

# Izračun performansi zrakoplova Airbus A320 u uvjetima zaleđivanja

---

**Mikačić, Petar Krešimir**

**Undergraduate thesis / Završni rad**

**2019**

*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:119:310771>

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

*Download date / Datum preuzimanja:* **2024-12-02**



*Repository / Repozitorij:*

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



**SVEUČILIŠTE U ZAGREBU**  
**FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI**

**Petar Krešimir Mikačić**

**IZRAČUN PERFORMANSI ZRAKOPLOVA AIRBUS  
A320 U UVJETIMA ZALEĐIVANJA**

**ZAVRŠNI RAD**

**Zagreb, rujan 2019.**

Zagreb, 9. travnja 2019.

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

## ZAVRŠNI ZADATAK br. 5380

Pristupnik: **Petar Krešimir Mikačić (0135248638)**  
Studij: Aeronautika  
Smjer: Pilot  
Usmjerenje: Civilni pilot

Zadatak: **Izračun performansi zrakoplova Airbus A320 u uvjetima zaleđivanja**

Opis zadatka:

Navesti i objasniti zahtjeve regulative EASA CS 25 za slučaj zaleđivanja kod transportnih zrakoplova. Objasniti opasnosti za sigurnost zračnih operacija koje proizlaze iz pojave zaleđivanja. Prema podacima iz letnog priručnika (AFM) aviona Airbus A320, odrediti performanse aviona u slučaju zaleđivanja. Usporediti s performansama aviona bez zaleđivanja. Izvesti i napisati zaključke.

Mentor:

Predsjednik povjerenstva za  
završni ispit:

---

mr. sc. Davor Franjković, v. pred.

Sveučilište u Zagrebu  
Fakultet prometnih znanosti

## **ZAVRŠNI RAD**

### **IZRAČUN PERFORMANSI ZRAKOPLOVA AIRBUS A320 U UVJETIMA ZALEĐIVANJA**

### **CALCULATION OF AIRBUS A320 PERFORMANCE IN ICING CONDITIONS**

Mentor: Mr. sc. Davor Franjković

Student: Petar Krešimir Mikačić

JMBAG: 0135248638

Zagreb, rujan 2019.

## **SAŽETAK**

U ovom radu, obrađena je tematika izračuna performansi zrakoplova Airbus A320 u uvjetima zaleđivanja. Navedeni su i objašnjeni uvjeti regulative koji zahtijevaju određene standarde performansi zrakoplova u normalnim i specijalnim uvjetima. Prikazani su i objašnjeni uvjeti zaleđivanja i pojave koje se mogu susresti te utjecati na performanse zrakoplova u raznim aspektima, kao što su aerodinamika i pogonske skupine. Izračunate su performanse zrakoplova A320 u fazama polijetanja, penjanja, krstarenja, spuštanja, kruga čekanja i slučaju neuspjelog prilaza pri različitim konfiguracijama te su korištene potrebne ispravke i faktori za slučaj zaleđivanja.

KLJUČNE RIJEČI: Airbus A320; uvjeti zaleđivanja; performanse

## **SUMMARY**

This paper describes calculation of Airbus A320 performance in icing conditions. Regulatory conditions which demand certain standards of aeroplane performance in normal and special conditions, are listed and explained. Icing conditions are described and represented, including phenomena which may be encountered during flight and affect performance in multiple aspects, such as aerodynamics and powerplant. Calculation of Airbus A320 performance is presented in phases of take-off, climb, cruise, descent, holding and missed approach, with various configurations. Corrections and necessary factors for icing conditions are used to provide corrected results.

KEYWORDS: Airbus A320; Icing Conditions; Performance

# SADRŽAJ

1. UVOD.....	1
2. ZAHTJEVI REGULATIVE EASA CS-25 ZA SLUČAJ ZALEĐIVANJA.....	2
2.1. Europska agencija za zrakoplovnu sigurnost (EASA) .....	2
2.2. EASA CS-25 .....	2
2.3. CS-25 zahtjevi za uvjete zaleđivanja.....	3
2.4. CS-25 standardi performansi za uvjete zaleđivanja .....	4
2.4.1. Polijetanje .....	4
2.4.2. Putanja polijetanja .....	5
2.4.3. Produžavanje: Svi motori ispravni .....	5
2.4.4. Penjanje: Jedan motor neispravan .....	6
2.4.5. Putanja rutne faze .....	7
2.4.6. Slijetanje .....	7
3. UVJETI ZALEĐIVANJA.....	8
3.1. Formacija leda.....	8
3.2. Vrste leda .....	10
3.2.1. Prozirni led.....	10
3.2.2. Neprozirni led (Inje) .....	11
3.2.3. Miješani led.....	11
3.3. Ledena kiša.....	12
3.4. Mraz .....	12
4. DEGRADACIJA PERFORMANSI U UVJETIMA ZALEĐIVANJA .....	13
4.1. Degradacija aerodinamičkih performansi .....	13
4.2. Degradacija performansi pogonskih sustava.....	15

5.	IZRAČUN PERFORMANSI ZRAKOPLOVA A320 U UVJETIMA ZALEĐIVANJA ..	16
5.1.	Izračun performansi zrakoplova A320 u fazi polijetanja .....	16
5.1.1.	Izračun performansi polijetanja metodom unosa mase i metodom unosa temperature.....	19
5.1.2.	Izračun potrebne postavke snage pri polijetanju.....	24
5.2.	Izračun performansi zrakoplova A320 u fazi penjanja.....	25
5.3.	Izračun performansi zrakoplova A320 u fazi krstarenja.....	27
5.3.1.	Tablica krstarenja pri brzini 0.78 Ma.....	28
5.3.2.	Tablica krstarenja dugog doleta.....	30
5.4.	Izračun performansi zrakoplova A320 u fazi spuštanja .....	32
5.5.	Izračun performansi zrakoplova A320 u krugu čekanja.....	35
5.6.	Izračun performansi zrakoplova A320 u slučaju neuspjelog prilaza .....	37
6.	ZAKLJUČAK .....	39
	POPIS LITERATURE .....	40
	POPIS PRILOGA .....	41

# 1. UVOD

Airbus A320 je jedan od najzastupljenijih zrakoplova u komercijalnoj avijaciji. Svakodnevno se obavlja na tisuće letova s ovim tipom zrakoplova na kratkim i srednje dugim relacijama. Kao i svaki drugi zrakoplov, A320 ima određene standarde performansi koje mora zadovoljavati za svoju svrhu, učinkovitost te najbitnije od svega, sigurnost.

Europska agencija za zrakoplovnu sigurnost (u daljnjem tekstu: EASA) je agencija koja ima posebne regulatorne i izvršne zadatke u oblasti sigurnosti civilnog zrakoplovstva. EASA izdaje posebnu regulativu i određuje standarde koje moraju zadovoljavati zrakoplovi CS.25 koji se koriste u civilnom zrakoplovstvu. U standarde su također uključene i performanse zrakoplova u normalnim i izvanrednim uvjetima.

Poseban utjecaj na performanse zrakoplova imaju uvjeti zaleđivanja. Letenje u uvjetima zaleđivanja predstavlja veliku opasnost stoga se zahtjeva opremljenost zrakoplova za let u takvim uvjetima. Led se taloži na prednjim dijelovima zrakoplova koji uključuju nos zrakoplova, napadne bridove krila i uvodnike motora. Taloženje leda nikad nema pozitivan učinak na aerodinamiku i performanse zrakoplova te dovodi do degradacije istih. U uvjetima zaleđivanja se može pronaći više vrsta zaleđivanja, ovisno o ambijentalnim uvjetima koji uključuju temperaturu zraka, sastav oblaka i slično.

Osim poznavanja performansi u normalnim uvjetima važno je poznavanje performansi i u izvanrednim uvjetima kao što su uvjeti zaleđivanja. U ovom radu se upoznaje s regulativom u uvjetima zaleđivanja, performansama zrakoplova u uvjetima zaleđivanja te se isti uspoređuju s performansama u normalnim uvjetima u svrhu uočavanja štetnosti zaleđivanja i degradacije performansi zrakoplova.



## **2. ZAHTJEVI REGULATIVE EASA CS-25 ZA SLUČAJ ZALEĐIVANJA**

### **2.1. Europska agencija za zrakoplovnu sigurnost (EASA)**

Europska agencija za zrakoplovnu sigurnost je agencija koja provodi certificiranje, regulacije i standardizaciju u zrakoplovstvu. EASA sakuplja i analizira podatke vezane za sigurnost i daje preporuke vezane za sigurnosnu zakonodavnost te koordinira sa sličnim organizacijama diljem svijeta. Agencija je preuzela odgovornost za certificiranje svih aeronautičkih produkata, dijelova i uređaja dizajniranih, napravljenih, održavanih ili korištenih od strane osoba pod regulacijom Europske unije. Određene kategorije zrakoplova su namjerno izostavljene iz odgovornosti EASA-e te spadaju pod kontrolu nacionalnih agencija za civilno zrakoplovstvo, primjeri tih kategorija bi bile ultra lake letjelice, eksperimentalne letjelice i baloni. Agencija definira nekoliko klasa zrakoplova, svaka od tih klasa ima svoja pravila za certificiranje, održavanje i popravljanje. [1]

### **2.2. EASA CS-25**

Regulativa *Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes* (Specifikacije za certifikaciju i prihvatljivi načini udovoljavanja za velike zrakoplove) oznake CS-25, propisuje zahtjeve koje moraju zadovoljiti veliki zrakoplovi s turbinskim motorima kako bi se mogli certificirati za sigurnu uporabu od strane EASA-e.

Pod specifikacije za certificiranje spadaju generalne, letačke, strukturalne, dizajnerske i konstrukcijske te pogonske specifikacije. U regulativi se također pronalaze dodaci koji opisuju uvjete zaleđivanja i specifikacije za certificiranje zrakoplova za uvjete zaleđivanja. [2]

### 2.3. CS-25 zahtjevi za uvjete zaleđivanja

Zrakoplovi CS-25 moraju biti usklađeni prema zahtjevima *CS-25 Subpart B* za let u uvjetima zaleđivanja [2].

- (1) Operativna pravila komercijalnih operacija velikih zrakoplova (*CAT.OP.MPA.250*) zahtijevaju da na zrakoplovu, u početnom trenutku pri polijetanju, nema značajne kontaminacije ledom nakon korištenja prikladnih procedura za uklanjanje leda i zaštite od zaleđivanja tijekom priprema na tlu.
- (2) Za certificiranje zrakoplova u letu tijekom uvjeta zaleđivanja, zahtjeva se da zrakoplov zadovoljava određene kvalitete performansi i upravljanja tijekom operacija u uvjetima zaleđivanja. Dodatni uvjeti zaleđivanja koji se trebaju razmatrati su uvjeti zaleđivanja s velikim pothlađenim kapljicama.
- (3) Zbog mogućnosti susreta s velikim pothlađenim kapljicama u uvjetima zaleđivanja, moraju se ispuniti sigurnosni zahtjevi za takve uvjete iako zrakoplov nije certificiran za iste. *CS.25.21(g)* zahtjeva da se ispunjavanju uvjeti za brzinu gubitka uzgona, produžavanja i slijetanja pri takvim meteorološkim uvjetima te da zrakoplov pokazuje adekvatnu sposobnost sigurnog izlaska iz takvih uvjeta.
- (4) Zbog mogućnosti susreta s velikim pothlađenim kapljicama u uvjetima zaleđivanja, mora postojati način indikacije ulaska zrakoplova u uvjete zaleđivanja van onih za koje je certificiran. Zrakoplov mora posjedovati procedure koje će omogućiti siguran izlaz iz takvih uvjeta.
- (5) Zrakoplov se može certificirati za pojedine faze leta u uvjetima zaleđivanja s pothlađenim kapljicama. U te faze leta spadaju polijetanje, krstarenje, krug čekanja, prilaz i slijetanje.

- (6) Let u uvjetima zaleđivanja obuhvaća i fazu nakon izlaska iz uvjeta zaleđivanja ukoliko postoje nakupine leda na zrakoplovu.
- (7) Nije potrebno uzimati u obzir zaleđivanje propelera i komponenti neispravnog motora za određivanje kvalitete upravljanja, također ne treba uzimati u obzir masu akumuliranog leda na zrakoplovu.
- (8) Zbog mogućnosti uzrokovanja separacije struje zraka na krilcima u uvjetima zaleđivanja, potrebno je uzeti u obzir sposobnost zrakoplova tijekom manevara pri brzini upozorenja gubitka uzgona.

## **2.4. CS-25 standardi performansi za uvjete zaleđivanja**

Zrakoplovi CS-25 moraju zadovoljavati standarde performansi za određene faze leta u uvjetima zaleđivanja.

### **2.4.1. Polijetanje**

Brzine polijetanja (CS.25.107.), udaljenost za akceleraciju i zaustavljanje (CS 25.109.), putanja polijetanja (CS 25.111.), duljina polijetanja i duljina zatrčavanja (CS 25.113.), i neto putanja polijetanja (CS 25.115), moraju biti određene za odabrane konfiguracije polijetanja za svaku masu, nadmorsku visinu i ambijentalnu temperaturu unutar operativnih limita u uvjetima zaleđivanja ukoliko, s najkritičnijom akumulacijom "take-off" leda:

- i. Brzina gubitka uzgona pri maksimalnoj masi polijetanja prekoračuje brzinu gubitka uzgona u uvjetima bez zaleđivanja za više od 3 kt CAS ili 3%  $V_{SR}$  ili
- ii. Degradacija gradijenta penjanja je veća od pola degradacije aktualnog neto gradijenta putanje polijetanja.

Za određivanje brzina polijetanja (CS.25.107)  $V_1$ ,  $V_R$  i  $V_2$  za let u uvjetima zaleđivanja mogu se koristiti brzine  $V_{MCG}$ ,  $V_{MC}$ ,  $V_{MU}$  određene za uvjete bez zaleđivanja. [2]

#### 2.4.2. Putanja polijetanja

Za određivanje putanje polijetanja za let u uvjetima zaleđivanja, zračni se dio polijetanja mora bazirati na otporu zrakoplova [2]:

- i. Pri najkritičnijoj akumulaciji "*Take-off*" leda od visine 11 m (35 ft) iznad površine polijetanja do točke na kojoj je zrakoplov 122 m (400 ft) iznad površine polijetanja;
- ii. Pri najkritičnijoj akumulaciji "*Final take-off*" leda od točke na kojoj visina zrakoplova iznosi 122 m (400 ft) iznad površine polijetanja te sve do kraja putanje polijetanja.

#### 2.4.3. Produžavanje: Svi motori ispravni

U konfiguraciji za slijetanje, gradijent penjanja ne smije biti manji od 3.2% s motorima na snazi ili potisku koji je ostvaren osam sekundi nakon pomicanja ručice kontrole potiska od pozicije praznog hoda do pozicije TO/GA<sup>1</sup>: U uvjetima zaleđivanja pri najkritičnijoj akumulaciji "*Landing*" leda i brzinom penjanja  $V_{REF}$  (CS 25.125.). [2]

---

<sup>1</sup> "*Take-off / Go Around*" – Pozicija ručice potiska za ostvarivanje potiska za polijetanje i produžavanje

#### 2.4.4. Penjanje: Jedan motor neispravan

(a) *Konfiguracija u polijetanju s izvučenim stajnim trapom*

Zrakoplov mora imati pozitivan gradijent penjanja za dvomotorne zrakoplove, ne manji od 0.3% za zrakoplove s tri motora, 0.5% za zrakoplove s četiri motora pri brzini  $V_{LOF}$  i neispravnim kritičnim motorom. Nema posebnih zahtjeva za uvjete zaleđivanja.

(b) *Konfiguracija u polijetanju s uvučenim stajnim trapom*

Zrakoplov u trenutku potpunog uvlačenja stajnog trapa te van utjecaja tla, mora postići gradijent od 2.4% za dvomotorne zrakoplove, 2.7% za zrakoplove s tri motora i 3.0% za zrakoplove s četiri motora pri brzini  $V_2$  s neispravnim kritičnim motorom. U uvjetima zaleđivanja pri najkritičnijoj akumulaciji "take-off" leda, zrakoplov mora zadovoljiti navedene uvjete ukoliko brzina  $V_s$  pri maksimalnoj masi polijetanja prekoračuje vrijednost  $V_s$  u normalnim uvjetima za više od 3 kt CAS ili 3%  $V_{SR}$ , ili ukoliko je degradacija gradijenta penjanja veća od pola stvarne neto degradacije gradijenta u polijetanju.

(c) *Konfiguracija u finalnoj fazi polijetanja*

Zrakoplov u rutnoj konfiguraciji mora postići gradijent ne manji od 1.2% za dvomotorne zrakoplove, 1.5% za zrakoplove s tri motora, 1.7% za zrakoplove s četiri motora pri brzini  $V_{FTO}$  i neispravnim kritičnim motorom. U uvjetima zaleđivanja pri najkritičnijoj akumulaciji "final take-off" leda, zrakoplov mora zadovoljiti navedene uvjete ukoliko brzina  $V_s$  pri maksimalnoj masi polijetanja prekoračuje vrijednost  $V_s$  u normalnim uvjetima za više od 3 kt CAS ili 3%  $V_{SR}$ , ili ukoliko je degradacija gradijenta penjanja veća od pola stvarne neto degradacije gradijenta u polijetanju.

(d) *Konfiguracija za prilaz*

Zrakoplov u prilaznoj konfiguraciji mora postići gradijent penjanja ne manji od 2.1% za dvomotorne zrakoplove, 2.4% za zrakoplove s tri motora, 2.7% za zrakoplove s četiri motora, s neispravnim kritičnim motorom pri maksimalnoj masi za slijetanje te uvučenim stajnim trapom i pri brzini ne manjoj od  $1.4 V_{SR}$ . U uvjetima zaleđivanja pri najkritičnijoj akumulaciji "*approach*" leda, brzina penjanja izabrana za normalne uvjete se može koristiti ukoliko brzina penjanja za uvjete zaleđivanja ne prekoračuje vrijednost u normalnim uvjetima za više od 3 kt ili 3%. [2]

#### 2.4.5. Putanja rutne faze

Neto putanja leta zrakoplova s jednim neispravnim motorom mora predstavljati stvarne performanse penjanja umanjene za gradijent penjanja od 1.1% za dvomotorne zrakoplove, 1.4% za zrakoplove s tri motora, 1.6% za zrakoplove s četiri motora, u uvjetima zaleđivanja s najkritičnijom akumulacijom "*en-route*" leda ukoliko  $1.18 V_{SR}$  s akumulacijom leda prekoračuje rutnu brzinu za normalne uvjete za više od 3 kt ili 3%  $V_{SR}$ , ili ukoliko je degradacija gradijenta penjanja veća od pola stvarne neto degradacije gradijenta. [2]

#### 2.4.6. Slijetanje

Horizontalna udaljenost potrebna za slijetanje i potpuno zaustavljanje od točke 15 m (50 ft) iznad visine površine slijetanja se mora posebno odrediti za uvjete zaleđivanja ukoliko  $V_{REF}$  u uvjetima zaleđivanja prekoračuje vrijednost  $V_{REF}$  u normalnim uvjetima za više od 5 kt CAS pri maksimalnoj masi za slijetanje. [2]

### **3. UVJETI ZALEĐIVANJA**

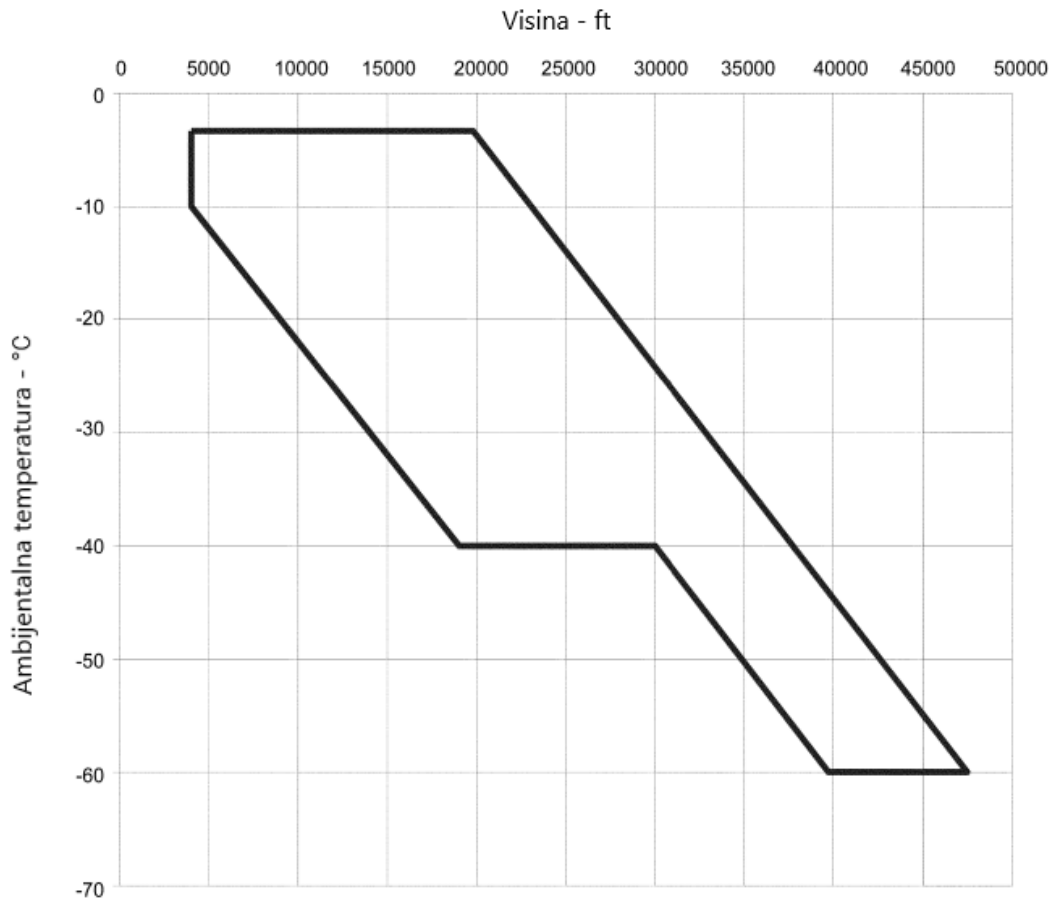
U avijaciji se uvjetima zaleđivanja smatraju atmosferski uvjeti koji mogu uzrokovati formaciju leda na zrakoplovu. Akumulacija leda utječe na aerodinamičke sposobnosti i performanse zrakoplova te je uzročnik popriličnog broja zrakoplovnih incidenata i u najgorem slučaju fatalnih nesreća. Osim poznavanja utjecaja zaleđivanja, važna je također i detekcija takvih uvjeta te opremanje zrakoplova zaštitom protiv zaleđivanja i opremom za odleđivanje.

#### **3.1. Formacija leda**

Da bi došlo do akumulacije leda na konstrukciji zrakoplova "vidljiva vlažnost" mora biti u tekućem stanju. Ukoliko je vlaga u zraku prehladna te dolazi do pojave ledenih kristala, kao što je primjer u visokim oblacima i suhom snijegu, led će se samo odbijati od površine zrakoplova bez akumulacije stoga se može zaključiti da formacija leda na površinama zrakoplova ima temperaturni raspon vanjske temperature zraka. Temperature u rasponu od  $+5^{\circ}\text{C}$  do  $-15^{\circ}\text{C}$  su najpovoljnije za nastanak leda na zrakoplovu. Na temperaturama ispod  $-15^{\circ}\text{C}$ , vlaga je u nekim slučajevima već potpuno kristalizirana te daljnjim smanjenjem temperature se smanjuje i povoljnost uvjeta za nastanak leda. Mogućnost nastanka leda pri temperaturama višim od  $0^{\circ}\text{C}$  postoji kad zrakoplov leti kroz hladan zrak, te na taj način ohladi svoje površine na negativne temperature, i onda uđe u vlažan zrak koji stvara led na površinama zrakoplova.

Uzimajući u obzir standardni temperaturni gradijent smanjenja temperature za  $2^{\circ}\text{C}$  na svakih 1000 ft promjene visine, zaključuje se da je najopasnije područje za let 2500 ft ispod razine nulte izoterme pa sve do visine 7500 ft iznad. Iznimka ranije navedenim tvrdnjama su kumulus oblaci. Oni zbog naglog vertikalnog uzdizanja, u uvjetima nestabilne atmosfere, velikom brzinom uzdižu kapljice vode ne dajući im dovoljno

vremena da se zalede te tako ostanu u tekućem stanju i pri temperaturama nižim od 40°C. Takve kapljice se nazivaju pothlađene kapljice i predstavljaju najveću opasnost.



Slika 1. Envelopa konvektivnih oblaka, [3]

Unutar envelope na slici 1. određena je količina udjela vode bazirana na adijabatskoj promjeni temperature definiranom konvektivnim uzdizanjem zraka relativne vlažnosti 90% od visine razine mora do velikih visina. Uočljivo je da postoje nekristalizirane čestice vode koje mogu uzrokovati nastajanje leda pri jako velikim visinama zbog utjecaja oblaka vertikalnog razvoja. [3]



## 3.2. Vrste leda

Uvjeti zaleđivanja postoje kada zrak sadrži pothlađene kapljice vode. Veličina pothlađenih kapljica vode ima veliki utjecaj na akumulaciju leda, a temperatura zraka na vrstu strukturalnog leda. Do zaleđivanja zrakoplova ne može doći u čistom zraku nego samo u vidljivoj vlažnosti poput oblaka, magle, rosulje i u nekim slučajevima snijega. Zaleđivanje dovodi do gubitka snage, uzgona i potiska te povećanja otpora i mase zrakoplova. Vrste leda se dijele na tri glavne kategorije: prozirni led, neprozirni led (inje) i miješani led.

### 3.2.1. Prozirni led

Vrsta leda koji nastaje formiranjem velikih kapljica vode, primarno se pronalazi u formacijama kumulus oblaka. U trenutku doticaja ovih velikih vodenih kapljica s površinom zrakoplova nema trenutnog zaleđivanja nego se širi preko površine u smjeru zračne struje te se zaleđuje tijekom širenja. Ukoliko je proces kristalizacije spor veća površina će biti pod utjecajem leda. Prozirni led može limitirati otklone pomičnih kontrolnih površina ili zalediti staljni trap u jednom od položaja. Teško se uklanja s površine zrakoplova čak i u toplom zraku. Zbog velikog udjela vlažnosti u kumulusima, brzina nastanka leda, tijekom leta kroz oblak, je jako visoka. Ovaj tip zaleđivanja se očekuje u kumuliformnim oblacima na hladnim frontama, blizu oluja i bilo kakvih konvekcija. Nužan je izlazak iz navedenih uvjeta zaleđivanja jer predstavljaju veliku opasnost, pogotovo za manje zrakoplove generalne avijacije. [4]

### 3.2.2. Neprozirni led (Inje)

Inje je vrsta granuliranog, neprozirnog i grubog leda koji nastaje zbog doticaja malih kapljica vode s površinom zrakoplova. Ovaj tip leda se najčešće pronalazi u stratiformnim oblacima jer oni imaju jako malo vertikalnog strujanja te zbog toga ne mogu podržati velike kapljice vode. Tijekom zaleđivanja male kapljice vode stvaraju kristalnu strukturu na površinama zrakoplova. Stratiformni oblaci imaju manje vlage nego kumuliformni te zbog toga imaju manji brzinu akumulacije leda i lako se skida s površina pri prvim doticajem s čistim zrakom. To se najčešće ostvaruje sublimacijom pri brzinama krstarenja iako su temperature ispod nule. Ovaj tip leda ima manju masu nego prozirni led jer su mjehurići zraka zarobljeni unutar sloja leda, upravo zbog toga gubi prozirnost i lako je lomljiv. Inje se najčešće susreće prolaskom kroz maglu i sumaglicu i prolaskom kroz toplu frontu. Iako je brzina akumulacije leda manja, potrebno je izbjegavati takva područje te ulaskom u ista tražiti najbrži izlaz van jer bilo kakav led ima loš utjecaj na performanse zrakoplova i sigurnost. [4]

### 3.2.3. Miješani led

Miješani led je kombinacija prozirnog i neprozirnog leda. Najčešće se pronalazi u sporim hladnim frontama ili brzim toplim frontama. Poprima srednje karakteristike dvaju tipova i potrebno ga je izbjegavati jer ima negativan utjecaj na performanse zrakoplova i sigurnost. [4]

### **3.3. Ledena kiša**

Ledena kiša je fenomen koji nastaje na granicama fronti kad se s jedne strane fronte nalazi temperatura malo iznad 0°C, a s druge strane fronte temperatura malo ispod 0°C. Najčešće se pronalazi kod tople fronte, ali postoji mogućnost nastanka i kod hladne fronte.

Ledena kiša kreće kao kapljice vode koje se kondenziraju i padaju iz toplog sektora tople fronte. Prolaskom kapljica kroz hladan zrak dolazi do hlađenja te u doticaju s površinom zrakoplova se razbijaju, šire i formiraju kao prozirni led. Brzina akumulacije leda je ekstremno velika i predstavlja veliki sigurnosni problem.

Ledena kiša nastaje samo ako kapljice prođu mali put u hladnom sektoru prije doticaja s površinom zrakoplova, ta udaljenost iznosi par stotina stopa. Ukoliko kapljice prođu veliki put, one se zaleđuju i pretvaraju u ledene kuglice. Ledene kuglice su indicacija postojanja ledene kiše na većoj visini. [4]

### **3.4. Mraz**

Mraz nastaje kad je površina zrakoplova izložena hladnim i čistim vremenskim uvjetima pri maloj temperaturnoj razlici temperature zraka i točke rosišta. Mraz ima isti utjecaj na performanse i aerodinamičke sposobnosti zrakoplova kao i led, stoga ga je vrlo važno ukloniti prije započinjanja zračnih operacija. Mraz se uklanja operativnim procedurama za odleđivanje i protiv zaleđivanja. Veliku pažnju treba obratiti na pokretljivost kontrolnih površina nakon izvršenja procedura da se utvrdi funkcionalnost te da se ne ugrozi sigurnost letenja. [4]

## **4. DEGRADACIJA PERFORMANSI U UVJETIMA ZALEĐIVANJA**

Let u uvjetima zaleđivanja može dovesti do akumulacije leda na krilima, trupu, repu, pogonskim uređajima, stajnom trapu i senzorskim uređajima na zrakoplovu. Akumulacija leda na senzorskim uređajima može dovesti do krivih očitavanja vrijednosti i na taj način poremetiti kalkulacije u računalu zrakoplova te u najgorim slučajevima dovesti do potpunog gubitka vanjskih informacija. Iako senzorski uređaji imaju veliki utjecaj na izračunavanje performansi zrakoplova i njihove greške mogu promijeniti postavke performansi, oni ne utječu direktno na performanse zrakoplova. Stoga, degradaciju performansi možemo podijeliti na degradaciju aerodinamičkih performansi i degradaciju performansi pogonskih sustava.

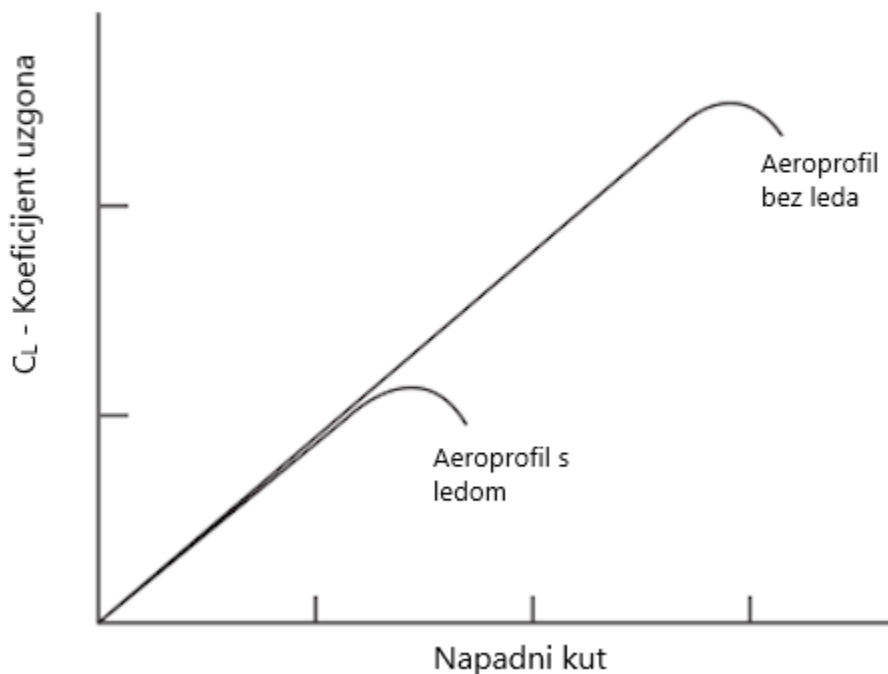
### **4.1. Degradacija aerodinamičkih performansi**

Akumulacija leda na površinama zrakoplova modificira strujanje zraka preko površina aeroprofila što dovodi do smanjenja uzgona, povećanja otpora i pomaka centra potiska. Pomak centra potiska utječe na longitudinalnu stabilnost zrakoplova i potrebe trimanja oko lateralne osi. Smanjenje uzgona generiranog na horizontalnom stabilizatoru također utječe na longitudinalnu stabilnost. Promjena strujanja zraka oko aeroprofila dovodi do promjene distribucije tlaka, što može uzrokovati nejednoliko djelovanje uzgona na krilima i smanjiti utjecaj kontrolnih površina.

Aerodinamički efekti leda na aeroprofil su funkcija lokacije leda s obzirom na distribuciju tlaka na aeroprofilu, omjer visine oblika leda i tetive duljine krila (omjer  $k/C$ ), i geometriju oblika leda. Čak i male količine leda koje uzrokuju grubu površinu aeroprofila uzrokuju značajne aerodinamičke efekte. U svim slučajevima, efekti najviše ovise o napadnom kutu aeroprofila. Akumulacija leda dovodi do smanjenja maksimalnog napadnog kuta i povećanja brzine gubitka uzgona što također uzrokuje potrebu za većim

prilaznim brzinama kao što je prikazano na slici 2. Promjene brzine polijetanja i slijetanja imaju direktan utjecaj na potrebnu duljinu zatrčavanja i zaustavljanja. Ukoliko se povećanjem potrebne duljine prekoračuje raspoloživa duljina, zrakoplov više neće zadovoljavati uvjete za tu uzletno-sletnu stazu.

Akumulacija leda na horizontalnom stabilizatoru može uzrokovati gubitak uzgona na horizontalnom stabilizatoru. Uloga horizontalnog stabilizatora je stvaranje sile prema dolje, suprotno od smjera uzgona. To se ostvaruje negativno zakrivljenim aeroprofilom. Gubitak uzgona na stabilizatoru bi značio gubitak stabilnosti zrakoplova jer bi se gubitkom utjecaja stabilizatora stvorio veliki moment nosa prema dolje. Moment nosa prema dolje bi pridonio gubitku uzgona jer bi se negativni napadni kut nastavio povećavati. [5]



Slika 2. Ovisnost koeficijenta uzgona o napadnom kutu, izvor: [5]

## 4.2. Degradacija performansi pogonskih sustava

Tijekom leta u uvjetima zaleđivanja može doći do zaleđivanja pogonskog sustava zrakoplova, točnije uvodnika motora. Zaleđivanje se najviše događa na napadnim rubovima uvodnika te svojom akumulacijom, led smanjuje performanse motora. Performanse se smanjuju jer se smanjuje dotok zraka kroz uvodnik i također može doći do usisavanja komadića leda koji se parcijalno tope i smanjuju učinak motora.

Usisavanje leda ne mora biti isključivo iz nakupina leda na uvodniku nego se može uzrokovati letom kroz visoke oblake koji sadrže ledene kristale. Ovaj tip degradacije se zove efekt ledenih kristala. Usisavanje takvih kristala ne aktivira konvencionalne detektore leda. Usisavanje ovog tipa leda dovodi do smanjenja potiska zbog direktnih i indirektnih efekata prolaska leda te može dovesti do oštećenja motora. Naznaka efekta ledenih kristala je postepeno gubljenje broja okretaja motora i simultani rast temperature ispušnih plinova.

Zaleđivanje na motoru, smanjenjem dotoka zraka i na taj način smanjenjem potiska, povećava potrebnu duljinu zatrčavanja i smanjuje gradijent penjanja. Ukoliko povećanje potrebne duljine zatrčavanja prelazi vrijednost raspoložive duljine te ukoliko smanjenje gradijenta penjanja prelazi ispod vrijednosti minimalnog zahtijevanog gradijenta penjanja za aerodrom, avion neće moći zadovoljiti sigurnosne uvjete tog aerodroma.

Gubitak snage motora tijekom leta uzorkovan zaleđivanjem može smanjiti dolet zrakoplova te povećati potrošnju ukoliko postoji potreba za održavanjem profila leta većom postavkom snage.

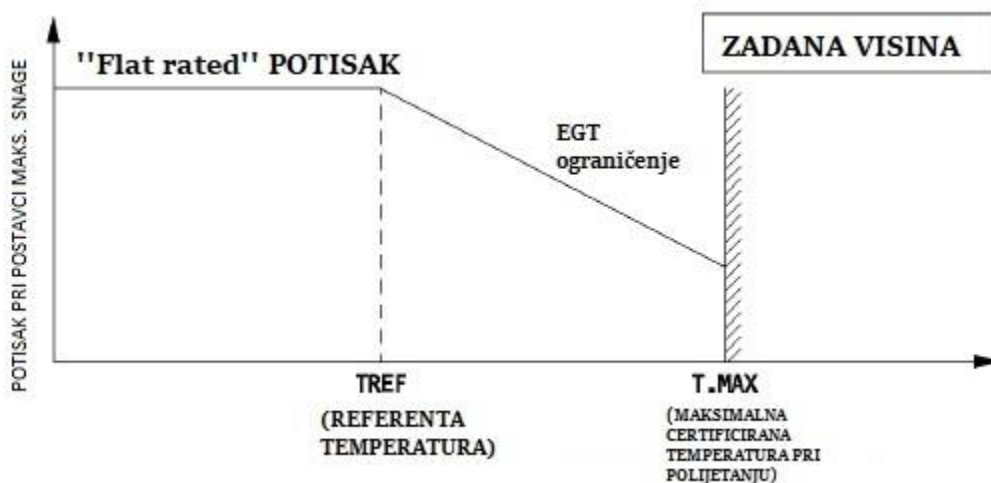
Osim uvjeta zaleđivanja, sustavi protiv zaleđivanja i sustavi za odleđivanje također za svoje potrebe koriste dio raspoložive snage motora. To se ostvaruje na način da se topli zrak odvede s kompresora ili grijačima na električnu energiju. Korištenje navedenih sustava smanjuje performanse zrakoplova, ali u puno manjoj mjeri nego zaleđivanje te je ključno za efikasnu provedbu leta i njegovu sigurnost. [6]

## 5. IZRAČUN PERFORMANSI ZRAKOPLOVA A320 U UVJETIMA ZALEĐIVANJA

### 5.1. Izračun performansi zrakoplova A320 u fazi polijetanja

Optimizacija polijetanja se izračunava za zadanu uzletno-sletnu stazu i njene prepreke te za zadane uvjete temperature, vjetra, QNH tlaka i postavke zakrilaca. Izračun donosi maksimalnu dopuštenu masu pri polijetanju ili maksimalnu temperaturu polijetanja pri trenutnoj masi.

Potisak proizveden u motorima prikazan je na slici 3.



Slika 3. Proizvedeni potisak s obzirom na temperaturu, [7]

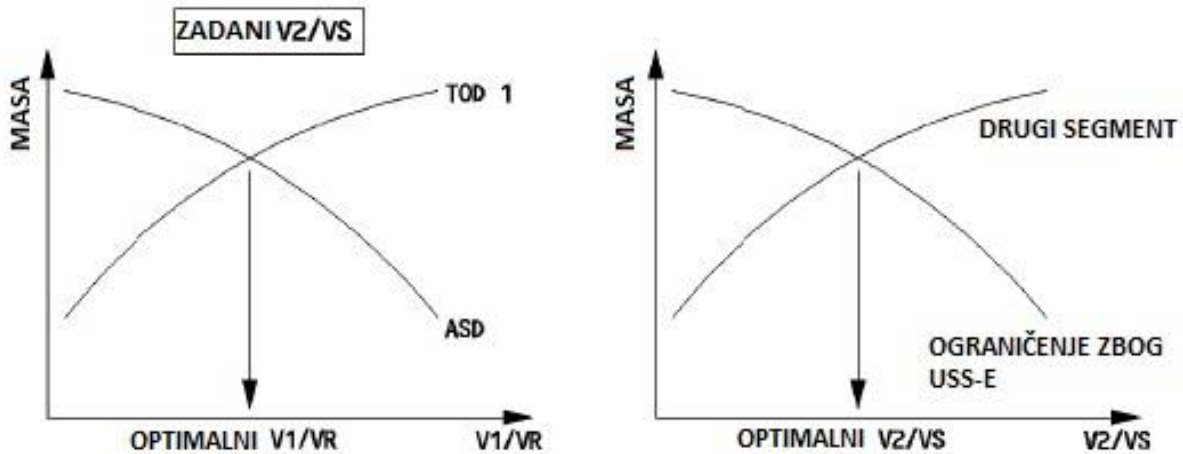
Optimizacijski proces izračunava brzinu koja omogućuje maksimalnu masu pri polijetanju. Da bi se to ostvarilo, u obzir se uzimaju različita ograničenja pri polijetanju kao što su  $TOD^2$ ,  $ASD^3$ ,  $TDR^4$ , drugi segment i ostalo.

<sup>2</sup> TOD – *Take-off distance* – Duljina polijetanja

<sup>3</sup> ASD – *Accelerate-stop distance* – Duljina potrebna za ubrzanje do V1 i zaustavljanje

<sup>4</sup> TDR – *Take-off distance required* – Potrebna duljina za polijetanje

Proces optimizacije prikazan je na slici 4.



Slika 4. Optimalni omjeri  $V_1/V_R$  i  $V_2/V_S$ , [7]

Performanse dvomotornog zrakoplova su generalno ograničene slučajem otkaza motora. Optimalni  $V_2/V_S$  i optimalni  $V_1/V_R$  su jedinstveni.

Tablice i grafovi polijetanja su izračunati za specifičnu verziju zrakoplova. Tablice i grafovi su napravljeni za dvije konfiguracije i četiri vrijednosti vjetra za svaku pojedinu konfiguraciju. Na taj način se omogućava biranje konfiguracije koja omogućava ili maksimalnu dopuštenu masu pri polijetanju ili maksimalnu fleksibilnu temperaturu za danu masu.

Ako različite konfiguracije ostvaruju ekvivalentne performanse, odabire se konfiguracija koja omogućava manju brzinu polijetanja.

Tablice brzih referenci (engl. *Quick reference tables*) se koriste da bi se posadi zrakoplova omogućilo brzo izračunavanje performansi polijetanja na aerodromima koji ih nemaju objavljene.



Sve tablice i grafovi također omogućuju izračun pri zadanim uvjetima (korištenje klimatizacije, sustava protiv zaleđivanja i slično). Ako su stvarni uvjeti polijetanja drugačiji onda se moraju primijeniti ispravke. Ispravke su tablično prikazane na slici 5.

<b>ISPRAVKE TEMPERATURE UKOLIKO SE IZVODI "FLEX" POLIJETANJE</b>		<b>ISPRAVKE MASE UKOLIKO SE IZVODI POLIJETANJE S MAKSIMALNIM POTISKOM</b>
Nema korekcije	QNH iznad 1013 hPa	Nema korekcije
Oduzeti 1°C / 3 hPa	QNH ispod 1013 hPa	Oduzeti 110 kg / hPa
Oduzeti 5°C	Sustav protiv zaleđivanja u motorima *	Nema korekcije
Oduzeti 8°C	Potpuni sustav protiv zaleđivanja *	Oduzeti 2000 kg
Oduzeti 3°C	Upaljena klimatizacija	Oduzeti 1900 kg

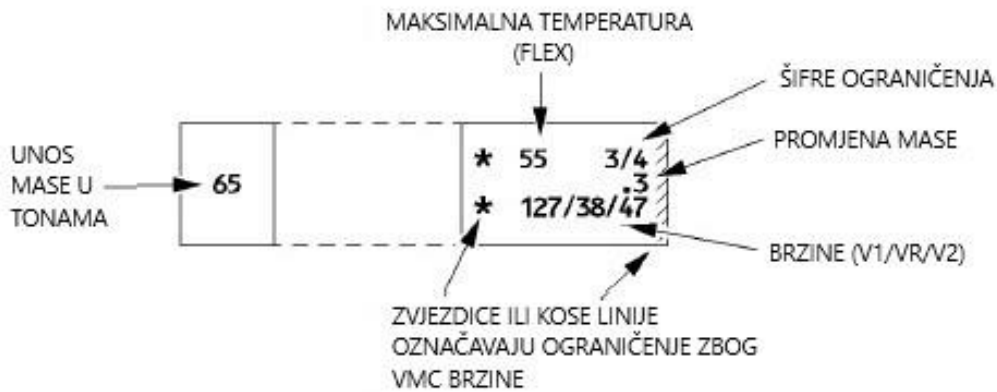
*Slika 5. Tablica ispravaka za polijetanje, [7]*

U tablici na slici 5. se pronalaze ispravke temperature i mase pri polijetanju. Uvjeti za ispravke su vrijednost QNH tlaka iznad standardnog, vrijednost QNH tlaka ispod standardnog, uključeni sustavi protiv zaleđivanja u motorima, uključeni svi sustavi protiv zaleđivanja i uključena klimatizacija zrakoplova.

### 5.1.1. Izračun performansi polijetanja metodom unosa mase i metodom unosa temperature

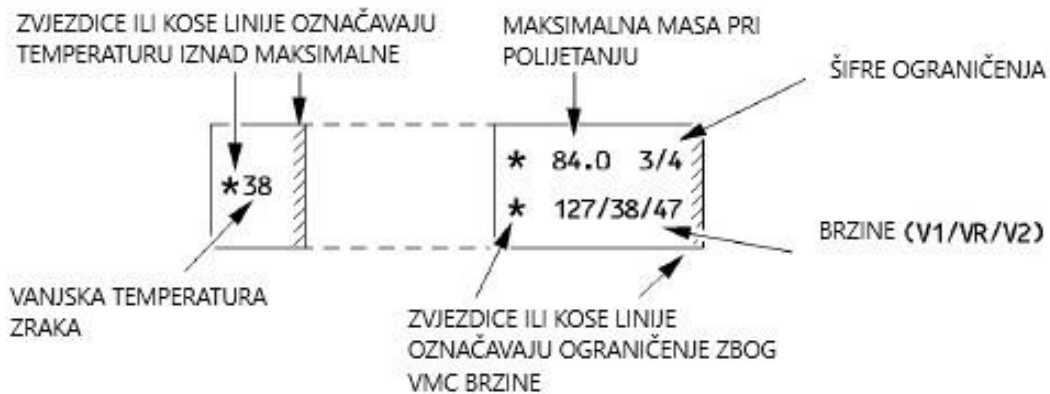
Korištenjem tablica za izračun performansi zrakoplova u polijetanju metodom unosa mase ili metodom unosa temperature i korištenjem ispravaka za uvjete zaleđivanja, dobivaju se performanse zrakoplova u uvjetima zaleđivanja.

Iščitavanje vrijednosti iz tablica unosa mase grafički je prikazano na slici 6.



Slika 6. Iščitavanje vrijednosti iz tablica polijetanja metodom unosa mase, [7]

Iščitavanje vrijednosti iz tablica unosa temperature grafički je prikazano na slici 7.



Slika 7. Iščitavanje vrijednosti iz tablica polijetanja metodom unosa temperature, [7]

A320XXX		ENGINES		AIRPORT NAME				15L		VERSION DATE
QNH 1013.25 HPA		Elevation 489 FT		TORA 3000 M		15L		A0000000 **V20		
Air cond. AC OFF		Isa temp 14 C		TODA 3100 M		4 obstacles		DRY		
Anti-icing AI OFF		rwy slope .08 %		ASDA 3000 M						
All reversers operating										
No reversers on dry runway										
WEIGHT 1000 KG	CONF 1 + F				CONF 2					
	TAILWIND -10 KT	TAILWIND -5 KT	WIND 0 KT	HEADWIND 10 KT	TAILWIND -10 KT	TAILWIND -5 KT	WIND 0 KT	HEADWIND 10 KT		
80	-18 4/6 0.0 155/56/58	9 4/6 0.0 154/57/59	37 4/6 0.0 153/55/57	45 4/6 0.6 155/56/58	-15 4/6 0.0 153/53/58	12 4/6 0.0 151/52/57	40 4/6 0.1 150/51/56	46 3/4 0.3 152/53/58		
76	44 4/6 0.1 141/49/51	48 4/6 0.2 148/50/52	51 3/4 0.4 153/53/55	52 2/4 0.3 152/52/53	44 4/6 0.3 140/45/49	48 4/6 0.4 146/47/51	51 3/4 0.4 150/50/54	52 2/4 0.4 150/50/55		
72	53 4/6 0.3 145/46/48	56 3/4 0.2 148/48/50	59 3/4 0.0 152/52/53	60 3/4 0.4 154/54/55	53 3/4 0.4 142/43/47	56 3/4 0.2 146/46/50	58 3/4 0.5 149/49/53	60 3/4 0.3 151/51/55		
68	61 3/4 0.3 144/44/45	63 3/4 0.5 148/48/49	65 3/4 0.6 151/51/52	67 3/4 0.3 153/53/54	61 3/4 0.3 142/42/45	63 3/4 0.5 145/45/48	65 3/4 0.4 148/48/52	66 4/4 0.6 149/49/53		
64	68 3/4 0.5 143/43/44	69 3/4 1.1 147/47/48	69 3/4 2.2 151/51/52	69 3/4 3.0 153/53/54	68 3/4 0.6 141/41/44	69 3/4 1.0 144/44/47	69 4/4 2.0 147/47/50	69 4/4 2.7 147/47/50		
60	69 3/4 4.0 143/43/44	* 69 7/9 * 0.0 * 114/32/33	* 69 7/9 * 0.0 * 114/32/33	* 69 7/9 * 0.0 * 114/32/33	69 3/4 4.0 141/41/44	* 69 7/9 * 0.0 * 112/26/29	* 69 7/9 * 0.0 * 112/26/29	* 69 7/9 * 0.0 * 112/26/29		
56	* 69 7/9 * 0.0 * 114/27/29	* 69 7/9 * 0.0 * 114/27/29	<b>DO NOT USE FOR OPERATIONAL PURPOSE</b>				* 69 7/9 * 0.0 * 112/21/24	* 69 7/9 * 0.0 * 112/21/24		
52	* 69 7/9 * 0.0 * 114/22/24	* 69 7/9 * 0.0 * 114/22/24					* 69 7/7 * 0.0 * 112/19/22	* 69 7/7 * 0.0 * 112/19/22		
48	* 69 7/7 * 0.0 * 115/20/22	* 69 7/7 * 0.0 * 115/20/22					* 69 7/7 * 0.0 * 115/20/22	* 69 7/7 * 0.0 * 113/18/22		
<b>GRAD1/GRAD2 (KG/C)</b>										
	50/*****	50/*****	60/*****	60/ 460	50/*****	50/*****	60/*****	50/ 470		
<b>INFLUENCE OF RUNWAY CONDITION</b>										
<b>WET</b>	-1.4/ -3 -11/ -1/ -1 (+69) -1.4/ -3 -11/ 0/ 0	-1.1/ -3 -10/ -1/ -1 (+69) -1.1/ -3 -10/ 0/ 0	-0.7/ -2 -9/ -2/ -2 (+69) -0.7/ -2 -9/ 0/ 0	-0.7/ -2 -8/ -2/ -2 (+69) -0.7/ -2 -8/ 0/ 0	-1.3/ -3 -10/ 0/ 0 (+69) -1.3/ -3 -10/ 0/ 0	-1.3/ -3 -9/ -4/ -4 (+69) -1.3/ -3 -9/ 0/ 0	-0.4/ -1 -7/ -2/ -2 (+69) -0.4/ -1 -7/ 0/ 0	-0.2/ -1 -5/ 0/ 0 (+69) -0.2/ -1 -5/ 0/ 0		
<b>D QNH HPA</b>	<b>INFLUENCE OF DELTA PRESSURE</b>									
<b>-10.0</b>	-0.8/ -2 0/ 0/ -1 (+61) -0.8/ -2 0/ 0/ 0	-1.2/ -3 0/ 0/ -1 (+61) -1.2/ -3 0/ 0/ 0	-0.7/ -2 -1/ -1/ -1 (+61) -0.7/ -2 -1/ 0/ 0	-0.7/ -2 -1/ -1/ -1 (+61) -0.7/ -2 -1/ 0/ 0	-0.7/ -2 0/ 0/ 0 (+61) -0.7/ -2 0/ 0/ 0	-0.7/ -2 0/ 0/ -1 (+61) -0.7/ -2 0/ 0/ 0	-0.7/ -2 0/ 0/ -1 (+61) -0.7/ -2 0/ 0/ 0	-0.7/ -2 0/ 0/ -1 (+61) -0.7/ -2 0/ 0/ 0		
<b>+10.0</b>	+0.2/ 0 0/ 0/ 0 (+69) +0.2/ 0 0/ 0/ 0	+0.2/ 0 0/ 0/ 0 (+69) +0.2/ 0 0/ 0/ 0	0.0/ 0 0/ 0/ 0 (+69) 0.0/ 0 0/ 0/ 0	+0.2/ 0 0/ 0/ 0 (+69) +0.2/ 0 0/ 0/ 0	+0.2/ 0 0/ 0/ 0 (+69) +0.2/ 0 0/ 0/ 0	+0.2/ 0 0/ 0/ 0 (+69) +0.2/ 0 0/ 0/ 0	+0.2/ 0 0/ 0/ 0 (+69) +0.2/ 0 0/ 0/ 0	+0.2/ 0 +1/ +1/ +1 (+69) +0.2/ 0 +1/ +1/ +1		
LABEL FOR INFLUENCE DW (1000 KG) DT/FLEX DV1-DWR-DV2 (KT) (TYMC DAT C) DW (1000 KG) DT/FLEX DV1-DWR-DV2 (KT)	DAT C DW CODES V1min/V1R/V2 (kt) LIMITATION CODES 1=1st segment 2=2nd segment 3=runway length 4=obstacles 5=tire speed 6=brake energy 7=max weight 8=final take-off 9=VMU	* VMU * LIMITATION	Tref (DAT) = 44 C Tmax (DAT) = 54 C	Min acc height 515 FT Max acc height 1934 FT Min V1/VR/V2 = 115/20/22 CHECK VMU LIMITATION Correct. V1/VR/V2 = 1.0 KT/1000 KG	Min acc height 515 FT Min QNH alt 1004 FT Max acc height 1934 FT Max QNH alt 2423 FT					

Slika 8. Primjer tablice polijetanja za metodu unosa mase, [7]

Prema tablici na slici 8. u normalnim uvjetima, pri masi od 76 t i konfiguraciji 1+F bez vjetra, maksimalna temperatura zraka za fleksibilno polijetanje iznosi 51°C, a brzine iznose 153/153/155 kt.

U uvjetima zaleđivanja uz korištenje potpunih sustava protiv zaleđivanja potrebno je, prema tablici ispravaka sa slike 5., oduzeti 2000 kg od mase polijetanja te ulaskom u tablicu na slici 8. napraviti interpolaciju za dobivanje novih vrijednosti.

U tablicu se ulazi novom masom od 74 t te se interpolacijom vrijednosti, za istu konfiguraciju, dobiva maksimalna temperatura zraka u iznosu od 55°C i profil brzina 152.5/152.5/154 kt.

Postupak je označen crvenom bojom, rješenje u normalnim uvjetima plavom bojom.



A320XXX	ENGINES		AIRPORT NAME				15L	VERSION	DATE	
QNH	1013.25 HPA		Elevation	489 FT	TORA	3000 M		DRY	AXXXXXXX	**V20
Air cond.	AC OFF		Isa temp	14 C	TODA	3000 M				
Anti-icing	AI OFF		rwyt slope	.08 %	ASDA	3000 M	4 obstacles			
All reversers operating	No reversers on dry runway									
OAT	CONF 1+F			CONF 2						
C	TAILWIND -10 KT	TAILWIND -5 KT	WIND 0 KT	HEADWIND 10 KT	HEADWIND 20 KT	TAILWIND -10 KT	TAILWIND -5 KT	WIND 0 KT	HEADWIND 10 KT	HEADWIND 20 KT
-20	80.2 4/6 156/56/58	82.0 4/6 162/62/64	83.5 3/4 167/76/69	84.8 3/4 170/70/72	85.8 3/4 173/73/75	80.4 4/6 154/54/59	81.9 3/4 158/58/64	83.4 3/4 164/64/69	84.4 3/4 167/67/72	85.2 2/4 169/69/74
-10	79.5 4/6 153/56/58	81.3 4/6 159/59/62	83.1 4/6 164/64/66	84.3 3/4 167/67/69	85.3 3/4 171/71/72	79.7 4/6 151/52/57	81.4 4/6 156/56/62	82.9 3/4 161/61/66	84.0 3/4 164/64/69	84.9 3/4 167/67/72
0	78.8 4/6 151/54/57	80.6 4/6 156/57/59	82.5 4/6 162/62/64	83.7 3/4 165/65/67	84.7 3/4 168/68/70	79.0 4/6 149/51/56	80.8 4/6 154/54/60	82.4 3/4 159/59/64	83.5 3/4 162/62/67	84.5 3/4 165/65/70
10	78.2 4/6 148/53/55	80.0 4/6 154/57/59	81.8 4/6 159/60/62	83.1 4/6 163/63/65	84.2 3/4 166/66/67	78.4 4/6 147/50/54	80.2 4/6 152/52/58	81.9 3/4 156/56/62	83.0 3/4 159/59/65	83.9 3/4 162/63/68
20	77.6 4/6 146/51/53	79.3 4/6 151/55/57	81.1 4/6 157/57/60	82.5 4/6 160/60/62	83.6 4/6 163/63/65	77.7 4/6 145/48/52	79.5 4/6 150/51/56	81.3 4/6 154/54/60	82.4 3/4 157/57/63	83.4 3/4 160/61/66
30	76.9 4/6 144/50/52	78.7 4/6 149/54/56	80.5 4/6 154/57/60	81.8 4/6 158/58/60	83.0 4/6 161/61/63	77.1 4/6 143/46/50	78.9 4/6 148/50/55	80.7 4/6 153/53/58	81.9 3/4 155/56/61	82.9 3/4 158/59/64
32	76.8 4/6 144/50/52	78.6 4/6 149/53/55	80.4 4/6 154/56/58	81.7 4/6 157/58/60	82.9 4/6 161/61/63	77.0 4/6 142/45/50	78.7 4/6 147/50/55	80.6 4/6 152/53/58	81.8 4/6 155/56/60	82.8 3/4 157/59/64
34	76.7 4/6 143/50/52	78.4 4/6 148/53/55	80.2 4/6 154/56/58	81.5 4/6 157/57/60	82.8 4/6 160/60/62	76.9 4/6 142/45/50	78.6 4/6 147/50/55	80.5 4/6 152/52/57	81.7 4/6 154/55/60	82.7 3/4 157/58/64
36	76.6 4/6 143/49/52	78.4 4/6 148/52/54	80.1 4/6 153/56/58	81.4 4/6 156/57/59	82.7 4/6 160/60/62	76.8 4/6 141/45/50	78.5 4/6 146/50/55	80.3 4/6 151/52/57	81.6 4/6 154/55/60	82.6 3/4 157/58/63
38	76.5 4/6 142/49/52	78.3 4/6 147/52/54	80.0 4/6 153/56/58	81.3 4/6 156/58/60	82.6 4/6 159/60/62	76.7 4/6 141/45/50	78.4 4/6 146/48/53	80.2 4/6 151/52/57	81.5 4/6 154/54/59	82.5 3/4 156/58/63
40	76.4 4/6 142/49/52	78.2 4/6 147/52/54	79.9 4/6 152/56/58	81.2 4/6 156/58/60	82.5 4/6 159/59/61	76.6 4/6 141/45/50	78.3 4/6 146/48/53	80.1 4/6 150/51/56	81.4 4/6 153/54/59	82.4 3/4 156/57/63
42	76.3 4/6 142/49/51	78.0 4/6 147/52/54	<b>DO NOT USE FOR OPERATIONAL PURPOSE</b>						81.3 4/6 153/54/59	82.3 3/4 156/57/62
44	76.1 4/6 142/49/51	77.9 4/6 146/51/53							81.1 4/6 153/53/58	82.1 3/4 155/57/62
46	75.5 4/6 142/48/51	77.2 4/6 147/51/53	78.9 4/6 152/55/57	80.2 4/6 155/56/58	80.7 2/4 154/56/58	75.7 4/6 141/45/49	77.3 4/6 145/47/52	79.1 4/6 150/50/55	80.3 3/4 152/53/58	80.7 2/4 152/55/60
48	74.5 4/6 143/48/50	76.2 4/6 148/50/52	77.9 4/6 153/53/55	79.1 4/6 155/56/57	79.3 2/4 153/55/57	74.7 4/6 141/44/48	76.4 4/6 146/47/51	78.0 3/4 150/50/55	79.1 3/4 152/53/57	79.5 4/8 155/58/63
50	73.6 4/6 143/47/49	75.3 4/6 148/49/51	76.9 4/6 153/53/55	77.9 4/6 154/54/56	77.9 2/4 151/54/55	73.8 4/6 142/42/46	75.4 4/6 146/47/51	76.9 3/4 150/50/54	78.0 3/4 152/52/57	78.0 2/4 149/52/57
52	72.7 4/6 144/46/48	74.4 4/6 149/49/51	75.8 3/4 153/53/54	76.3 2/4 152/52/53	76.3 2/4 147/52/53	72.9 4/6 142/44/48	74.3 3/4 146/46/50	75.8 3/4 150/50/54	76.4 2/4 150/50/55	76.4 2/4 146/50/55
54	71.8 4/6 145/46/47	73.3 3/4 149/49/51	74.8 3/4 152/52/54	75.0 2/4 150/50/52	75.0 2/4 145/50/52	71.9 3/4 142/43/47	73.3 3/4 146/46/50	74.7 3/4 149/49/54	75.1 2/4 148/49/54	75.1 2/4 144/49/54
<b>INFLUENCE OF RUNWAY CONDITION</b>										
WET	-2.0/-5 -1.69/-1/-1 (+54) -2.0/-5 -1.6/0.0	-1.5/-4 -1.5/-2/-2 (+54) -1.5/-4 -1.5/0.0	-1.2/-3 -1.3/-4/-4 (+54) -1.3/-3 -1.3/0.0	-1.1/-2 -1.1/-3/-3 (+54) -1.1/-2 -1.1/0.0	-1.8/-2 -1.8/-2/-2 (+54) -0.8/-2 -1.0/0.0	-0.9/-4 -1.4/0/-1 (+54) -0.9/-4 -1.4/0.0	-1.5/-4 -1.3/0/-1 (+54) -1.5/-4 -1.3/0.0	-1.2/-3 -1.2/-2/-2 (+54) -1.2/-3 -1.1/0.0	-1.2/-2 -1.0/-1/-1 (+54) -1.2/-2 -1.0/0.0	-1.5/-3 -4/-2/-2 (+54) -1.5/-3 -4/0.0
<b>INFLUENCE OF DELTA PRESSURE</b>										
D QNH HPA	-10.0	-0.8/-2 0/0/ (+54) -0.8/-2 0/0/	-0.7/-2 0/0/ (+54) -0.7/-2 0/0/	-0.7/-2 0/0/ (+54) -0.7/-2 0/0/	-1.3/-3 -1/0/ (+54) -1.3/-3 -1/0/	-0.7/-2 0/0/ (+54) -0.7/-2 0/0/	-0.7/-2 0/0/ (+54) -0.7/-2 0/0/	-1.2/-3 0/0/ (+54) -1.2/-3 0/0/	-0.8/-2 -1/-1/-2 (+54) -0.8/-2 -1/0/	-0.8/-2 -1/0/ (+54) -0.8/-2 -1/0/
+10.0	+0.2/0 0/0/ (+54) +0.2/0 0/0/	+0.2/0 0/0/ (+54) +0.2/0 0/0/	0.0/0 0/0/ (+54) 0.0/0 0/0/	+0.2/0 0/0/ (+54) +0.2/0 0/0/	+0.2/0 +1/+1/+1 (+54) +0.2/0 +1/+1/+1	+0.2/0 0/+1/+1 (+54) +0.2/0 0/+1/+1	+0.2/0 0/+1/+1 (+54) +0.2/0 0/+1/+1	+0.2/0 0/0/ (+54) +0.2/0 0/0/	+0.2/0 +1/+1/+1 (+54) +0.2/0 +1/+1/+1	+0.2/0 +1/+1/+1 (+54) +0.2/0 +1/+1/+1
LABEL FOR INFLUENCE DW/ (1000 KG) DT/FLEX DVI-DVR-DV2 (KT)	MTOW(1000 KG) codes VlimsVR/2 (kt)		* VMC * LIMITATION	Trif (OAT) = 44 C Tmax (OAT) = 54 C	Min acc height 464 FT Max acc height 1917 FT	Min QNH alt 953 FT Max QNH alt 2406 FT	Min V1/VR/2 = 108/114/117 CHECK VMAU LIMITATION Correct. V1/VR/2 = 1.0 KT/1000 KG			
(TVMC OAT C) DW/ (1000 KG) DT/FLEX DVI-DVR-DV2 (KT)	LIMITATION CODES: 1=1st segment 2=2nd segment 3=runway length 4=obstacles 5=time speed 6=brake energy 7=max weight 8=final take-off 9=VMU									

Slika 9. Primjer tablice polijetanja za metodu unosa temperature. [7]

Prema tablici na slici 9. u normalnim uvjetima, pri vanjskoj temperaturi zraka od  $-10^{\circ}\text{C}$  i konfiguraciji 1+F bez vjetra, maksimalna masa pri polijetanju iznosi 83.1 t, a brzine iznose 164/164/166 kt.

U uvjetima zaleđivanja uz korištenje potpunih sustava protiv zaleđivanja potrebno je, prema tablici ispravaka sa slike 5., oduzeti 2000 kg od maksimalne mase polijetanja. U stupcu pod istom konfiguracijom pronaći novu masu koja iznosi 81.1 t te izvući nove vrijednosti brzina koje iznose 157/157/160 kt.

Postupak je označen crvenom bojom, rješenje u standardnim uvjetima plavom bojom te rješenje u uvjetima zaleđivanja i novom masom, zelenom bojom.

### 5.1.2. Izračun potrebne postavke snage pri polijetanju

Prema tablici na slici 10. za aerodrom koji se nalazi na nadmorskoj visini od 0 ft i pri vanjskoj temperaturi zraka od  $-10^{\circ}\text{C}$ , za polijetanje pri maksimalnoj snazi potrebno je postaviti potisak na 82.8%  $N1$ .  $N1$  je referenta vrijednost brzine okretaja niskotlačnog vratila. Korištenjem sustava protiv zaleđivanja, ne utječe se na potrebnu postavku vrijednosti u navedenim uvjetima.

CFM56-5B6		N1 CORRECTIONS FOR AIR BLEED									OAT < ISA + 30	OAT ≥ ISA + 30
TAKE OFF N1 NO AIR BLEED MACH = .000		AIR CONDITIONING ON									-7	-7
		ENGINE ANTI ICE ON									0.0	-1.4
		ENGINE ANTI ICE AND WING ANTI ICE ON									0.0	-2.1
OAT (°C)	PRESSURE ALTITUDE (FT)											
	-2000.	-1000.	0.	1000.	2000.	3000.	4000.	5000.	6000.	7000.		
-54.0	73.7	74.7	75.8	76.7	77.6	78.7	79.3	79.8	80.4	80.8		
-50.0	74.4	75.4	76.4	77.4	78.3	79.3	79.9	80.5	81.1	81.5		
-46.0	75.0	76.1	77.1	78.0	79.0	80.0	80.6	81.2	81.8	82.2		
-42.0	75.7	76.7	77.8	78.7	79.6	80.7	81.3	81.9	82.4	82.9		
-38.0	76.3	77.4	78.4	79.4	80.3	81.4	82.0	82.6	83.1	83.6		
-34.0	76.9	78.0	79.0	80.0	80.9	82.0	82.6	83.2	83.8	84.2		
-30.0	77.5	78.6	79.7	80.6	81.6	82.7	83.3	83.9	84.4	84.9		
-26.0	78.1	79.2	80.3	81.3	82.2	83.3	83.9	84.5	85.1	85.6		
-22.0	78.8	79.9	80.9	81.9	82.8	84.0	84.6	85.2	85.7	86.2		
-18.0	79.4	80.5	81.6	82.5	83.5	84.6	85.2	85.9	86.4	86.9		
-14.0	80.0	81.1	82.2	83.2	84.1	85.3	85.9	86.5	87.0	87.5		
-10.0	80.6	81.7	82.8	83.8	84.7	85.9	86.5	87.1	87.7	88.2		
-6.0	81.2	82.3	83.4	84.4	85.3	86.5	87.1	87.7	88.3	88.8		
-2.0	81.7	82.9	84.0	85.0	85.9	87.1	87.7	88.4	88.9	89.4		
2.0	82.3	83.5	84.6	85.6	86.6	87.7	88.3	89.0	89.5	90.0		
6.0	82.9	84.1	85.2	86.2	87.2	88.3	89.0	89.6	90.1	90.6		
10.0	83.5	84.6	85.8	86.8	87.8	88.9	89.6	90.2	90.8	91.3		
14.0	84.1	85.2	86.4	87.4	88.4	89.5	90.2	90.8	91.4	91.9		
18.0	84.6	85.8	86.9	88.0	88.9	90.1	90.8	91.4	92.0	92.5		
22.0	85.2	86.4	87.5	88.5	89.5	90.7	91.4	92.0	92.6	93.1		
26.0	85.7	86.9	88.1	89.1	90.1	91.3	91.9	92.6	93.2	93.7		
30.0	86.3	87.5	88.6	89.7	90.7	91.9	92.5	93.2	93.7	94.3		
34.0	86.8	88.0	89.2	90.2	91.2	92.4	93.1	93.8	94.1	94.0		
38.0	87.4	88.6	89.7	90.8	91.8	93.0	93.4	93.5	93.5	93.4		
42.0	88.0	89.2	90.3	91.4	92.1	92.8	92.9	93.0	92.9			
46.0	88.5	89.7	90.6	91.1	91.6							
50.0	88.7	89.4	90.0	90.6	91.1							
54.0	88.2	88.8	89.5									

Slika 10. Tablica postavke  $N1$  u ovisnosti o temperaturi zraka i nadmorskoj visini, [7]

## 5.2. Izračun performansi zrakoplova A320 u fazi penjanja

Tablice performansi penjanja zrakoplova su bazirane na potisku maksimalnog penjanja s klimatizacijom u normalnom modu i ugašenim sustavim protiv zaleđivanja.

Profil brzina penjanja je sljedeći:

- 250 kt od visine 1500 ft do visine FL100 odnosno 10000 ft
- Akceleracija od brzine 250 kt do 300 kt
- Penjanje pri brzini od 300 kt te nakon odabrane visine brzinom 0.78 Ma

Tablice su bazirane na položaj centra težišta koji se nalazi na 33% duljine srednje aerodinamičke tetive.

U svrhu određivanja performansi u tablici na slici 11. odabrana su dva primjera. Prvi primjer, označen crvenom bojom prikazuje izračun performansi penjanja od visine 1500 ft pa do određene visine, u ovom slučaju ta visina iznosi 35000 ft odnosno FL350. Drugi primjer označen plavom bojom predstavlja penjanja od neke početne visine, u ovom slučaju je to FL200, do željene visine, u ovom slučaju FL290.

U prvom primjeru se u tablicu ulazi s vrijednošću FL350, a druga vrijednost nije navedena jer se podrazumijeva da faza penjanja počinje na toj visini. Također se za ulazak u tablicu odabire trenutna masa zrakoplova, koja u ovom primjeru iznosi 62000 kg odnosno 62 t. Iščitavanjem vrijednosti iz tablice se dobiva sljedeće:

- Potrebno vrijeme penjanja = 26 min
- Potrebna količina goriva = 1846 kg
- Pređena udaljenost = 171 NM
- Brzina leta = 400 KTAS (*Knots True Airspeed*)

Uzimajući u obzir uvjete zaleđivanja i nužnost korištenja potpunog sustava protiv zaleđivanja iz tablice se iščitava faktor ispravke potrošnje goriva koji iznosi +2.5% te se dobiva nova vrijednost

- Korigirana potrebna količina goriva = 1848 kg x 1.025 = 1894.2 kg



CLIMB - 250KT/300KT/M.78														
MAX. CLIMB THRUST NORMAL AIR CONDITIONING ANTI-ICING OFF			ISA CG=33.0%			FROM BRAKE RELEASE TIME (MIN) DISTANCE (NM) FUEL (KG) TAS (KT)								
FL	WEIGHT AT BRAKE RELEASE (1000KG)													
	52		54		56		58		60		62		64	
<b>390</b>	24	1637	26	1739	28	1852								
	167	410	179	411	193	413								
<b>370</b>	21	1513	23	1598	24	1689	26	1786	27	1891	29	2007	31	2136
	144	402	153	403	162	404	173	405	184	406	197	408	212	410
<b>350</b>	19	1419	21	1495	22	1575	23	1660	24	1750	26	1846	27	1950
	128	395	136	396	143	397	152	398	161	399	171	400	181	401
<b>330</b>	18	1332	19	1402	20	1475	21	1552	22	1632	23	1717	24	1807
	115	388	121	388	128	389	135	390	143	391	151	392	159	393
<b>310</b>	16	1247	17	1311	18	1377	19	1446	20	1519	21	1595	22	1675
	102	379	108	380	114	381	120	381	126	382	133	383	140	384
<b>290</b>	15	1154	15	1212	16	1272	17	1335	18	1399	19	1467	20	1538
	90	368	94	369	99	369	104	370	110	371	115	371	121	372
<b>270</b>	13	1045	13	1096	14	1149	15	1204	15	1261	16	1319	17	1380
	75	354	79	354	83	355	87	355	92	356	96	356	101	357
<b>250</b>	11	949	12	994	12	1041	13	1090	14	1140	14	1192	15	1246
	64	340	67	340	70	341	74	341	77	342	81	342	85	343
<b>240</b>	11	904	11	947	12	992	12	1038	13	1085	13	1134	14	1185
	59	333	62	334	65	334	68	334	71	335	74	335	78	336
<b>220</b>	9	821	10	859	10	899	11	940	11	982	12	1026	12	1071
	50	320	52	320	55	321	57	321	60	321	63	322	65	322
<b>200</b>	8	742	9	777	9	813	9	849	10	887	10	926	11	966
	42	306	44	306	46	307	48	307	50	307	53	308	55	308
<b>180</b>	7	669	8	700	8	732	8	765	9	798	9	833	9	869
	35	292	37	292	39	293	40	293	42	293	44	293	46	294
<b>160</b>	6	601	7	629	7	657	7	686	8	716	8	747	8	779
	29	277	31	278	32	278	34	278	35	279	37	279	38	279
<b>140</b>	6	536	6	561	6	586	6	612	7	639	7	666	7	694
	24	262	26	263	27	263	28	263	29	264	30	264	32	264
<b>120</b>	5	474	5	496	5	518	6	541	6	565	6	589	6	614
	20	246	21	246	22	247	23	247	24	247	25	248	26	248
<b>100</b>	4	376	4	393	4	411	4	429	4	448	5	467	5	487
	14	216	14	217	15	217	16	218	16	218	17	218	18	219
<b>50</b>	2	243	3	254	3	266	3	277	3	289	3	302	3	314
	7	176	7	177	8	177	8	178	8	178	9	178	9	179
<b>15</b>	2	150	2	157	2	164	2	172	2	179	2	187	2	195
	3	123	3	124	3	124	4	124	4	125	4	125	4	126
LOW AIR CONDITIONING ΔFUEL = - 0.4 %			HIGH AIR CONDITIONING ΔFUEL = + 0.4 %			ENGINE ANTI ICE ON ΔFUEL = + 1.5 %			TOTAL ANTI ICE ON ΔFUEL = + 2.5 %					

Slika 11. Tablica performansi penjanja zrakoplova A320, [7]

U drugom primjeru se prikazuje promjena visine leta stoga u tablicu na slici 11. ulazimo s dvije vrijednosti, početnom i završnom visinom penjanja te masom zrakoplova koja iznosi 62 t.

Primjer zahtjeva oduzimanje dvaju visina da bi se dobila točna vrijednost. Iščitavanjem i oduzimanjem dvaju vrijednosti dobiva se:

- Potrebno vrijeme penjanja = 19 min – 10 min = 9 min
- Potrebna količina goriva = 1467 kg – 926 kg = 541 kg
- Pređena udaljenost = 115 NM – 53 NM = 62 NM
- Brzina leta = 371 KTAS – 308 KTAS = 63 KTAS

Uzimajući u obzir uvjete zaleđivanja potrebno je dodati ispravku zbog korištenja potpunih sustava protiv zaleđivanja te povećati dobivenu potrošnju za 2.5%.

- Korigirana potrebna količina goriva = 541 kg x 1.025 = 554.5 kg

### **5.3. Izračun performansi zrakoplova A320 u fazi krstarenja**

Tablice performansi zrakoplova u fazi krstarenja (slika 12.) služe za brzi izračun relevantnih informacija te su bazirane na sljedećim uvjetima:

- ISA ili ISA +20
- Normalna klimatizacija i ugašeni sustav protiv zaleđivanja
- Od FL290 do FL390 brzina leta iznosi 0.78 Ma
- Od FL100 do FL390 brzina leta je jednaka brzini dugog doleta
- Položaj centra težišta je na 33% duljine srednje aerodinamičke tetive.

Postoje dvije vrste tablica za proračun krstarenja, krstarenje pri brzini 0.78 Ma i krstarenje dugog doleta.

### 5.3.1. Tablica krstarenja pri brzini 0.78 Ma

U ovom primjeru se u tablicu na slici 12. korelira masa zrakoplova 62 t i visina krstarenja FL350. Iščitavanjem vrijednosti iz tablice dobiva se sljedeće:

- Postavka  $N1 = 82.1\%$
- Potrošnja goriva po motoru = 1139 kg/h
- Ukupna potrošnja goriva =  $1139 \text{ kg/h} \times 2 = 2278 \text{ kg/h}$
- Specifični dolet = 197.4 NM/1000 kg
- Machov broj = 0.78
- Indicirana brzina = 264 kt
- Stvarna brzina = 450 kt

Uzimajući u obzir let u uvjetima zaleđivanja i korištenje potpunog sustava protiv zaleđivanja, potrošnja goriva se mora korigirati za vrijednost ispravke od 4.5%.

- Korigirana potrošnja goriva =  $2278 \text{ kg/h} \times 1.045 = 2380.5 \text{ kg/h}$

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	80.3	.780	80.2	.780	80.0	.780	80.0	.780	80.5	.780	81.7	.780
	1280	302	1188	289	1106	277	1035	264	978	252	939	241
	180.3	462	192.6	458	205.1	454	217.2	450	228.7	447	238.3	447
52	80.5	.780	80.3	.780	80.3	.780	80.3	.780	80.9	.780	82.2	.780
	1290	302	1199	289	1119	277	1048	264	995	252	961	241
	179.0	462	190.9	458	202.8	454	214.4	450	224.9	447	232.8	447
54	80.7	.780	80.5	.780	80.5	.780	80.6	.780	81.3	.780	82.7	.780
	1299	302	1209	289	1132	277	1064	264	1013	252	986	241
	177.7	462	189.2	458	200.3	454	211.3	450	220.7	447	226.9	447
56	80.9	.780	80.7	.780	80.8	.780	80.9	.780	81.8	.780	83.2	.780
	1309	302	1221	289	1146	277	1080	264	1034	252	1015	241
	176.3	462	187.3	458	198.0	454	208.1	450	216.3	447	220.4	447
58	81.0	.780	81.0	.780	81.0	.780	81.3	.780	82.2	.780	83.8	.780
	1320	302	1235	289	1160	277	1098	264	1058	252	1048	241
	174.9	462	185.4	458	195.6	454	204.8	450	211.5	447	213.3	447
60	81.2	.780	81.2	.780	81.3	.780	81.7	.780	82.7	.780	84.5	.780
	1331	302	1249	289	1176	277	1117	264	1083	252	1083	241
	173.4	462	183.3	458	192.9	454	201.2	450	206.5	447	206.5	447
62	81.4	.780	81.4	.780	81.6	.780	82.1	.780	83.2	.780	85.1	.780
	1341	302	1268	289	1196	277	1139	264	1113	252	1120	241
	171.8	462	181.3	458	190.1	454	197.4	450	201.1	447	199.7	447
64	81.6	.780	81.7	.780	82.0	.780	82.6	.780	83.8	.780	85.9	.780
	1357	302	1277	289	1211	277	1163	264	1146	252	1157	241
	170.1	462	179.2	458	187.3	454	193.4	450	195.1	447	193.3	447
66	81.8	.780	81.9	.780	82.3	.780	83.0	.780	84.3	.780		
	1371	302	1293	289	1230	277	1188	264	1181	252		
	168.3	462	176.9	458	184.4	454	189.2	450	189.4	447		
68	82.0	.780	82.2	.780	82.7	.780	83.4	.780	84.9	.780		
	1385	302	1310	289	1252	277	1216	264	1217	252		
	166.7	462	174.7	458	181.2	454	184.8	450	183.7	447		
70	82.2	.780	82.5	.780	83.2	.780	83.9	.780	85.6	.780		
	1400	302	1328	289	1276	277	1250	264	1254	252		
	164.9	462	172.3	458	177.7	454	179.9	450	178.3	447		
72	82.5	.780	82.9	.780	83.5	.780	84.5	.780	86.3	.780		
	1416	302	1348	289	1302	277	1285	264	1292	252		
	163.0	462	169.8	458	174.3	454	175.0	450	173.1	447		
74	82.8	.780	83.2	.780	83.9	.780	85.0	.780				
	1433	302	1369	289	1329	277	1320	264				
	161.1	462	167.2	458	170.7	454	170.2	450				
76	83.0	.780	83.6	.780	84.4	.780	85.6	.780				
	1451	302	1392	289	1360	277	1358	264				
	159.1	462	164.4	458	166.7	454	165.6	450				
<b>LOW AIR CONDITIONING</b> ΔFUJEL = - 0.5 %					<b>ENGINE ANTI ICE ON</b> ΔFUJEL = + 2 %				<b>TOTAL ANTI ICE ON</b> ΔFUJEL = + 4.5 %			

Slika 12. Tablica krstarenja pri brzini 0.78 Ma, [7]

### 5.3.2. Tablica krstarenja dugog doleta

U ovom primjeru se u tablicu na slici 13. koreliraju masa zrakoplova 62 t i visina krstarenja FL350. Iščitavanjem vrijednosti iz tablice dobiva se sljedeće:

- Postavka  $N1 = 82.2\%$
- Potrošnja goriva po motoru = 1140 kg/h
- Ukupna potrošnja goriva =  $1140 \text{ kg/h} \times 2 = 2280 \text{ kg/h}$
- Specifični dolet = 197.4 NM/1000 kg
- Machov broj = 0.78
- Indicirana brzina = 265 kt
- Stvarna brzina = 450 kt

Uzimajući u obzir let u uvjetima zaleđivanja i korištenje potpunog sustava protiv zaleđivanja, potrošnja goriva se mora korigirati za vrijednost ispravke od 4.5%.

- Korigirana potrošnja goriva =  $2280 \text{ kg/h} \times 1.045 = 2382.6 \text{ kg/h}$

LONG RANGE CRUISE												
MAX. CRUISE THRUST LIMITS NORMAL AIR CONDITIONING ANTI-ICING OFF							ISA CG=33.0%		N1 (%) KG/H/ENG NM/1000KG		MACH IAS (KT) TAS (KT)	
WEIGHT (1000KG)	FL290		FL310		FL330		FL350		FL370		FL390	
<b>50</b>	74.5	.666	75.3	.675	76.6	.696	78.2	.725	79.6	.751	81.5	.775
	970	255	934	247	922	244	922	244	923	242	930	239
	203.2	394	212.2	396	219.5	405	226.6	418	233.3	431	238.9	444
<b>52</b>	75.2	.672	76.0	.683	77.5	.708	78.9	.735	80.3	.761	82.2	.781
	996	257	964	250	959	249	958	248	960	246	963	241
	199.7	398	207.9	401	214.7	412	221.3	424	227.5	437	232.6	448
<b>54</b>	75.6	.675	76.8	.692	78.4	.721	79.6	.747	81.1	.772	82.8	.784
	1016	258	997	254	998	254	996	252	998	250	995	242
	196.5	399	203.6	406	210.0	419	216.2	430	221.8	443	226.0	450
<b>56</b>	76.2	.679	77.6	.701	79.1	.730	80.2	.755	81.8	.779	83.4	.784
	1041	260	1032	258	1033	257	1030	255	1032	252	1024	242
	193.1	402	199.4	411	205.5	424	211.4	435	216.4	447	219.4	450
<b>58</b>	76.9	.687	78.4	.713	79.7	.739	80.9	.766	82.3	.782	84.0	.785
	1074	263	1070	262	1069	261	1069	259	1062	253	1060	243
	189.4	407	195.3	418	201.1	430	206.5	442	211.1	448	212.2	450
<b>60</b>	77.6	.696	79.2	.724	80.3	.749	81.5	.775	82.9	.785	84.7	.785
	1109	267	1109	266	1105	265	1106	262	1095	254	1097	243
	185.7	412	191.5	425	197.0	435	201.8	446	205.5	450	205.2	450
<b>62</b>	78.4	.705	79.9	.732	80.9	.757	82.2	.780	83.4	.784	85.4	.786
	1145	271	1145	270	1141	268	1140	265	1124	254	1136	243
	182.3	418	187.7	430	192.9	440	197.4	450	200.0	450	198.3	451
<b>64</b>	79.2	.716	80.5	.741	81.6	.767	82.7	.783	84.0	.785	86.1	.785
	1184	275	1182	274	1182	272	1169	265	1161	254	1172	243
	178.9	424	184.0	435	188.8	446	192.9	451	194.0	450	192.1	450
<b>66</b>	79.9	.725	81.0	.749	82.2	.775	83.2	.785	84.6	.786	86.2	.757
	1222	279	1218	277	1219	275	1201	266	1197	255	1159	233
	175.6	429	180.5	440	184.9	451	188.4	452	188.2	451	187.2	434
<b>68</b>	80.5	.733	81.5	.757	82.7	.780	83.6	.785	85.2	.786		
	1258	282	1254	280	1253	277	1231	266	1236	255		
	172.4	434	177.1	444	181.1	454	183.8	452	182.4	451		
<b>70</b>	81.0	.741	82.1	.767	83.2	.782	84.1	.785	85.9	.787		
	1294	286	1296	284	1282	278	1265	266	1277	255		
	169.4	438	173.6	450	177.4	455	178.8	453	176.8	451		
<b>72</b>	81.5	.748	82.7	.775	83.7	.784	84.7	.786	86.3	.781		
	1331	289	1335	287	1313	278	1301	267	1296	253		
	166.4	443	170.3	455	173.6	456	174.0	453	172.9	448		
<b>74</b>	82.0	.755	83.2	.780	84.1	.786	85.2	.786	86.5	.742		
	1366	292	1369	289	1347	279	1340	267	1278	239		
	163.6	447	167.2	458	169.7	457	169.1	453	166.5	426		
<b>76</b>	82.6	.764	83.7	.782	84.6	.785	85.9	.787				
	1408	295	1399	290	1377	279	1380	267				
	160.6	452	164.0	459	165.8	457	164.3	453				
<b>LOW AIR CONDITIONING</b> ΔFUEL = - 0.5 %					<b>ENGINE ANTI ICE ON</b> ΔFUEL = + 2 %				<b>TOTAL ANTI ICE ON</b> ΔFUEL = + 4.5 %			

Slika 13. Tablica krstarenja dugog doleta, [7]



## 5.4. Izračun performansi zrakoplova A320 u fazi spuštanja

Tablice performansi zrakoplova za fazu spuštanja, prikazana na slici 14., se bazira na normalnoj brzini spuštanja koja iznosi 0.78 Ma /300 kt /250 kt do visine 1500 ft pri:

- Normalnoj klimatizaciji
- Položaju centra težišta na 33% duljine srednje aerodinamičke tetive
- Ugašenim sustavima protiv zaleđivanja
- Vertikalna brzina spuštanja kabine je limitirana na 350 ft/min

Također postoje tablice za spuštanje u slučaju nužde koje su bazirane na većim brzinama točnije  $M_{MO}/V_{MO}$  s izvučenim zračnim kočnicama. Navedene brzine su maksimalne operativne brzine mjerene u jedinici Machovog broja i čvorova, respektivno.

Kao i kod penjanja, spuštanje se također može računati na dva načina. Prvi način je odabir trenutne visine i spuštanje do visine 1500 ft, za koju je tablica napravljena. Drugi način podrazumijeva oduzimanje dobivenih vrijednosti dviju visina te na taj način dobivaju se vrijednosti za prelazak između dvije visine.

DESCENT - M.78/300KT/250KT									
IDLE THRUST NORMAL AIR CONDITIONING ANTI-ICING OFF			ISA CG=33.0%		MAXIMUM CABIN RATE OF DESCENT 350 FT/MIN				
WEIGHT (1000KG)	45				65				
FL	TIME (MIN)	FUEL (KG)	DIST. (NM)	N1	TIME (MIN)	FUEL (KG)	DIST. (NM)	N1	IAS (KT)
390	14.7	156	91	68.2	17.6	167	107	IDLE	241
370	13.2	127	79	IDLE	16.9	162	102	IDLE	252
350	12.6	124	75	IDLE	16.2	158	97	IDLE	264
330	12.1	120	71	IDLE	15.6	155	92	IDLE	277
310	11.7	118	68	IDLE	15.0	151	87	IDLE	289
290	11.2	115	64	IDLE	14.4	147	83	IDLE	300
270	10.6	111	60	IDLE	13.6	142	77	IDLE	300
250	10.0	107	56	IDLE	12.8	137	71	IDLE	300
240	9.8	106	54	IDLE	12.4	135	69	IDLE	300
220	9.1	101	49	IDLE	11.6	129	63	IDLE	300
200	8.5	94	45	IDLE	10.7	120	57	IDLE	300
180	7.8	87	40	IDLE	9.8	110	51	IDLE	300
160	7.1	78	36	IDLE	8.9	98	45	IDLE	300
140	6.3	67	31	IDLE	7.9	84	39	IDLE	300
120	5.6	56	27	IDLE	6.9	70	33	IDLE	300
100	4.9	47	23	IDLE	6.0	58	28	IDLE	300
50	1.7	14	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 %		+ 10 %		+ 0.3 %	
FUEL		-		+ 30 %		+ 50 %		+ 0.5 %	
DISTANCE		-		+ 5 %		+ 7 %		+ 0.5 %	

Slika 14. Tablica performansi spuštanja zrakoplova A320, [7]



U prvom primjeru na slici 14., označenom crvenom bojom, izračunavaju se vrijednosti kod spuštanja zrakoplova od FL350 do visine 1500 ft pri masi zrakoplova od 45 t. Sljedeće vrijednosti se iščitavaju iz tablice:

- Potrebno vrijeme = 12.6 min
- Potrošeno gorivo = 124 kg
- Pređena udaljenost = 75 NM
- Postavka *N1* = prazan hod

Letenjem u uvjetima zaleđivanja, zahtjeva se let s uključenim sustavom protiv zaleđivanja, koji degradira vrijednosti performansi, ali je ključan za sigurno provođenje leta. Korištenje sustava zahtjeva korekciju vrijednosti iz tablice jer su tablice proračunate s isključenim sustavom. Potrebne su ispravke potrebnog vremena leta, potrošenog goriva i pređene udaljenosti tijekom snižavanja.

- Korigirano potrebno vrijeme =  $12.6 \text{ min} \times 1.1 = 13.9 \text{ min}$
- Korigirano potrošeno gorivo =  $124 \text{ kg} \times 1.5 = 186 \text{ kg}$
- Korigirana pređena udaljenost =  $75 \text{ NM} \times 1.07 = 80.3 \text{ NM}$

U drugom primjeru na slici 14., označenom plavom bojom, izračunavaju se vrijednosti kod spuštanja zrakoplova između trenutne visine od 29000 ft odnosno FL290 do željenog FL200. Masa zrakoplova u ovom primjeru iznosi 45 t.

- Potrebno vrijeme =  $11.2 \text{ min} - 8.5 \text{ min} = 2.7 \text{ min}$
- Potrošeno gorivo =  $115 \text{ kg} - 94 \text{ kg} = 21 \text{ kg}$
- Pređena udaljenost =  $64 \text{ NM} - 45 \text{ NM} = 19 \text{ NM}$
- Postavka *N1* = prazan hod

Također je potrebno primijeniti ispravke za let u uvjetima zaleđivanja.

- Korigirano potrebno vrijeme =  $2.7 \text{ min} \times 1.1 = 3 \text{ min}$
- Korigirano potrošeno gorivo =  $21 \text{ kg} \times 1.5 = 31.5 \text{ kg}$
- Korigirana pređena udaljenost =  $19 \text{ NM} \times 1.07 = 20.3 \text{ NM}$

## 5.5. Izračun performansi zrakoplova A320 u krugu čekanja

U tablicama za krug čekanja se nalaze informacije o totalnoj potrošnji goriva koja omogućuje posadi planiranje kruga čekanja i zahtjeve rezervnog goriva. Bazira se na krug čekanja u obliku trkaće staze u čistoj konfiguraciji pri brzini zelene točke (engl. *Green dot speed*). Također podrazumijeva da sustavi klimatizacije normalno rade i da se centar težišta nalazi na 33% duljine srednje aerodinamičke tetive.

U navedenom primjeru se u tablicu na slici 15. ulazi s masom od 52 t i visinom 5000 ft odnosno FL50. Iščitavanjem vrijednosti iz tablice dobivaju se sljedeće informacije:

- Postavka  $N1 = 50.5\%$
- Potrošnja goriva po motoru = 968 kg/h
- Ukupna potrošnja goriva = 1936 kg/h

Korištenjem ispravaka za let u uvjetima zaleđivanja s upaljenim sustavom protiv zaleđivanja dobiva se korigirana potrošnja goriva.

- Korigirana potrošnja goriva =  $1936 \text{ kg/h} \times 1.09 = 2110.2 \text{ kg/h}$

Postupak u tablici je označen crvenom bojom, a rješenje plavom bojom.

RACE TRACK HOLDING PATTERN - GREEN DOT SPEED								
MAX. CRUISE THRUST LIMITS CLEAN CONFIGURATION NORMAL AIR CONDITIONING ANTI-ICING OFF					ISA CG=33.0%		N1 (%) FF (KG/H/ENG)	
WEIGHT (1000KG)	FL 15	FL 50	FL100	FL140	FL180	FL200	FL220	FL250
<b>44</b>	44.7 854	46.8 836	50.2 806	52.9 781	56.3 760	57.8 753	59.5 750	62.2 749
<b>46</b>	45.6 888	47.8 871	51.1 837	54.0 811	57.4 792	58.9 787	60.6 785	63.5 783
<b>48</b>	46.5 923	48.8 906	52.0 868	55.1 842	58.4 826	59.9 821	61.7 819	64.7 816
<b>50</b>	47.3 959	49.8 938	52.9 898	56.1 874	59.3 859	60.9 856	62.8 853	65.7 848
<b>52</b>	48.2 994	50.5 968	53.9 929	57.3 906	60.3 894	61.9 890	63.9 887	66.6 880
<b>54</b>	49.1 1030	51.5 1000	54.8 960	58.2 939	61.2 929	63.0 923	65.0 921	67.5 912
<b>56</b>	50.0 1063	52.1 1031	55.8 992	59.0 972	62.2 961	64.0 957	66.0 952	68.5 944
<b>58</b>	50.8 1094	52.9 1061	56.7 1024	59.9 1006	63.1 995	65.0 992	66.8 984	69.4 976
<b>60</b>	51.5 1125	53.7 1091	57.7 1057	60.7 1041	64.1 1029	66.0 1023	67.7 1016	70.2 1008
<b>62</b>	52.2 1155	54.5 1122	58.7 1090	61.5 1075	65.0 1063	66.9 1055	68.5 1048	71.0 1041
<b>64</b>	52.9 1186	55.3 1154	59.4 1123	62.4 1108	66.0 1095	67.6 1087	69.3 1081	71.8 1075
<b>66</b>	53.6 1217	56.1 1186	60.1 1157	63.2 1141	66.9 1125	68.4 1119	70.1 1113	72.7 1109
<b>68</b>	54.3 1247	56.9 1218	60.8 1191	64.0 1173	67.6 1158	69.2 1151	70.9 1146	73.5 1144
<b>70</b>	55.0 1279	57.7 1251	61.6 1225	64.9 1208	68.4 1190	69.9 1184	71.6 1179	74.3 1180
<b>72</b>	55.7 1311	58.6 1285	62.3 1259	65.7 1241	69.1 1223	70.7 1216	72.3 1212	75.1 1217
<b>74</b>	56.5 1344	59.4 1319	63.1 1292	66.6 1272	69.8 1255	71.4 1249	73.1 1247	75.9 1256
<b>76</b>	57.2 1377	60.2 1352	63.8 1325	67.4 1303	70.5 1288	72.1 1283	73.8 1282	76.6 1295
LOW AIR CONDITIONING $\Delta FF = - 0.3 \%$	ENGINE ANTI ICE ON $\Delta FF = + 5 \%$		TOTAL ANTI ICE ON $\Delta FF = + 9 \%$		PER 1° ABOVE ISA $\Delta FF = + 0.3 \%$		STRAIGHT LINE $\Delta FF = - 5 \%$	

Slika 15. Tablica performansi zrakoplova A320 u krugu čekanja, [7]

## 5.6. Izračun performansi zrakoplova A320 u slučaju neuspjelog prilaza

U konfiguraciji za produžavanje prema proceduri, minimalni gradijent stabilnog penjanja s jednim radećim motorom iznosi 2.1% pri brzini koja ne prelazi  $1.4 V_S$ . Ovaj uvjet se, prema regulativi, naziva performans prilaznog penjanja.

Tablice služe za određivanje ograničavajuće mase za produžavanje koja zadovoljava gradijent s certificiranim konfiguracijama za produžavanje, one se nazivaju konfiguracija 2 i 3.

Zahtijevani gradijent od 2.1% se razmatra od referentne visine aerodroma. Postavka snage je "TO/GA" s upaljenim sustavom klimatizacije. Brzina je  $1.23 V_S$  pri specificiranoj konfiguraciji. U rijetkim slučajevima kad je performans prilaznog penjanja prezahtjevan, korekcija se zadaje na većoj brzini, sve do  $1.4 V_S$ .

Ukoliko se očekuju uvjeti zaleđivanja tijekom leta i  $TAT^5$  ima vrijednost manju od  $10^\circ\text{C}$  te postoje naznake o popriličnom zaleđivanju, u obzir se uzimaju površine koje nisu zaštićene sustavom protiv zaleđivanja i povećavaju se sigurnosne margine [7]:

- Smanjuje se granična masa prilaznog penjanja za 7.3%
- U konfiguraciji "FULL", prilazna brzina ne smije biti manja od  $V_{REF} + 5$  kt, ili u konfiguraciji 3, prilazna brzina ne smije biti manja od  $V_{LS} + 10$  kt.
- Ispravke u tablicama su valjane jedino kad je temperatura zraka manja od  $10^\circ\text{C}$

U navedenom primjeru, u tablicu na slici 16. se ulazi s nadmorskom visinom u iznosu od 1000 ft i vanjskom temperaturom manjom od  $10^\circ\text{C}$ . Crvenom bojom je označen postupak te je dobivena maksimalna masa zrakoplova u slučaju produžavanja i iznosi 73.9 t. Zbog odvijanja leta u uvjetima zaleđivanja i korištenja sustava protiv zaleđivanja, granična masa se mora umanjiti za 7.3% te uračunati ispravak zbog rada sustava protiv zaleđivanja.

---

<sup>5</sup>  $TAT$  – Total Air Temperature – Izmjerena temperatura koja uključuje povišenje temperature kinetičkim grijanjem.

➤ Granična masa = 73.9 t x 0.927 = 68.5 t – 0.8 t = 67.7 t

APPROACH CLIMB LIMITING WEIGHT (1000 KG) - CONF 2												
ONE ENGINE OUT ONE ENGINE AT GO AROUND THRUST							Normal Air Conditioning Anti Ice OFF		Gradient : 2.1 % V = 1.23 Vs			
OAT (°C)	PRESSURE ALTITUDE (FT)											
	-2000	0	200	400	600	800	1000	1500	2000	5000	8000	12000
≤10	75.3	74.9	74.7	74.5	74.3	74.1	73.9	73.4	72.9	69.6	66.1	60.3
20	74.9	74.6	74.4	74.2	74.0	73.9	73.7	73.2	72.6	69.4	65.9	60.2
22	74.9	74.5	74.4	74.2	74.0	73.8	73.6	73.1	72.6	69.4	65.9	59.7
24	74.8	74.5	74.3	74.1	73.9	73.7	73.6	73.1	72.5	69.4	65.8	58.6
26	74.8	74.4	74.3	74.1	73.9	73.7	73.5	73.0	72.5	69.3	65.8	57.4
28	74.7	74.4	74.2	74.0	73.8	73.7	73.5	73.0	72.5	69.3	65.8	56.2
30	74.7	74.3	74.2	74.0	73.8	73.6	73.4	72.9	72.4	69.3	65.1	54.9
32	74.6	74.3	74.1	73.9	73.8	73.6	73.4	72.9	72.4	69.3	63.7	
34	74.6	74.3	74.1	73.9	73.7	73.5	73.4	72.9	72.4	69.2	62.3	
36	74.5	74.2	74.1	73.9	73.7	73.5	73.3	72.9	72.4	68.6	61.0	
38	74.5	74.2	74.0	73.9	73.7	73.5	73.3	72.9	72.4	67.4	59.7	
40	74.4	74.2	74.0	73.9	73.7	73.5	73.3	72.8	72.3	66.2		
42	74.4	74.2	74.0	73.8	73.6	73.4	73.2	72.7	71.7	65.0		
44	74.4	74.1	73.9	73.7	73.4	73.0	72.6	71.5	70.4	63.7		
46	74.3	73.4	72.9	72.5	72.1	71.7	71.3	70.2	69.2			
48	74.3	72.0	71.6	71.2	70.8	70.4	70.0	68.9	67.9			
50	73.5	70.7	70.3	69.9	69.5	69.1	68.7	67.7	66.7			
52	72.2	69.4	69.0	68.6	68.2	67.8	67.4	66.4				
54	70.9	68.3	67.9	67.5								
55	70.3	67.7										
AIR CONDITIONING OFF ADD				ENGINE ANTI ICE ON SUBTRACT			TOTAL ANTI ICE ON SUBTRACT			SPEED INCREASE PER 0.01 Vs ADD		
1850 kg				250 kg			800 kg			300 kg		

Slika 16. Tablica performansi zrakoplova A320 u slučaju neuspjelog prilaza, [7]

## 6. ZAKLJUČAK

Uvjeti zaleđivanja predstavljaju veliku opasnost u zrakoplovstvu te su uzročnik većeg broja incidenata i nesreća. Postavljanjem određenih regulativa, sofisticiranijim sustavima i edukacijom o ozbiljnosti takvih uvjeta, vrlo pozitivno se utječe na sigurnost u zrakoplovstvu te se kreće u pozitivnom smjeru.

U regulativi su postavljeni minimumi koji obavezno moraju biti zadovoljeni te operateri mogu postaviti isključivo više standarde. Standardi uključuju minimume performansi u različitim režimima leta kao što su minimalni gradijent penjanja, minimalne brzine pri određenim konfiguracijama i slično. Poštivanjem postojeće regulative umanjuje se rizik nesreće.

Airbus svojim korisnicima omogućuje opsežan priručnik o zrakoplovu te razmatra velik broj situacija i procedura za različite režime i konfiguracije. Pojednostavljeno se prikazuju proračuni parametara u priloženim tablicama i grafovima, koji sadržavaju ispravke za izvanredne uvjete i pružaju jednostavnost u korištenju. Na taj način se pospješuje efikasnost i sigurnost te olakšava svakodnevno planiranje letenja i izračunavanje performansi.

Usporedbom rezultata, dobivenih iz priručnika zrakoplova, u standardnim uvjetima i uvjetima zaleđivanja zaključuje se da uvjeti zaleđivanja u svim aspektima imaju negativan utjecaj, što uključuje aerodinamičku degradaciju te generalno smanjenje performansi u svim režimima leta.

## POPIS LITERATURE

- [1] [Mrežno]Dostupno: [https://en.wikipedia.org/wiki/European\\_Aviation\\_Safety\\_Agency](https://en.wikipedia.org/wiki/European_Aviation_Safety_Agency)  
[Pristupljeno 10.06.2019.]
- [2] European Aviation Safety Agency, Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes CS-25, Amendment 22, 2018.
- [3] Airbus Industrie, Getting to Grips with Cold Weather Operations, 2000.
- [4] T. P. Turner, Weather Patterns and Phenomena, A Pilot's guide, 1999.
- [5] M. J.C.T. »The Adverse Aerodynamic Effects of Inflight Icing on Airplane Operation«  
Transport Canada, 2009.
- [6] Federal Aviation Administration, Turbofan Engine Induction System Icing and Ice Ingestion, 2004.
- [7] A. SE, Airbus A320 Flight Crew Operating Manual, 2017.

## POPIS PRILOGA

Slika 1. Envelopa konvektivnih oblaka .....	9
Slika 2. Ovisnost koeficijenta uzgona o napadnom kutu .....	14
Slika 3. Proizvedeni potisak s obzirom na temperaturu .....	16
Slika 4. Optimalni omjeri $V1/VR$ i $V2/VS$ .....	17
Slika 5. Tablica ispravaka za polijetanje.....	18
Slika 6. Iščitavanje vrijednosti iz tablica polijetanja metodom unosa mase .....	19
Slika 7. Iščitavanje vrijednosti iz tablica polijetanja metodom unosa temperature.....	19
Slika 8. Primjer tablice polijetanja za metodu unosa mase.....	20
Slika 9. Primjer tablice polijetanja za metodu unosa temperature .....	22
Slika 10. Tablica postavke N1 u ovisnosti o temperaturi zraka i nadmorskoj visini .....	24
Slika 11. Tablica performansi penjanja zrakoplova A320 .....	26
Slika 12. Tablica krstarenja pri brzini 0.78 Ma.....	29
Slika 13. Tablica krstarenja dugog doleta.....	31
Slika 14. Tablica performansi spuštanja zrakoplova A320 .....	33
Slika 15. Tablica performansi zrakoplova A320 u krugu čekanja .....	36
Slika 16. Tablica performansi zrakoplova A320 u slučaju neuspjelog prilaza.....	38





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 **Izračun performansi zrakoplova Airbus A320 u uvjetima zaleđivanja**

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

U Zagrebu, 04-09-19

Student/ica:

  
(potpis)