*	*89.6*	*88.2*	*86.8*
10.0	83.3	85.4	87.1	87.9	89.1	*89.8*	*89.8*	*89.7*	*89.0*	*87.5*	*86.2*
14.0	83.9	86.0	87.7	88.6	89.7	*89.6*	*89.7*	*89.2*	*88.4*	*86.8*	*85.6*
18.0	84.4	86.6	88.2	89.1	*89.4*	*89.3*	*89.2*	*88.6*	*87.7*		
22.0	85.0	87.1	*88.7*	*89.2*	*89.0*	*89.0*	*88.6*	*87.9*	*87.0*		
26.0	85.5	87.7	*88.3*	*88.9*	*88.7*	*88.5*	*88.0*	*87.2*	*86.3*		
30.0	86.1	*87.8*	*87.9*	*88.5*	*88.2*	*87.8*	*87.2*	*86.6*			
34.0	86.6	*87.4*	*87.3*	*87.8*	*87.5*	*87.1*	*86.5*				
38.0	*86.4*	*86.9*	*86.6*	*87.1*	*86.8*	*86.4*					
42.0	*85.9*	*86.2*	*85.9*	*86.4*	*86.0*						
46.0	*85.3*	*85.4*	*85.2*	*85.7*	*85.3*						
50.0	*84.5*	*84.7*	*84.4*	*85.0*							
54.0	*83.7*	*84.0*									

OAT < ISA + 10

OAT ≥ ISA + 10

5.1.3. Horizontalni let

Za proračun performansi u horizontalnom letu koristit će se tablica krstarenja brzinom Mach .78 prikazana tablicom 6. Horizontalni let, odnosno krstarenje, odvija se na FL340 i masa zrakoplova je 60 257 kg (kada se oduzme gorivo potrošeno u penjanju). Da bi se došlo do željenih podataka potrebno je interpolacijom naći vrijednosti za razinu leta za koju nemaju upisani podatci, dok će se za masu uzeti 60 t.

Nakon interpoliranja podataka za FL330 i FL350, performanse i karakteristike leta za dane uvjete u ISA+15 su sljedeće: potisak motora treba biti postavljen na 88,9 % N1 i tada zrakoplov troši goriva u iznosu 1239,5 kg/h. S takvom potrošnjom moguće je preletjeti 188,4 NM po potrošenoj toni goriva. U danim atmosferskim uvjetima indicirana brzina (IAS) u zrakoplovu je 271 kn, dok je stvarna brzina (TAS) 467 kn. Zrakoplov krstari brzinom M.78.

Tablica 6. Performanse u krstarenju, [27]

CRUISE - M.78												
MAX. CRUISE THRUST LIMITS NORMAL AIR CONDITIONING ANTI-ICING OFF							ISA+15 CG=33.0%		N1 (%) KG/H/ENG NM/1000KG		MACH IAS (KT) TAS (KT)	
WEIGHT (1000KG)	FL290		FL310		FL330		FL350		FL370		FL390	
50	87.2	.780	87.2	.780	87.2	.780	87.2	.780	87.9	.780	89.0	.780
	1366	302	1270	289	1184	277	1109	264	1054	252	1016	241
	174.4	476	186.1	473	197.9	469	209.5	465	219.5	463	227.7	463
52	87.4	.780	87.4	.780	87.4	.780	87.6	.780	88.3	.780	89.5	.780
	1378	302	1282	289	1198	277	1127	264	1074	252	1038	241
	172.9	476	184.2	473	195.6	469	206.1	465	215.3	463	222.7	463
54	87.6	.780	87.6	.780	87.7	.780	88.0	.780	88.7	.780	90.1	.780
	1389	302	1296	289	1214	277	1146	264	1096	252	1068	241
	171.5	476	182.3	473	193.1	469	202.7	465	211.1	463	216.6	463
56	87.8	.780	87.9	.780	88.0	.780	88.3	.780	89.1	.780	90.8	.780
	1401	302	1310	289	1231	277	1166	264	1118	252	1102	241
	170.0	476	180.4	473	190.4	469	199.2	465	206.9	463	209.8	463
58	88.1	.780	88.1	.780	88.3	.780	88.7	.780	89.5	.780	91.6	.780
	1415	302	1325	289	1250	277	1187	264	1142	252	1139	241
	168.4	476	178.4	473	187.5	469	195.7	465	202.5	463	203.1	463
60	88.3	.780	88.4	.780	88.7	.780	89.1	.780	90.1	.780		
	1428	302	1341	289	1270	277	1209	264	1173	252		
	166.8	476	176.2	473	184.6	469	192.2	465	197.2	463		
62	88.5	.780	88.7	.780	89.0	.780	89.4	.780	90.8	.780		
	1443	302	1360	289	1290	277	1231	264	1208	252		
	165.1	476	173.8	473	181.7	469	188.7	465	191.5	463		
64	88.7	.780	89.0	.780	89.3	.780	89.9	.780	91.5	.780		
	1458	302	1379	289	1311	277	1256	264	1244	252		
	163.3	476	171.3	473	178.7	469	185.0	465	185.9	463		
66	89.0	.780	89.3	.780	89.7	.780	90.4	.780	92.2	.780		
	1475	302	1399	289	1333	277	1287	264	1286	252		
	161.5	476	168.9	473	175.7	469	180.6	465	179.9	463		
68	89.3	.780	89.6	.780	90.0	.780	91.0	.780				
	1494	302	1420	289	1356	277	1322	264				
	159.5	476	166.5	473	172.9	469	175.8	465				
70	89.5	.780	89.9	.780	90.4	.780	91.6	.780				
	1513	302	1441	289	1381	277	1358	264				
	157.4	476	164.0	473	169.8	469	171.1	465				
72	89.8	.780	90.2	.780	90.9	.780	92.3	.780				
	1533	302	1463	289	1409	277	1398	264				
	155.4	476	161.5	473	166.3	469	166.2	465				
74	90.1	.780	90.5	.780	91.4	.780						
	1554	302	1485	289	1444	277						
	153.3	476	159.1	473	162.3	469						
76	90.4	.780	90.9	.780	92.0	.780						
	1575	302	1509	289	1480	277						
	151.2	476	156.6	473	158.4	469						
LOW AIR CONDITIONING ΔFUEL = − 0.3 %					ENGINE ANTI ICE ON ΔFUEL = + 3 %				TOTAL ANTI ICE ON ΔFUEL = + 5 %			

108 -08F0A320-212 CFM56-5A3 12100000C5KG330 0 018590 0 0 1 1.0 .0 .00 0 01 .780 .000 .000 15 FCOM-N0-03-05-15-011-100

5.1.4. Spuštanje

Posljednja faza leta za koju će se napraviti proračun je spuštanje. Zrakoplov se s visine krstarenja spušta na visinu aerodroma radi slijetanja. Budući da u FCOM-u nema tablica s podacima za slučaj ISA+15, koristit će se tablica za ISA uvjete koja je prikazana tablicom 7, te će vrijednosti biti korigirane prema uputi. Uzet će se podatak da se zrakoplov spušta, na visinu od 1500 ft, odnosno FL15 i masa u spuštanju iznosit će 55 000 kg (gorivo potrošeno u horizontalnom letu). Interpolirat će se oba stupca radi mase i oba retka radi razine leta.

Nakon izračuna srednjih vrijednosti i napravljenih korekcija zbog temperature više od ISA, za spuštanje zrakoplova s FL340 do FL15, dobiju se sljedeći podaci:

- vrijeme spuštanja: 14,1 min,
- potrošeno gorivo: 145 kg,
- prijeđena udaljenost: 87,2 NM,
- inicijalni potisak: IDLE.

Tablica 7. Podatci za spuštanje, [27]

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				
FL	TIME (MIN)	FUEL (KG)	DIST. (NM)	N1	TIME (MIN)	FUEL (KG)	DIST. (NM)	N1	IAS (KT)
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 SA231000000CSK6330 0 018590 0 0-1-350.0 15.0 .00 0 03 .780900.000250.000 0 FCOM-N0-03-05-30-002-170

5.2. Proračun performansi na ISA temperaturi

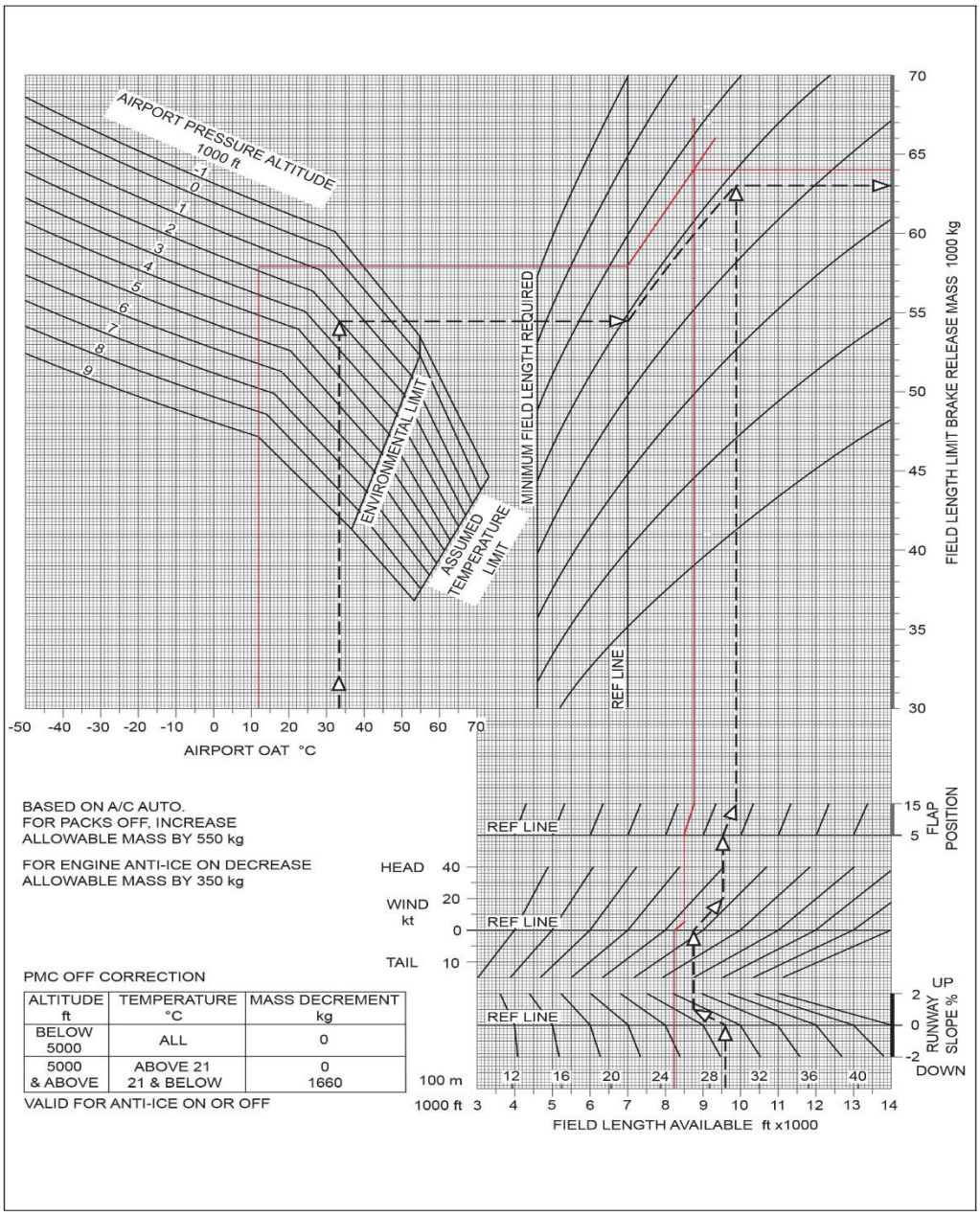
U ovom poglavlju izračunat će se performanse zrakoplova za nižu temperaturu zraka nego u prošlom poglavlju. Iz razloga što u Airbusovom FCOM-u korištenom u ovim izračunima nema informacija za temperature manje od onih na ISA, proračuni će se izvesti za standardnu temperaturu, odnosno ISA uvjete. Kako bi se mogli uspoređivati vrijednosti performansi za različite temperature, koristit će se iste varijable i pretpostavke kao za proračun u toplijem zraku osim što će ovdje biti prikazana temperatura zraka na aerodromu prema ISA. To su:

- Temperatura: 12 °C,
- Tlak zraka (QNH): 1002 hPa,
- Visina aerodroma: 1500 ft,
- Duljina staze (TORA): 2500 m, bez nagiba,
- Vjetar: čeoni, 5 kn.

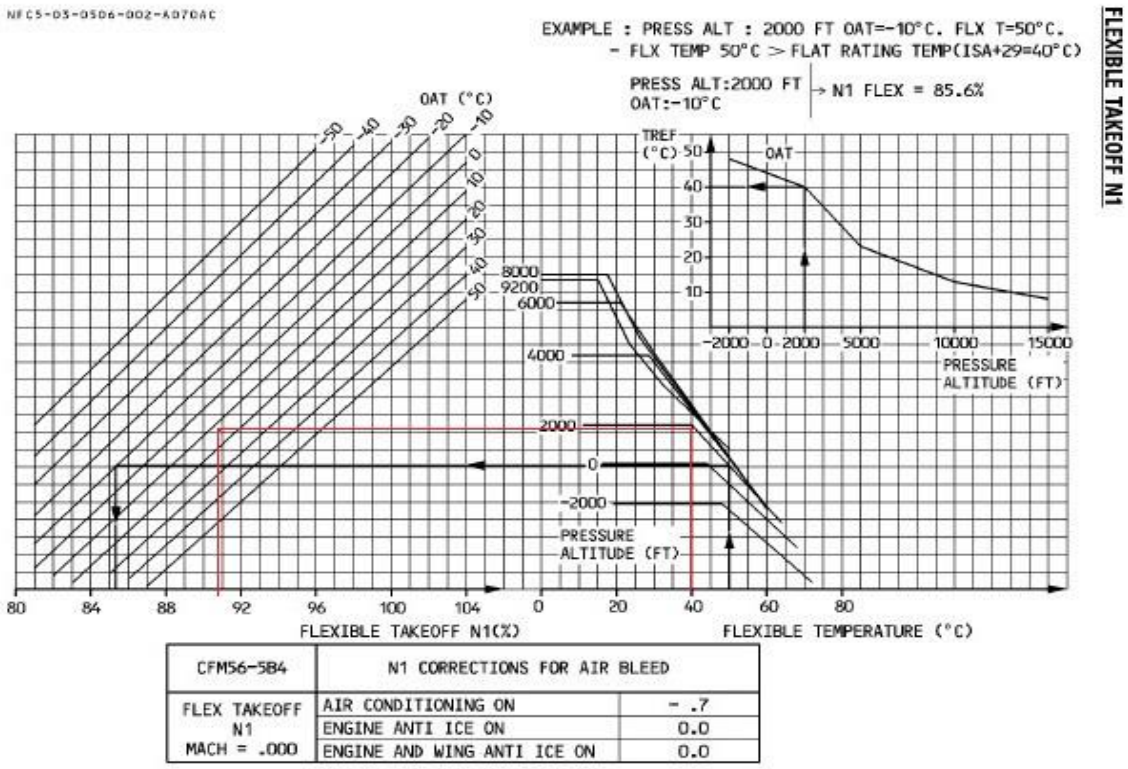
5.2.1. Polijetanje

Za proračun performansi potrebno je poznavati visinu po tlaku koja se izračuna iz tablice 3. Ona i u ovom slučaju zbog istog tlaka zraka iznosi 1800 ft. Najveća masa s kojom će zrakoplov moći poletjeti u ovim uvjetima može se pronaći pomoću grafikona za određivanje najveće mase polijetanja koji je prikazan grafikonom 4. Nakon što su ucrtane sve vrijednosti u grafikon, dobije se najveća masa za polijetanje u iznosu od 64 000 kg.

Za polijetanje prema FLEX opciji može se iščitati (grafikon 5) potrebna postavka potiska, N1. Za temperaturu od 40 °C za flat rating i 12 °C za vanjsku temperaturu na aerodromu, potisak treba biti postavljen na 90,7 %, te kad se oduzme 0,7 za uključenu ventilaciju na 90 % N1.



Grafikon 4. Grafikon za određivanje ograničavajuće mase u polijetanju, [28]



Grafikon 5. Određivanje potiska N1, [27]

Za proračun vrijednosti uzgona u trenutku rotacije koristit će se, ponovo, jednake vrijednosti kao u prošlom poglavlju budući da se radi o istom zrakoplovu. Izračun se radi po formuli (5) i vrijednosti koje se uvrštavaju su sljedeće:

- površina krila: 122,6 m^2,
- koeficijent uzgona: 1,2,
- gustoća: 1,246 kg/m^3,
- brzina: 142 kn.

Dobiveni rezultat je 1 848 147 N uzgona. Maseni protok zraka kroz motor za vrijeme polijetanja iznosit će 521,33 kg/s.

5.2.2. Penjanje

Iz FCOM tablice penjanja pronaći će se podaci vezani za penjanje od visine aerodroma do FL340 prema temperaturi koja vlada u ISA uvjetima s masom od 64 t. Potrebno je interpolirati vrijednosti za FL330 i FL350 prema podatcima iz tablice 8.

Tablica 8. Podatci za penjanje u ISA uvjetima, [27]

CLIMB - 250KT/300KT/M.78							
MAX. CLIMB THRUST NORMAL AIR CONDITIONING ANTI-ICING OFF			ISA CG=33.0%		FROM BRAKE RELEASE TIME (MIN) FUEL (KG) DISTANCE (NM) TAS (KT)		
	WEIGHT AT BRAKE RELEASE (1000KG)						
FL	52	54	56	58	60	62	64
390	18 1326 118 387	19 1400 126 388	21 1478 134 389	22 1563 143 390	23 1657 153 392	25 1763 165 393	27 1884 179 396
370	16 1240 104 380	17 1304 110 381	18 1371 116 381	19 1442 122 382	20 1517 129 383	21 1598 137 384	23 1685 146 385
350	15 1168 93 373	16 1226 98 374	16 1287 103 375	17 1351 108 375	18 1417 114 376	19 1487 120 377	20 1560 127 377
330	14 1102 84 366	14 1156 88 367	15 1212 92 367	16 1270 97 368	17 1331 102 368	17 1394 107 369	18 1459 112 370
310	13 1038 75 358	13 1088 79 359	14 1140 83 359	14 1193 87 360	15 1249 91 360	16 1306 95 361	17 1366 100 361
290	11 970 66 348	12 1016 70 349	13 1063 73 349	13 1112 77 350	14 1163 80 350	14 1215 84 351	15 1270 88 351
270	10 887 57 335	11 928 59 336	11 971 62 336	12 1015 65 336	12 1060 68 337	13 1107 71 337	13 1155 74 337
250	9 811 48 322	9 849 51 323	10 887 53 323	10 927 56 323	11 968 58 324	11 1010 61 324	12 1053 63 324
240	9 776 45 316	9 811 47 316	9 848 49 317	10 886 51 317	10 925 54 317	11 965 56 318	11 1006 58 318
220	8 709 38 303	8 741 40 304	8 774 42 304	9 808 44 304	9 843 46 305	9 879 48 305	10 916 50 305
200	7 645 33 291	7 674 34 291	7 704 36 291	8 735 37 292	8 767 39 292	8 799 41 292	9 833 42 292
180	6 585 28 278	6 611 29 278	7 638 30 278	7 666 32 279	7 695 33 279	7 724 34 279	8 754 36 279
160	5 528 23 264	6 551 24 264	6 576 25 265	6 601 27 265	6 626 28 265	7 653 29 265	7 679 30 266
140	5 473 19 250	5 494 20 250	5 516 21 251	5 538 22 251	6 561 23 251	6 585 24 251	6 609 25 251
120	4 421 16 234	4 440 17 235	4 459 17 235	5 479 18 236	5 499 19 236	5 520 20 236	5 542 21 236
100	3 336 11 207	3 351 12 207	3 367 12 208	4 383 13 208	4 399 13 208	4 416 14 208	4 433 14 209
50	2 220 6 169	2 229 6 169	2 239 6 169	2 250 7 170	2 260 7 170	3 271 7 170	3 282 8 171
15	1 138 3 120	1 144 3 120	1 150 3 120	2 156 3 120	2 163 3 121	2 170 3 121	2 177 3 121
LOW AIR CONDITIONING ΔFUEL = − 0.6 %		HIGH AIR CONDITIONING ΔFUEL = + 0.6 %		ENGINE ANTI ICE ON ΔFUEL = + 2.5 %		TOTAL ANTI ICE ON ΔFUEL = + 5 %	

11.0-08F0A320-214 CFM56-5B4/P SA21100000C5KG330 0 018590 0 0 2 1.0 500.0 300.00 1 03250.000300.000 .780 0 FCOM-N0-00-05-10-002-170

Nakon izračuna s raspoloživim vrijednostima dobiju se sljedeći rezultati: penjanje do FL340 traje 19 minuta i za to će vrijeme zrakoplov u penjanju prijeći 119,5 NM. Potrošeno gorivo za penjanje bit će nešto više od jedne i pol tone, točnije 1509,5 kg. Penjanje se odvija srednjom brzinom TAS=374 kn.

Da bi se izračunao potrebni potisak, odnosno postotak N1, potrebni su podaci koji se nalaze u tablici 9. Kao i u prijašnjem poglavlju potrebno je odrediti vrijednost TAT i koristit će se formula 10. TAT u ovom slučaju je jednak -52 °C + 18 °C što je -34 °C. Prvo se interpolacijom pronađu srednje vrijednosti. Nakon toga dobije se vrijednost maksimalnog N1 potiska u penjanju koji iznosi N1=87 %.

Tablica 9. Vrijednosti N1 u penjanju, [27]

MAXIMUM CLIMB

R

CFM56-5B4	N1 CORRECTIONS FOR AIR BLEED	OAT < ISA + 10	OAT ≥ ISA + 10
MAXIMUM CLIMB N1 AIR CONDITIONING ON 250/300/.78	AIR CONDITIONING OFF	.8	.8
	ENGINE ANTI ICE ON	0.0	–1.3
	ENGINE ANTI ICE AND WING ANTI ICE ON	0.0	–2.4

TAT (°C)	PRESSURE ALTITUDE (FT) –1000.	3000.	7000.	11000.	15000.	19000.	23000.	27000.	31000.	35000.	39000.
–54.0	73.5	75.4	77.0	77.8	78.8	79.8	80.7	81.5	82.5	83.9	83.9
–50.0	74.2	76.1	77.6	78.4	79.5	80.5	81.4	82.2	83.3	84.6	84.6
–46.0	74.8	76.8	78.3	79.1	80.2	81.2	82.1	82.9	84.0	85.3	85.3
–42.0	75.5	77.4	79.0	79.8	80.9	81.9	82.8	83.6	84.7	86.0	86.0
–38.0	76.1	78.1	79.6	80.5	81.5	82.5	83.5	84.3	85.3	86.7	86.7
–34.0	76.7	78.7	80.3	81.1	82.2	83.2	84.1	84.9	86.0	87.4	87.4
–30.0	77.3	79.3	80.9	81.7	82.8	83.8	84.8	85.6	86.7	88.1	88.1
–26.0	77.9	80.0	81.5	82.4	83.5	84.5	85.4	86.2	87.4	88.7	88.7
–22.0	78.6	80.6	82.2	83.0	84.1	85.1	86.1	86.9	88.0	89.4	89.4
–18.0	79.2	81.2	82.8	83.7	84.8	85.8	86.7	87.6	88.7	90.1	*89.9*
–14.0	79.8	81.8	83.5	84.3	85.4	86.4	87.4	88.2	89.4	*90.3*	*89.6*
–10.0	80.4	82.4	84.1	84.9	86.0	87.1	88.0	88.9	90.0	*90.1*	*89.4*
–6.0	81.0	83.0	84.7	85.5	86.6	87.7	88.7	89.5	*90.3*	*90.0*	*88.8*
–2.0	81.5	83.6	85.3	86.1	87.2	88.3	89.3	90.1	*90.1*	*89.5*	*88.0*
2.0	82.1	84.2	85.9	86.7	87.9	88.9	89.9	*90.1*	*90.0*	*88.8*	*87.4*
6.0	82.7	84.8	86.5	87.3	88.5	89.5	*90.0*	*89.9*	*89.6*	*88.2*	*86.8*
10.0	83.3	85.4	87.1	87.9	89.1	*89.8*	*89.8*	*89.7*	*89.0*	*87.5*	*86.2*
14.0	83.9	86.0	87.7	88.6	89.7	*89.6*	*89.7*	*89.2*	*88.4*	*86.8*	*85.6*
18.0	84.4	86.6	88.2	89.1	*89.4*	*89.3*	*89.2*	*88.6*	*87.7*		
22.0	85.0	87.1	*88.7*	*89.2*	*89.0*	*89.0*	*88.6*	*87.9*	*87.0*		
26.0	85.5	87.7	*88.3*	*88.9*	*88.7*	*88.5*	*88.0*	*87.2*	*86.3*		
30.0	86.1	*87.8*	*87.9*	*88.5*	*88.2*	*87.8*	*87.2*	*86.6*			
34.0	86.6	*87.4*	*87.3*	*87.8*	*87.5*	*87.1*	*86.5*				
38.0	*86.4*	*86.9*	*86.6*	*87.1*	*86.8*	*86.4*					
42.0	*85.9*	*86.2*	*85.9*	*86.4*	*86.0*						
46.0	*85.3*	*85.4*	*85.2*	*85.7*	*85.3*						
50.0	*84.5*	*84.7*	*84.4*	*85.0*							
54.0	*83.7*	*84.0*									

OAT < ISA + 10

OAT ≥ ISA + 10

5.2.3. Horizontalni let

Zrakoplov krstari na FL340 brzinom M.78. Za podatke o performansama i izračun koristit će se informacije koje se nalaze u tablici 10. Masa zrakoplova u krstarenju, kada se oduzme potrošeno gorivo u penjanju iznosit će 62 500 kg. Putem interpolacije doći će se do željenih podataka.

Performanse koje se mogu očekivati u letu na ISA temperaturi su ove:

- N1=86,5 %,
- potrošnja goriva: 1208 kg/h,
- očekivani prelet: 187 NM/t,
- brzina zrakoplova: M.78,
- IAS: 271 kn,
- TAS: 452 kn.

Tablica 10. Performanse zrakoplova u krstarenju, [27]

CRUISE - M.78												
MAX. CRUISE THRUST LIMITS NORMAL AIR CONDITIONING ANTI-ICING OFF							ISA CG=33.0%		N1 (%) KG/H/ENG NM/1000KG		MACH IAS (KT) TAS (KT)	
WEIGHT (1000KG)	FL290		FL310		FL330		FL350		FL370		FL390	
50	84.5 1305 176.9	.780 302 462	84.4 1212 188.8	.780 289 458	84.4 1130 200.7	.780 277 454	84.4 1058 212.4	.780 264 450	85.0 1006 222.4	.780 252 447	86.1 969 231.0	.780 241 447
52	84.7 1317 175.3	.780 302 462	84.7 1225 186.9	.780 289 458	84.6 1144 198.3	.780 277 454	84.8 1076 208.9	.780 264 450	85.4 1025 218.2	.780 252 447	86.6 990 226.1	.780 241 447
54	84.9 1327 173.9	.780 302 462	84.9 1237 184.9	.780 289 458	84.9 1159 195.7	.780 277 454	85.1 1094 205.5	.780 264 450	85.8 1046 214.0	.780 252 447	87.2 1016 220.1	.780 241 447
56	85.1 1339 172.4	.780 302 462	85.1 1251 183.0	.780 289 458	85.2 1176 192.9	.780 277 454	85.5 1113 202.0	.780 264 450	86.2 1066 209.8	.780 252 447	87.9 1048 213.5	.780 241 447
58	85.4 1352 170.8	.780 302 462	85.4 1265 180.9	.780 289 458	85.5 1194 190.0	.780 277 454	85.8 1133 198.4	.780 264 450	86.7 1089 205.5	.780 252 447	88.6 1082 206.6	.780 241 447
60	85.6 1365 169.2	.780 302 462	85.6 1280 178.7	.780 289 458	85.9 1212 187.1	.780 277 454	86.2 1153 194.9	.780 264 450	87.2 1117 200.3	.780 252 447	89.4 1122 199.3	.780 241 447
62	85.8 1378 167.5	.780 302 462	85.9 1298 176.3	.780 289 458	86.2 1231 184.2	.780 277 454	86.6 1174 191.5	.780 264 450	87.8 1149 194.8	.780 252 447	90.3 1165 192.1	.780 241 447
64	86.0 1393 165.7	.780 302 462	86.2 1316 173.9	.780 289 458	86.5 1251 181.3	.780 277 454	87.0 1197 187.8	.780 264 450	88.5 1183 189.1	.780 252 447		
66	86.3 1409 163.8	.780 302 462	86.5 1335 171.4	.780 289 458	86.9 1272 178.4	.780 277 454	87.5 1225 183.5	.780 264 450	89.2 1222 183.0	.780 252 447		
68	86.5 1426 161.8	.780 302 462	86.8 1354 169.0	.780 289 458	87.2 1293 175.5	.780 277 454	88.1 1257 178.9	.780 264 450	90.0 1264 176.9	.780 252 447		
70	86.8 1445 159.8	.780 302 462	87.1 1374 166.5	.780 289 458	87.6 1316 172.4	.780 277 454	88.7 1292 174.0	.780 264 450				
72	87.1 1463 157.7	.780 302 462	87.4 1395 164.1	.780 289 458	88.0 1342 169.1	.780 277 454	89.3 1329 169.1	.780 264 450				
74	87.4 1483 155.7	.780 302 462	87.7 1416 161.6	.780 289 458	88.5 1375 165.0	.780 277 454	90.0 1371 164.0	.780 264 450				
76	87.7 1503 153.6	.780 302 462	88.1 1438 159.2	.780 289 458	89.1 1409 161.0	.780 277 454	90.8 1414 159.0	.780 264 450				
LOW AIR CONDITIONING △FUEL = – 0.3 %					ENGINE ANTI ICE ON △FUEL = + 3 %				TOTAL ANTI ICE ON △FUEL = + 5 %			

10B -08F0A320-212 CFM56-5A3 1210000C0KG330 0 018590 0 0 1 1.0 .0 .00 0 01 .780 .000 .000 0 FCOM-M0-03-05-15-009-100

5.2.4. Spuštanje

Spuštanje se odvija sa FL340 na FL15 gdje se uzima da je to visina aerodroma slijetanja. Spuštanje se odvija pri ISA temperaturi i koristit će se podaci vezani za taj režim leta koji se nalaze u tablici 11. Masa zrakoplova u spuštanju bit će 60 000 kg (kada se oduzme gorivo potrošeno za vrijeme krstarenja).

Performanse koje bi trebao imati zrakoplov tijekom spuštanja, dobivene nakon izračuna jesu ove: trajanje spuštanja s FL340 na FL15 iznosi 14,9 min. U tom vremenskom periodu prijeći će udaljenost od 88,1 NM i potrošiti 147,5 kg goriva. Ručica potiska motora je stavljena u poziciju IDLE.

Tablica 11. Performanse u spuštanju, [27]

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				
FL	TIME (MIN)	FUEL (KG)	DIST. (NM)	N1	TIME (MIN)	FUEL (KG)	DIST. (NM)	N1	IAS (KT)
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 SA23100000C5K0330 0 018590 0 0-1-350.0 15.0 .00 0 09 .780300.000250.000 0 FCOM-N0-03-05-30-002-170

5.3. Pregled usporednih rezultata proračuna

U ovom poglavlju prikazat će se svi dobiveni rezultati iz prošlih potpoglavlja te međusobno usporediti. Svi rezultati su prikazani u tablici 12.

Tablica 12. Usporedba dobivenih rezultata

Temperatura	ISA+16 °C (28 °C)	ISA (12 °C)
POLIJETANJE		
Visina po tlaku	1800 ft	1800 ft
MTOM	61 950 kg	64 000 kg
N1	92.2 %.	90 %
Sila uzgona	1 751 735 N	1 848 147 N
Maseni protok zraka	494.14 kg/s	521,33 kg/s
PENJANJE		
Vrijeme	21,5 min	19 min
Udaljenost	139,5 NM	119,5 NM
Potrošeno gorivo	1693,5 kg	1509,5 kg
TAS	390 kn	374 kn
N1	89.9 %	87 %
HORIZNOTALNI LET		
Masa zrakoplova	60257 kg	62 500 kg
N1	88,9 %	86,5 %
Potrošnja goriva	1239,5 kg/h	1208 kg/h
Dolet po toni goriva	188,4 NM/t	187 NM/t
IAS	271 kn	271 kn
TAS	467 kn	452 kn
SPUŠTANJE		
Masa zrakoplova	55 000 kg	60 000 kg
Vrijeme	14,1 min	14,9 min
Potrošeno gorivo	145 kg	147,5 kg
Prijeđena udaljenost	87,2 NM	88,1 NM
Potisak motora	IDLE	IDLE

Iz tablice se već na prvi pogled može uočiti da su performanse zrakoplova u ISA uvjetima bolje od onih pri višoj temperaturi zraka od standardne. Masa zrakoplova u polijetanju je veća za više od dvije tone i potreban je manji potisak motora. Također, sila uzgona je veća gotovo za 100 kN, veći je maseni protok zraka kroz motor. Zrakoplov u hladnijem zraku penjat će brže do željene visine što znači da će prijeći kraću udaljenost. Potisak motora je manji, zrakoplov će letjeti sporije i potrošiti manje goriva. U horizontalnom letu, ako bi se i zanemarila činjenica da je zrakoplov za proračun u ISA uvjetima teži više od dvije tone od zrakoplova u višoj temperaturi zraka, on bi i tada imao bolje performanse. Kod spuštanja su performanse gotovo zanemarivo lošije radi toga što je tu zrakoplov teži 5 t, no kad se sve uzme u obzir, konačni rezultat pokazuje da su i u tom slučaju performanse zrakoplova bolje.

6. Zaključak

Temperatura zraka ima velik i nezanemariv utjecaj na performanse zrakoplova. Gustoća zraka će se stalno mijenjati kako se bude mijenjao tlak zraka, ali ponajviše temperatura. Zrakoplovi lete u troposferi gdje se javljaju sve vremenske pojave i to je razlog zašto ih je važno poznavati i proučavati i zašto ih nije moguće zaobići. Međunarodna standardna atmosfera uvedena je kako bi se performanse mogle uspoređivati prema jednom univerzalnom standardu. Tlak, gustoća i temperatura zraka smanjuju se s porastom visine te su međusobno povezane preko jednadžbe stanja idealnog plina.

Kao najznačajniji utjecaji koje temperatura zraka ima na performanse mogu se izdvojiti dva, utjecaj na silu uzgona i utjecaj na silu potiska motora. Promjenom temperature zraka mijenjaju se veličine stanja atmosfere te s njima iznosi potiska i uzgona. S višom temperaturom potisak i uzgon će se smanjivati, dok će pri nižoj temperaturi oni biti povećani.

Iz razloga što su vrijednosti veličina stanja u standardnoj atmosferi u stvarnosti gotovo uvijek drugačiji, uveden je termin visine po gustoći koja pomoću jednostavne formule definira visinu po tlaku na kojoj bi bile trenutne performanse. Visina po tlaku predstavlja vertikalnu udaljenost u *feetima* iznad ili ispod izobare 1013.25 hPa. Za 1 hPa se uzima da predstavlja visinu od 30 ft.

Svi napravljeni proračuni pokazali su da viša temperatura zraka nepovoljno utječe na performanse zrakoplova tako što smanjuje potisak motora i uzgon što dovodi do povećane potrošnje goriva, potrebne dulje staze za zalet i polijetanje, manji *payload* i povećana vremena penjanja i spuštanja. Niža temperatura zraka ima suprotan učinak – performanse su bolje na način da su potisak i uzgon veći što ima za posljedicu mogućnost prijevoza većeg *payloada*, potrebna je kraća staza za zalet što omogućuje da se može koristiti manji potisak kako bi se produljili resursi motora. Također, u letu je manja potrošnja goriva i vrijeme potrebno za penjanje na određenu visinu i spuštanje s nje je kraće.

Letjeti kada su temperature zraka niže ekonomski je isplativije i sigurnije zbog povećanih margina između potrebnih i raspoloživih performansi.

POPIS LITERATURE

[1] URL: http://www.crometeo.hr/atmosfera/ (pristupljeno 2. 9. 2017.)

[2] URL: https://hr.wikipedia.org/wiki/Zemljina_atmosfera (pristupljeno 30. 5. 2017.)

[3] URL: https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/f/f0/Atmosferski_slojevi.png (pristupljeno 14. 6. 2017.)

[4] Franjković, D., Krajček K.: Torija leta 1 – Zbirka riješenih zadataka, Fakultet prometnih znanosti, Zagreb, 2011.

[5] Franjković, D., Krajček K.: Torija leta 1 – Zbirka riješenih zadataka, Fakultet prometnih znanosti, Zagreb, p. 129, 2011.

[6] Fakultet prometnih znanosti: Fizika neka pitanja, Materijali iz fizike, Zagreb, 2013.

[7] Jeppesen: Meteorology, p. 6-1, Germany, 2004.

[8] Jeppesen: Meteorology, p. 6-3, Germany, 2004.

[9] URL: http://www.crometeo.hr/ovo-su-najveci-meteoroloski-ektremi-ikad-izmjereni-na-zemlji/?doing_wp_cron=1500933127.4259119033813476562500 (pristupljeno 19. 6. 2017.)

[10] Fakultet prometnih znanosti: Aerodromi, Meteorološki utjecaj na aerodrom, p. 10, Zagreb, 2015.

[11] URL: http://www.tandem.hr/meteorologija/ (pristupljeno 16. 8. 2017.)

[12] Fakultet prometnih znanosti: Teorija leta 1, Uvod, p. 3, Zagreb, 2014.

[13] Bazijanac, E.: Zrakoplovni mlazni motori, Autrorizirana predavanja, Fakultet prometnih znanosti, p. 2, Zagreb, 2010.

[14] URL: http://cashmancuneo.net/flight.htm (pristupljeno 22. 6. 2017.)

[15] Bazijanac, E.: Zrakoplovni mlazni motori, Autrorizirana predavanja, Fakultet prometnih znanosti, p. 23-24, Zagreb, 2010.

[16] Bazijanac, E.: Zrakoplovni mlazni motori, Autrorizirana predavanja, Fakultet prometnih znanosti, p. 34, Zagreb, 2010.

[17] Bazijanac, E.: Zrakoplovni mlazni motori, Autrorizirana predavanja, Fakultet prometnih znanosti, p. 35-36, Zagreb, 2010.

[18] Juričić, B.: Level in aviation, predavanja, Fakultet prometnih znanosti, p. 6-13, Zagreb, 2014.

[19] URL: http://health.learninginfo.org/altimetry.htm (pristupljeno 22. 6. 2017.)

[20] Nordian: Performance, p. 1-2, 3-13, London, 2006.

[21] Aeroplane performance, Click2ppsc, edition 2.00.00., LONGHURST, chp. 5, p. 22, 2001.

[22] Jeppesen: Meteorology, p. 6-6, Germany, 2004.

[23] URL: https://www.meted.ucar.edu/oceans/wx_obs/navmenu.php?tab=2&page=7.4.0 (pristupljeno 30. 6. 2017.)

[24] URL: https://www.faasafety.gov/files/gslac/library/documents/2011/Aug/56396/FAA%20P-8740-02%20DensityAltitude[hi-res]%20branded.pdf (pristupljeno 23. 6. 2017.)

[25] Airbus, Facts&figures, june 2017.

[26] URL: http://www.aircraft.airbus.com/aircraftfamilies/passengeraircraft/a320family/a320neo/ (pristupljeno 15. 7. 2017.)

[27] Airbus FCOM Vol-3 Revision 41

[28] CAP 698, CAA JAR-FCL Examinations, Aeroplane Performance Manual, Third Edition, July 2006.

POPIS KRATICA

DA	(Density Altitude) visina po gustoći
FCOM	(Flight Crew Operating Manual) operacijski priručnik letačkog osoblja
FL	(Flight Level) razina leta
IAS	(Indicated Airspeed) indicirana brzina
ICAO	(International Civil Aviation Organization) organizacija međunarodnog civilnog zrakoplovstva
ISA	(International Standard Atmosphere) međunarodna standardna atmosfera
NM	(Nautical Mile) nautička milja
OAT	(Outside Air Temperature) vanjska temperatura zraka
PA	(Pressure Altitude) visina po tlaku
PMC	(Power Management Computer) računalo za upravljanje motorom
SAT	(Static Air Temperature) zaustavna temperatura zraka
SL	(Sea Level) razina mora
TAS	(True Airspeed) stvarna brzina
TAT	(Total Air Temperature) ukupna temperatura zraka
TOM	(Take-off Mass) masa zrakoplova u polijetanju
TORA	(Take-off Runway Avilable) raspoloživa duljina staze za polijetanje

POPIS SLIKA

Slika 1. Podjela atmosfere 3
Slika 2. Djelovanje sila na zrakoplov u letu 11
Slika 3. Dijelovi mlaznog motora 12
Slika 4. Graf utjecaja temperature zraka na potisak motora 13
Slika 5. Međusobni odnos visina u zrakoplovstvu 15
Slika 6. Prikaz izračuna visine po tlaku 16
Slika 7. Odnos visine po tlaku i visine po gustoći 17

POPIS GRAFIKONA

Grafikon 1. Kretanje temperature u slojevima atmosfere 8
Grafikon 2. Određivanje najveće mase u polijetanju 21
Grafikon 3. Određivanje vrijednosti N1 za FLEX postavke 22
Grafikon 4. Grafikon za određivanje ograničavajuće mase u polijetanju 28
Grafikon 5. Određivanje potiska N1 29

POPIS TABLICA

Tablica 1. Karakteristike standardne atmosfere 5
Tablica 2. Određivanje visine po gustoći napamet (Rule of Thumb) 18
Tablica 3. Korekcija QNH tlaka za dobivanje PA 20
Tablica 4. Podatci za penjanje 23
Tablica 5. Maksimalne vrijednosti N1 u penjanju 24
Tablica 6. Performanse u krstarenju 25
Tablica 7. Podatci za spuštanje 26
Tablica 8. Podatci za penjanje u ISA uvjetima 30
Tablica 9. Vrijednosti N1 u penjanju 31
Tablica 10. Performanse zrakoplova u krstarenju 32
Tablica 11. Performanse u spuštanju 33
Tablica 12. Usporedba dobivenih rezultata 34

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 utjecaja temperature zraka na performanse zrakoplova**

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

Student/ica:

U Zagrebu, 4.9.2017

Mario Rubil
(potpis)