

Izračun performansi zrakoplova Airbus A320 u slučaju otkaza jednog motora

Šimon, Danijel

Undergraduate thesis / Završni rad

2018

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:119:898043>

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

Download date / Datum preuzimanja: **2024-05-13**



Repository / Repozitorij:

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



DIGITALNI AKADEMSKI ARHIVI I REPOZITORIJI

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI

Danijel Šimon

**IZRAČUN PERFORMANSI ZRAKOPLOVA AIRBUS A320 U
SLUČAJU OTKAZA JEDNOG MOTORA**

ZAVRŠNI RAD

Zagreb, 2018.

Zagreb, 24. travnja 2017.

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

ZAVRŠNI ZADATAK br. 4317

Pristupnik: **Danijel Šimon (0135236539)**
Studij: **Aeronautika**
Smjer: **Pilot**
Usmjerenje: **Civilni pilot**

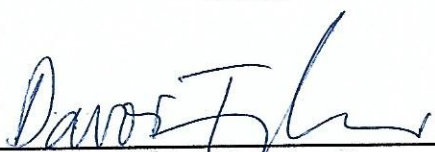
Zadatak: **Izračun performansi zrakoplova Airbus A320 u slučaju otkaza jednog motora**

Opis zadatka:

Objasniti značaj određivanja i poznavanja performansi višemotornih zrakoplova u slučaju otkaza jednog ili više motora. Navesti i objasniti zakonsku regulativu koja propisuje minimalne potrebne performanse aviona nakon otkaza motora. Navesti primjere otkaza motora i posljedice. Ukratko opisati karakteristike i performanse aviona Airbus A320. Analizirati zahtjeve i performanse aviona Airbus A320 nakon otkaza motora i usporediti s performansama sa svim motorima ispravnim u različitim fazama leta: uzlijetanju, penjanju, krstarenju, prilazu i slijetanju. Navesti i objasniti procedure i postupanja pilota nakon otkaza motora. Izvesti zaključke.

Zadatak uručen pristupniku: 28. travnja 2017.

Mentor:



mr. sc. Davor Franjković, v. pred.

Predsjednik povjerenstva za
završni ispit:



Sveučilište u Zagrebu
Fakultet prometnih znanosti

ZAVRŠNI RAD

**IZRAČUN PERFORMANSI ZRAKOPLOVA AIRBUS A320 U
SLUČAJU OTKAZA JEDNOG MOTORA**

**PERFORMANCE CALCULATION OF THE AIRBUS A320
AIRCRAFT WITH ONE ENGINE INOPERATIVE**

Mentor: mr.sc. Davor Franjković

Student: Danijel Šimon

JMBAG: 0135236539

Zagreb, veljača 2018.

SAŽETAK

Ovaj rad bavi se problematikom određivanja performansi zrakoplova Airbus A320 u slučaju otkaza jednog od dvaju njegovih motora. Objasnjena je važnost određivanja performansi nekog zrakoplova u takvom slučaju, zakonski zahtjevi performansi s jednim neispravnim motorom, oblici i uzroci otkaza mlaznih motora te općenite karakteristike Airbusa A320. Prikazan je i objašnjen izračun performansi navedenog zrakoplova s jednim neispravnim motorom u fazama polijetanja, penjanja, krstarenja te spuštanja, uz konkretne primjere izračunavanja parametara kao npr. maksimalne dopuštene mase tijekom polijetanja, potrebne vrijednosti potiska motora, potrebne duljine zaleta u polijetanju, vremena penjanja i spuštanja, potrošnje goriva, brzine leta, optimalne i maksimalne visine leta te specifičnog doleta. Performanse u letu s jednim neispravnim motorom uspoređene su s performansama u letu s oba motora ispravna. Opisane su potrebne procedure i postupci posade zrakoplova u slučaju otkaza motora u različitim fazama leta.

KLJUČNE RIJEČI: Airbus A320; performanse; otkaz motora; višemotorni zrakoplov

SUMMARY

This paper describes the determination of the performance of the Airbus A320 aircraft in case of failure of one of its two engines. The importance of determination of performance in such cases is described, along with the legal performance requirements, modes and causes of jet engine failures and general characteristics of the Airbus A320 aircraft. The calculation of performance of the mentioned aircraft with one engine inoperative is explained for the take-off, climb, cruise and descent phases of flight, with examples of the calculation of parameters such as maximum take-off mass, required engine thrust, take-off distance required, time for climb and descent, fuel flow, airspeed, optimum and maximum altitude, and specific range. The performance with one engine inoperative is compared with the performance with all engines operative. The required procedures and acts of the crew after engine failure are described for different phases of flight.

KEYWORDS: Airbus A320; performance; engine failure; multi-engine aeroplane

SADRŽAJ

1. UVOD	1
2. ZNAČAJ ODREĐIVANJA I POZNAVANJA PERFORMANSI VIŠEMOTORNIH ZRAKOPLOVA U SLUČAJU OTKAZA JEDNOG ILI VIŠE MOTORA.....	3
2.1. Ograničenja motora.....	3
2.2. Performanse pri otkazu motora u fazi polijetanja.....	4
2.2.1. Operativne brzine u polijetanju.....	4
2.2.2. Ograničavajuće brzine u polijetanju	5
2.2.3. Ograničavajuće karakteristike uzletno-sletne staze (USS)	5
2.3. Performanse pri otkazu motora u krstarenju.....	6
3. ZAKONSKI PROPISI O MINIMALNIM POTREBNIM PERFORMANSAMA NAKON OTKAZA JEDNOG MOTORA.....	7
3.1. Regulativa Europske komisije broj 965/2012.....	7
3.1.2. Općeniti zahtjevi (CAT.POL.A.200 General).....	7
3.1.3. Nadvišavanje prepreka pri polijetanju (CAT.POL.A.210 Take-off obstacle clearance).....	7
3.1.4. Rutni let s jednim neispravnim motorom (CAT.POL.A.215 En-route – one engine inoperative [OEI])	8
3.2. EASA CS-25 regulativa	9
3.2.1. Performanse u penjanju sa jednim neispravnim motorom (CS 25.121)	9
3.2.2. Putanja leta na ruti (CS 25.123).....	11
4. PRIMJERI OTKAZA MLAZNIH MOTORA I NJIHOVE POSLJEDICE	12
4.1. Gašenje motora koje se ne smatra otkazom.....	12
4.2. Mogući uzroci otkaza motora.....	13
4.2.1. Zadržani i nezadržani otkazi motora	13
4.2.2. <i>Flameout</i>	14
4.2.3. Sudar sa pticama	14
5. OPĆE KARAKTERISTIKE ZRAKOPLOVA AIRBUS A320	15
5.1. Dizajn zrakoplova Airbus A320	16
5.1.1. Konstrukcija zrakoplova	16
6. ODREĐIVANJE PERFORMANSI AIRBUSA A320 S JEDNIM I S OBA ISPRAVNA MOTORA	20
6.1. Određivanje performansi u polijetanju	20
6.1.1. Tablica za polijetanje	21
6.2. Određivanje performansi u penjanju	26
6.2.1. Performanse u penjanju u rutnom letenju.....	26

6.2.2. Penjanje u slučaju neuspjelog prilaza (go-around)	28
6.3. Određivanje performansi u krstarenju	29
6.3.1. Performanse u krstarenju s oba motora ispravna	29
6.3.2. Performanse u krstarenju s jednim neispravnim motorom	31
6.3.3. Usporedba performansi u krstarenju s oba motora ispravna i s jednim neispravnim motorom	33
6.4. Određivanje performansi u spuštanju	33
6.4.1. Performanse u spuštanju s oba motora ispravna	33
6.4.2. Performanse u spuštanju s jednim neispravnim motorom	35
6.4.3. Usporedba performansi u spuštanju prema aerodromu slijetanja s oba motora ispravna i s jednim neispravnim motorom	39
7. PROCEDURE I POSTUPCI PILOTA NAKON OTKAZA JEDNOG MOTORA	40
7.1. Postupci u slučaju otkaza jednog motora pri polijetanju	40
7.2. Procedura vizualnog slijetanja nakon otkaza jednog motora pri polijetanju	41
7.3. Procedure nakon otkaza jednog motora u krstarenju	42
7.3.1. Standardna procedura nakon otkaza jednog motora u krstarenju	42
7.3.2. Procedura spuštanja nakon otkaza jednog motora uz potrebno nadvišavanje prepreka na ruti (engl. <i>Obstacle Strategy</i>)	43
8. ZAKLJUČAK	44
POPIS LITERATURE	45
POPIS SLIKA	46

1. UVOD

Airbusova obitelj zrakoplova A320 danas je jedna od najčešćih obitelji turbomlaznih putničkih zrakoplova. Kao i ostali višemotorni zrakoplovi, Airbus A320 mora demonstrirati odgovarajuće performanse u letu s jednim neispravnim motorom u interesu sigurnosti komercijalnog zrakoplovstva. Zahtjevi performansi koji moraju biti zadovoljeni u takvom letu propisani su odgovarajućom zakonskom regulativom, a samo određivanje performansi zrakoplova Airbus A320 opisano je u njegovom operativnom priručniku (*Flight Crew Operating Manual – FCOM*), pa je navedeni priručnik glavni izvor literature u ovom završnom radu. Rad je podijeljen u osam poglavlja:

1. Uvod
2. Značaj određivanja i poznavanja performansi višemotornih zrakoplova u slučaju otkaza jednog ili više motora
3. Zakonski propisi o minimalnim potrebnim performansama nakon otkaza jednog motora
4. Primjeri otkaza mlaznih motora i njihove posljedice
5. Opće karakteristike zrakoplova Airbus A320
6. Određivanje performansi Airbusa A320 s jednim i s oba ispravna motora
7. Procedure i postupci pilota nakon otkaza jednog motora
8. Zaključak

U drugom poglavlju objašnjena je važnost određivanja performansi u slučaju otkaza jednog motora, te su objašnjeni osnovni pojmovi i principi na kojima se performanse određuju.

Treće poglavlje, kao što mu sam naslov kaže, navodi i opisuje propise Europske komisije i Europske agencije za sigurnost zrakoplovstva (*European Aviation Safety Agency – EASA*) o minimalnim performansama koje moraju biti zadovoljene u slučaju otkaza jednog motora.

Četvrto poglavlje nabraja i objašnjava oblike i uzroke otkaza turbomlaznih motora i njihove posljedice, kao npr. pumpanje kompresora i usisavanje stranih tijela.

U petom poglavlju navedene su neke povijesne činjenice o obitelji A320, opisane su karakteristike konstrukcije, dijelovi i sustavi motora te osnovne dimenzije modela Airbus A320.

Šesto poglavlje izlaže glavnu problematiku ovog rada uz FCOM Airbusa A320 kao izvor literature. U njemu je opisano određivanje performansi s jednim i s oba ispravna motora u

fazama polijetanja, penjanja, krstarenja i spuštanja, te su uspoređene performanse za slučajeve oba ispravna i jednog neispravnog motora.

Procedure i postupci pilota u slučaju otkaza jednog motora opisani su u sedmom poglavlju, za slučajeve otkaza jednog motora u polijetanju i tijekom krstarenja. Također je opisana procedura povratka i slijetanja na aerodrom polijetanja u slučaju otkaza jednog motora tijekom ili neposredno nakon polijetanja.

2. ZNAČAJ ODREĐIVANJA I POZNAVANJA PERFORMANSI VIŠEMOTORNIH ZRAKOPLOVA U SLUČAJU OTKAZA JEDNOG ILI VIŠE MOTORA

Višemotorni zrakoplovi imaju veliki broj prednosti u odnosu na jednomotorne zrakoplove. Glavna prednost je ta da u slučaju otkaza jednog motora, preostali ispravni motori bi trebali biti dovoljni za siguran završetak leta. To može biti veoma važno prilikom leta iznad vode ili nepristupačnog terena, pogotovo noću ili u uvjetima smanjene vidljivosti.

Pri određivanju performansi višemotornih zrakoplova, mogućnost otkaza jednog ili više motora mora biti uzeta u obzir za sve faze leta, te u slučaju otkaza motora performanse sa preostalim motorima moraju biti dovoljne kako bi se let sigurno završio. Također, posada zrakoplova mora biti adekvatno obučena u postupcima i procedurama pri otkazu motora zrakoplova.

2.1. Ograničenja motora

Glavni razlog ograničenja performansi motora je temperatura ispušnih plinova (engl. Exhaust Gas Temperature – EGT). Primjer takvog ograničenja prikazan je na slici 2.1.

 A320 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	OPERATING LIMITATIONS SYSTEMS		3.01.40	P 7
			REV 17	SEQ 020

POWER PLANT

1 – THRUST SETTING / EGT LIMITS :

OPERATING CONDITION	TIME LIMIT	EGT LIMIT	NOTE
TO and GA	5 mn	890° C	Only in case of engine failure
	10 mn		
MCT	Unlimited	855° C	
CL	Unlimited	855° C	
STARTING		725° C	

FM

Slika 2.1: Tablica dopuštenih temperatura ispušnih plinova motora Airbusa A320 u određenim režimima rada, [1]

Potisak u polijetanju (Takeoff Thrust – **TOGA**) je maksimalni dopušteni potisak pri polijetanju. Dopušten je najviše 5 minuta kada svi motori rade, te 10 minuta u slučaju otkaza jednog motora tijekom polijetanja.

Potisak u proceduri neuspjelog prilaza (*Go Around Thrust – TOGA*) je maksimalni dopušteni potisak u proceduri neuspjelog prilaza (engl. Go Around). Vremenska ograničenja su jednaka kao tijekom polijetanja, što je vidljivo na slici 2.1.

Maksimalni kontinuirani potisak (*Maximum Continuous Thrust – MCT*) je maksimalni potisak koji se smije neograničeno koristiti tijekom leta. Mora biti postavljen u slučaju otkaza motora, u slučaju kada TOGA potisak više nije dopušten zbog vremenskih ograničenja.

Potisak u penjanju (*Climb Thrust – CL*) je najveći dopušteni potisak u fazi penjanja do visine krstarenja.

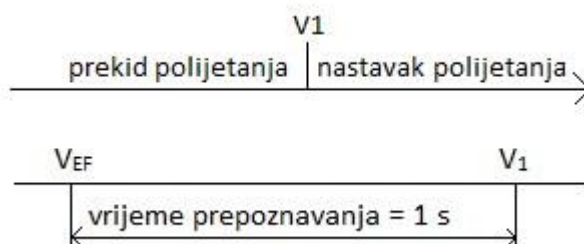
2.2. Performanse pri otkazu motora u fazi polijetanja

Kao što je već navedeno, pri određivanju performansi mora biti uzeta u obzir mogućnost otkaza motora, pa tako i u fazi polijetanja. Otkaz kritičnog motora se mora uzeti u obzir. Kritični motor je onaj motor čiji otkaz ima najveći utjecaj na performanse i upravljanje zrakoplova. Na primjer, kod četveromotornog zrakoplova, kritični motori su vanjski motori, jer u slučaju otkaza jednog vanjskog motora, vanjski motor na suprotnoj strani zrakoplova stvara veliki moment oko vertikalne osi zrakoplova kojeg je vrlo teško ili čak nemoguće kompenzirati komandama zrakoplova.

2.2.1. Operativne brzine u polijetanju

Brzina pri otkazu motora (*Engine Failure Speed, V_{EF}*) je kalibrirana brzina pri kojoj se pretpostavlja da kritični motor otkazuje. Ona mora biti odabrana od strane proizvođača, ali ne smije biti manja od minimalne brzine pri kojoj je kormilo zrakoplova učinkovito na zemlji (V_{MCG} – Minimum Control Speed).

Brzina odluke (*Decision Speed, V_1*) je maksimalna brzina pri kojoj posada može prekinuti polijetanje, te maksimalna brzina pri kojoj će u tom slučaju biti garantirano da će se zrakoplov moći zaustaviti unutar uzletno-sletne staze. Vrijeme uzeto u obzir između trenutka otkaza motora i trenutka kada on bude uočen od strane pilota je jedna sekunda (slika 2.2).



Slika 2.2: Shematski prikaz odnosa brzina V_1 i V_{EF}

Brzina odvajanja od tla (*Lift-off Speed, V_{LOF}*) je brzina na kojoj se podvozje zrakoplova odvaja od površine Zemlje, odnosno brzina na kojoj uzgon premašuje težinu zrakoplova.

Brzina penjanja u polijetanju (*Take-off Safety Speed*, V_2) je minimalna brzina u penjanju koja mora biti postignuta na visini 35 ft iznad površine uzletno-sletne staze u slučaju otkaza motora.

2.2.2. Ograničavajuće brzine u polijetanju

Brzina maksimalne energije kočnica (*Maximum Brake Energy Speed*, V_{MBE}) je maksimalna brzina s koje kočnice zrakoplova mogu sigurno zaustaviti zrakoplov u slučaju prekida polijetanja. Iz tog razloga, brzina V_1 ne smije biti veća od V_{MBE} . Kod prekinutog polijetanja, kočnice zrakoplova moraju primiti i raspršiti toplinu jednaku kinetičkoj energiji zrakoplova na točki kada je polijetanje prekinuto.

Maksimalna brzina guma (*Maximum Tire Speed*, V_{TIRE}) je najveća dopuštena brzina koju zrakoplov smije postići tijekom vožnje na tlu. Svrha ove brzine je kako bi se ograničile centrifugalne sile i toplina koja bi mogla oštetiti strukturu guma podvozja. Brzina V_{LOF} zato ne smije biti veća od V_{TIRE} . Za gotovo sve Airbusove zrakoplove, brzina V_{TIRE} iznosi 195 čvorova (361 km/h).

2.2.3. Ograničavajuće karakteristike uzletno-sletne staze (USS)

Duljina polijetanja (*Takeoff Distance – TOD*) je, za određene operativne uvjete (temperatura zraka, nadmorska visina, masa itd.), na suhoj USS ona veća od sljedeće dvije vrijednosti:

- a) Udaljenost od točke početka polijetanja do točke na kojoj je zrakoplov 35 ft iznad površine polijetanja, uz pretpostavku otkaza kritičnog motora pri V_{EF} i prepoznavanja otkaza pri V_1 ,
- b) 115% udaljenosti od točke početka polijetanja do točke na kojoj je zrakoplov 35 ft iznad površine polijetanja, uz pretpostavku da svi motori rade [1].

Duljina zaleta (*Takeoff Run – TOR*) je, na stazi koja ne sadrži čistinu (*clearway*), jednaka duljini polijetanja.

Duljina ubrzanja i zaustavljanja (*Accelerate-Stop Distance, ASD*) je zbroj duljine zaleta i duljine zaustavljanja u slučaju prekida polijetanja. Za proračun ove duljine, uzima se u obzir otkaz motora pri V_{EF} i duljina prijeđena tijekom 2 sekunde pri brzini V_1 .

Raspoloživa duljina za zalet (*Takeoff Run Available – TORA*) je duljina USS koja je od strane mjerodavnih vlasti objavljena kao raspoloživa za zalet zrakoplova tijekom polijetanja. Duljina zaleta ne smije biti veća od TORA.

Raspoloživa duljina polijetanja (*Takeoff Distance Available – TODA*) je zbroj TORA i duljine čistine, ako ona postoji. Duljina polijetanja ne smije biti veća od TODA.

Raspoloživa duljina ubrzanja i zaustavljanja (*Accelerate-Stop Distance – ASDA*) je zbroj TORA i duljine staze za zaustavljanje (*stopway*) ako ona postoji. Duljina ubrzanja i zaustavljanja ne smije biti veća od ASDA.

2.3. Performanse pri otkazu motora u krstarenju

U slučaju otkaza motora tijekom krstarenja, potisak preostalih motora više nije dovoljan za balansiranje otpora zraka i održavanje prikladne brzine krstarenja. Rješenje za taj problem je tzv. *drift-down* procedura, odnosno spuštanje na nižu visinu na kojoj je raspoloživi potisak ispravnih motora jednak potrebnom potisku za krstarenje (*drift-down ceiling*). Ta procedura sastoji se od:

- postavljanja maksimalnog konstantnog potiska na ispravnim motorima,
- usporavanje do brzine maksimalne finese zrakoplova (maksimalni omjer uzgona i otpora zraka), tzv. *green dot speed* (označena zelenim krugom na indikatoru brzine), te
- penjanje ili spuštanje navedenom brzinom do *drift-down* plafona leta.

Kao brzina za koju je omjer uzgona i otpora zraka najveći, *green dot* brzina omogućava najveću aerodinamičku efikasnost, odnosno najmanji gubitak visine u ovisnosti o horizontalnoj udaljenosti, pa je ona najbolje rješenje za otkaz motora tijekom krstarenja iznad planinskih područja.

3. ZAKONSKI PROPISI O MINIMALNIM POTREBNIM PERFORMANSAMA NAKON OTKAZA JEDNOG MOTORA

3.1. Regulativa Europske komisije broj 965/2012

U regulativi Europske komisije broj 965/2012 propisani su tehnički zahtjevi i administrativne procedure za zračne operacije podložne regulativi (EC) broj 216/2008 Europskog parlamenta i Europskog vijeća. U drugom poglavlju navedene regulative navedene su zahtjevane performanse zrakoplova u klasi performansi A, u koju spada zrakoplov Airbus A320.

3.1.2. Općeniti zahtjevi (CAT.POL.A.200 General)

Odobreni podaci o performansama u priručniku zrakoplova (*Aircraft Flight Manual – AFM*) moraju biti po potrebi dopunjeni drugim podacima ako odobreni podaci o performansama u AFM nisu dovoljni u smislu predmeta kao:

- uzimanje u obzir očekivanih nepovoljnih operativnih uvjeta poput polijetanja i slijetanja na kontaminirane uzletno-sletne staze, te
- uzimanje u obzir mogućnosti otkaza motora u svim fazama leta.

3.1.3. Nadvišavanje prepreka pri polijetanju (CAT.POL.A.210 Take-off obstacle clearance)

Putanja zrakoplova u polijetanju (engl. *net take-off flight path*) mora sa jednim ispravnim motorom nadvisiti sve prepreke s vertikalnom udaljenošću minimalno 35 ft, te horizontalnom udaljenošću od najmanje 90 metara plus $0,125 \times D$, gdje je D horizontalna udaljenost koju je zrakoplov prešao od kraja raspoložive udaljenosti za polijetanje (*Take-off Distance Available - TODA*) ili od kraja stvarne duljine polijetanja ako je zaokret planiran prije kraja TODA. Za zrakoplove sa rasponom krila manjim od 60 metara, za potrebe horizontalnog nadvišavanja može se koristiti vrijednost zbroja polovine raspona krila, vrijednosti 60 metara i faktora $0,125 \times D$.

Za zadovoljavanje prethodnog zahtjeva, sljedeći uvjeti se moraju uzeti u obzir: masa zrakoplova na početku polijetanja, nadmorska visina aerodroma, temperatura zraka te ne više od 50% prijavljene komponente čeonog vjetra ili 150% prijavljene komponente leđnog vjetra.

Promjene putanje nisu dozvoljene sve do točke na kojoj je putanja leta postigla visinu jednaku polovini raspona krila, ali ne manju od 50 ft iznad tla na kraju uzletno-sletne staze. Nakon te točke, do visine 400 ft iznad tla nije dozvoljen nagib veći od 15° pri zaokretu, a iznad 400 ft maksimalni dopušteni nagib je 25°.

Svaki dio putanje leta u polijetanju u kojem je nagib veći od 15° mora nadvisiti sve prepreke u horizontalnim udaljenostima od 90 m + 0,125 D, 600 m i 900 m.

Operacije koje primjenjuju povećane nagibe ne veće od 20° između visina 200 ft i 400 ft, ili ne veće od 30° iznad 400 ft moraju biti izvedene u skladu s člankom CAT.POL.A.240, u kojemu su opisani navigacijski i meteorološki zahtjevi, te zahtjev dostupnosti podataka u AFM koji moraju biti zadovoljeni za odobrenje operacija s povećanim nagibom.

Odgovarajuće kompenzacije moraju biti izvedene za učinak nagiba na operativne brzine i putanju leta uključujući promjene udaljenosti uzrokovane povećanim brzinama.

U slučajevima gdje planirana putanja leta ne zahtijeva promjene putanje veće od 15°, operater zrakoplova ne mora uzimati u obzir prepreke na lateralnoj udaljenosti većoj od 300 m ako pilot može održati potrebnu navigacijsku preciznost unutar područja prepreka, ili većoj od 600 m u svim ostalim uvjetima.

U slučajevima gdje planirana putanja leta zahtijeva promjene putanje veće od 15°, vrijede udaljenosti od 600 m, odnosno 900 m, pri identičnim uvjetima kao u slučaju bez potrebnog zaokreta.

Za neočekivane situacije, operater zrakoplova mora odrediti procedure kojima će biti zadovoljeni gore navedeni zahtjevi, te koje će omogućiti zadovoljavanje ili rutnih zahtjeva u članku CAT.POL.A.215, ili će omogućiti slijetanje na aerodromu polijetanja ili nekom alternativnom aerodromu.

3.1.4. Rutni let s jednim neispravnim motorom (CAT.POL.A.215 En-route – one engine inoperative [OEI])

Podaci o rutnoj putanji leta s jednim neispravnim motorom prikazani su u AFM, prilagođeni očekivanim meteorološkim uvjetima leta moraju demonstrirati zadovoljenje dolje opisanih uvjeta na svim točkama rute. Putanja leta mora imati pozitivan gradijent na visini 1500 ft iznad aerodroma slijetanja u slučaju otkaza motora. U meteorološkim uvjetima koji zahtijevaju korištenje sustava zaštite od zaleđivanja, njihov učinak na putanju leta mora biti uzet u obzir.

Gradijent ukupne putanje leta mora biti pozitivan na visini od najmanje 1000 ft iznad svih prepreka duž rute unutar 5 nautičkih milja (9,3 km) sa svake strane planirane putanje.

Ukupna putanja leta mora dozvoliti zrakoplovu da nastavi let s visine krstarenja do aerodroma na kojeg može sletjeti u skladu s člancima CAT.POL.A.225 ili CAT.POL.A.230 koji opisuju zahtjeve mase zrakoplova i potrebne duljine za slijetanje (za turbomlazni zrakoplov – 60% raspoložive duljine za slijetanje).

Putanja leta mora nadvisiti za 2000 ft sve prepreke na ruti unutar 5 NM (9,3 km) sa svake strane planirane putanje u skladu sa sljedećim uvjetima:

- pretpostavlja se otkaz motora na najkritičnijoj točki rute,
- utjecaj vjetra na putanju leta uzima se u obzir,
- izbacivanje goriva dozvoljeno je sve dok su zadovoljene potrebne rezerve goriva, te
- očekivana masa zrakoplova pri slijetanju i meteorološki uvjeti omogućavaju sigurno slijetanje.

Ako navigacijska preciznost ne zadovoljava minimalno zahtjevano navigacijske performanse broj 5 (RNP5), navedene margine od 5 NM sa svake strane rute proširuju se na 10 NM.

3.2. EASA CS-25 regulativa

Regulativa *Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes* (Certifikacijske specifikacije i prihvatljivi načini udovoljavanja za velike zrakoplove), oznaka CS-25, propisuje zahtjeve koje zrakoplovi sa turbinskim motorima moraju zadovoljiti kako bi mogli biti certificirani za sigurnu uporabu od strane Europske agencije za sigurnost zrakoplovstva (*European Aviation Safety Agency – EASA*).

3.2.1. Performanse u penjanju sa jednim neispravnim motorom (CS 25.121)

3.2.1.1. Penjanje nakon polijetanja s izvučenim podvozjem

U penjanju nakon polijetanja s podvozjem još uvijek izvučenim, u kritičnoj konfiguraciji za polijetanje na putanji leta između točke odvajanja od tla i točke uvlačenja podvozja, te u konfiguraciji propisanoj u članku CS 25.111 (zakrilca u položaju za polijetanje, podvozje uvučeno ne prije odvajanja zrakoplova od tla, pretpostavka otkaza kritičnog motora pri V_{EF}), ali bez utjecaja tla (engl. *ground effect*), stalni gradijent penjanja mora biti pozitivan za dvomotorne zrakoplove, te mora iznositi minimalno 0,3% za tromotorne odnosno 0,5% za četveromotorne zrakoplove. Navedeni gradijenti moraju biti zadovoljeni pri brzini V_{LOF} u sljedećim uvjetima:

- kritični motor neispravan i potisak ispravnih motora jednak onom koji je dostupan pri početku uvlačenja podvozja,
- masa zrakoplova jednaka masi na točki početka uvlačenja stajnog trapa.

3.2.1.2. Penjanje nakon polijetanja s uvučenim podvozjem

U penjanju nakon polijetanja s uvučenim podvozjem, u konfiguraciji koja postoji na točki na kojoj je podvozje potpuno uvučeno, te u konfiguraciji korištenoj u članku CS 25.111, ali bez utjecaja tla, pri brzini V_2 stalni gradijent penjanja mora iznositi minimalno 2,4% za dvomotorne zrakoplove, 2,7% za tromotorne zrakoplove te 3% za četveromotorne zrakoplove u sljedećim uvjetima:

- kritični motor neispravan, te potisak preostalih motora jednak potisku pri polijetanju ili potisku dostupnom na točki na kojoj je stajni trap potpuno uvučen, osim ako postoji kritičniji uvjet kasnije na putanji leta, a prije točke na kojoj zrakoplov postiže visinu od 122 m (400 ft) iznad površine polijetanja,
- masa zrakoplova jednaka masi na točki gdje je stajni trap potpuno uvučen.

Navedeni gradijenti moraju biti zadovoljeni u uvjetima bez zaleđivanja, te u najkritičnijim uvjetima zaleđivanja pri završnoj fazi polijetanja definiranim u dodatku C - najkritičnije zaleđivanje nezaštićenih površina, te bilo kakvo zaleđivanje na površinama zaštićenim sustavom protiv zaleđivanja između visina 400 ft i 1500 ft, ili na visini tranzicije iz konfiguracije polijetanja u rutnu konfiguraciju (veća od te dvije visine) i dodatku O (jednaki uvjeti) regulative EASA CS-25.

3.2.1.3. Završna faza polijetanja (engl. *final take-off*)

U rutnoj konfiguraciji na kraju putanje polijetanja, pri brzini završne faze polijetanja (*Final Take-off Speed, V_{FTO}*), stalni gradijent penjanja mora biti minimalno 1,2% za dvomotorne zrakoplove, 1,5% za tromotorne zrakoplove te 1,7% za četveromotorne zrakoplove pri sljedećim uvjetima:

- kritični motor neispravan, a potisak ispravnih motora jednak najvećem dopuštenom konstantnom potisku,
- masa zrakoplova jednaka masi na kraju putanje polijetanja.

Ovi gradijenti također moraju biti zadovoljeni u uvjetima bez zaleđivanja, te u najkritičnijim uvjetima zaleđivanja pri završnoj fazi polijetanja definiranim u dodacima C i O regulative EASA CS-25.

3.2.1.4. Penjanje nakon neuspjelog prilaza (engl. *go-around*)

U konfiguraciji koja odgovara normalnoj proceduri neuspjelog prilaza sa svim ispravnim motorima, u kojoj referentna brzina sloma uzgona (*Reference Stalling Speed, V_{SR}*) za tu konfiguraciju ne prelazi 110% brzine V_{SR} za konfiguraciju slijetanja sa svim ispravnim motorima, stalni gradijent penjanja mora iznositi minimalno 2,1% za dvomotorne zrakoplove, 2,4% za tromotorne zrakoplove te 2,7% za četveromotorne zrakoplove pri sljedećim uvjetima:

- kritični motor neispravan, a potisak ostalih motora na postavci za neuspjeli prilaz
- masa zrakoplova jednaka maksimalnoj dopuštenoj masi pri slijetanju,
- brzina u penjanju ne veća od 140% brzine V_{SR}, te
- podvozje uvučeno.

Ovdje navedeni zahtjevi također moraju biti zadovoljeni u uvjetima bez zaleđivanja, te u najkritičnijim uvjetima zaleđivanja pri fazi prilaza za slijetanje definiranim u dodacima C i O regulative EASA CS-25.

3.2.2. Putanja leta na ruti (CS 25.123)

Za rutnu konfiguraciju, putanje leta propisane u ovom potpoglavlju moraju biti određene na svakoj masi, visini i temperaturi zraka unutar operativnih ograničenja određenih za neki zrakoplov. Varijacija mase tijekom leta zbog trošenja goriva i ulja od strane ispravnih motora smije biti uključena u proračun.

Putanje leta moraju biti određene na odabranoj brzini ne manjoj od brzine V_{FTO} pri sljedećim uvjetima:

- težište zrakoplova na najneprikladnijem dozvoljenom položaju,
- kritični motori neispravni,
- potisak preostalih motora jednak najvećem dopuštenom konstantnom potisku, te
- sustavi hlađenja motora omogućuju adekvatno hlađenje motora u uvjetima vrućeg dana.

Ukupni podaci o putanji leta sa jednim neispravnim motorom moraju odgovarati stvarnim performansama u penjanju umanjenim za gradijent penjanja od 1,1% za dvomotorne zrakoplove, 1,4% za tromotorne zrakoplove te 1,6% za četveromotorne zrakoplove u uvjetima bez zaleđivanja, te u najkritičnijim uvjetima zaleđivanja na ruti definiranim u dodacima C i O regulative EASA CS-25.

Za tromotorne i četveromotorne zrakoplove, podaci o putanji leta sa dva neispravna motora moraju odgovarati stvarnim performansama u penjanju umanjenim za gradijent penjanja od 0,3% za tromotorne, te 0,5% za četveromotorne zrakoplove.

4. PRIMJERI OTKAZA MLAZNIH MOTORA I NJIHOVE POSLJEDICE

Otkazom mlaznog motora smatra se svaki događaj koji uzrokuje prestanak proizvodnje potiska, a ne radi se o nestanku goriva. Mlazni motori koji se koriste na današnjim mlaznim motorima vrlo su pouzdani, te operiraju efikasno uz redovito održavanje i inspekcije. Ti motori mogu imati životni vijek od više tisuća sati rada. Međutim, ponekad se dešavaju kvarovi i otkazi u motorima koji zahtijevaju gašenje motora u letu. Budući da su višemotorni zrakoplovi dizajnirani da mogu letjeti s jednim neispravnim motorom te su posade obučene za takav let, gašenje motora u letu ne predstavlja ozbiljan problem za sigurnost letenja. Nakon gašenja motora, uglavnom se izvršava slijetanje iz predostrožnosti uz opremu za spašavanje putnika i gašenje požara spremnu blizu uzletno-sletne staze. Kada zrakoplov sleti, vatrogasno osoblje pregledava zrakoplov kako bi se utvrdilo da je siguran, prije nego što on nastavi s voženjem prema parkirnoj poziciji.

4.1. Gašenje motora koje se ne smatra otkazom

Većina slučajeva gašenja motora u letu je bezopasna i uglavnom neprimjećena od strane putnika. Na primjer, posada može iz predostrožnosti ugaziti motor i sletjeti u slučaju indikacije niskog pritiska ili visoke temperature ulja na instrumentima u kabini. Međutim, putnici u zrakoplovu s mlaznim motorima mogu biti uzbunjeni u slučaju ostalih događaja unutar motora, kao npr. pumpanje kompresora, kvara koji uzrokuje glasne udarce ili čak plamenove iz uvodnika i mlaznika motora.

Pumpanje kompresora je uzrokovano poremećajem strujanja zraka kroz turbinski motor koje može biti uzrokovano trošenjem motora, kosim strujanjem zraka preko uvodnika motora, usisavanjem stranih tijela ili nekim unutarnjim uzrokom, kao npr. slomljenom lopaticom kompresora. Ova situacija može biti alarmantna, ali se motor može spasiti bez oštećenja.

Drugi događaji unutar mlaznih motora, kao npr. greška u dovodu goriva, može rezultirati viškom goriva u komori izgaranja. Taj višak goriva može uzrokovati plamen na mlazniku motora, ali iako to može izgledati opasno, ni u jednom trenutku nema požara unutar motora.

Također, otkaz određenih komponenti motora može uzrokovati usisavanje ulja u sustav nadtlachenja i klimatizacije kabine, što može uzrokovati smrad ili uljastu maglicu unutar kabine. Opasnosti ovakvih događaja su tema rasprave u zrakoplovstvu i u medicini.

4.2. Mogući uzroci otkaza motora

Otkazi motora mogu biti uzrokovani mehaničkim problemima unutar samog motora, kao npr. oštećenja dijelova turbine ili curenje ulja, kao i oštećenja izvan motora, npr. kontaminacija goriva, puknuće cijevi za dovod goriva ili problemi s gorivnim pumpama. Vanjski faktori također mogu biti uzrok otkaza motora, kao npr. sudar s pticama, vulkanski pepeo ili meteorološki uvjeti poput padalina ili zaleđivanja, koji se ponekad mogu spriječiti putem sustava zaštite od zaleđivanja i dodatnih sustava paljenja.

4.2.1. Zadržani i nezadržani otkazi motora

Otkazi motora mogu se opisati kao zadržani (engl. *contained*) ili nezadržani (engl. *uncontained*). Zadržani otkaz motora je onaj u kojemu se komponente mogu odvojiti unutar motora, ali ostanu unutar njegovog kućišta ili izađu putem mlaznika motora. To je standardno obilježje svih turbinskih motora i uglavnom znači da otkaz jednog motora neće predstavljati neposredni rizik za sigurnost leta. Međutim, veliki komadi izbačeni iz motora mogu biti opasni za osobe na tlu. Kućišta motora nisu projektirana da zadrže slomljene turbine, nego su turbine projektirane da se ne slamaju.

Nezadržani otkaz je mnogo ozbiljniji jer komadi često izlaze sa strane motora velikom brzinom, što predstavlja potencijalnu opasnost za nadtlačenu kabinu zrakoplova, ostale motore, sustav komandi, te možda čak i za ljude unutar zrakoplova. Sustavi smanjenja rizika povezanih s nezadržanim otkazima motora uključuju:

- prsten za zadržavanje lopatica kompresora (zaštita u slučaju njihove separacije)
- suhe dijelove spremnika goriva (engl. *dry bays*) locirane u najvjerojatnijoj putanji komada motora, te
- sustave segregacije za slučajeve puknuća rotora kompresora i gubitka nadtlačenja kabine.

Primjer motora koji je pretrpio nezadržani otkaz motora vidljiv je na slici 4.1. Slika prikazuje motor Airbusa A380 francuske kompanije Air France, koji je otkazao na letu iz Pariza za Los Angeles u rujnu 2017. godine.



Slika 4.1: Motor Air Franceovog Airbusa A380 nakon nezadržanog otkaza motora

Izvor: <https://blog.flightradar24.com/blog/wp-content/uploads/2017/10/F-HPJE-Damaged-Engine.jpg> (pristupljeno: veljača 2018.)

4.2.2. Flameout

Jedan primjer otkaza motora je tzv. *flameout*, odnosno prestanak procesa izgaranja unutar komore izgaranja. To će biti popraćeno padom temperature ispušnih plinova, brzine vrtnje i stupnja tlaka motora (*Engine Pressure Ratio - EPR*). Kada brzina vrtnje motora padne ispod brzine nultog potiska, mogu se pojaviti drugi simptomi, kao npr. niski pritisak ulja i otkazi generatora. Mnogi slučajevi flameouta su primijećeni kada generatori otkazu i mogu biti pogrešno identificirani kao problemi sa elektroničkim sustavima. Flameout može biti uzrokovan nestankom goriva, opasnim meteorološkim situacijama, vulkanskim pepelom, kvarom sustava komandi te nestabilnim radom motora (npr. odvajanje strujnica u kompresoru).

4.2.3. Sudar sa pticama

Zrakoplovni motori najčešće usisavaju ptice u blizini aerodroma, tijekom polijetanja ili slijetanja. Susreti s pticama događaju se i danju i noću. Većina sudara sa pticama ne utječe na sigurnost leta, a u polovini slučajeva usisavanja ptica u motore, posada zrakoplova nije niti svjesna da se to uopće dogodilo.

U slučaju usisavanja veće ptice, posada može uočiti udarac ili vibraciju, a ako ptica uđe unutar jezgre motora, može se pojaviti smrad spaljenog mesa unutar kabine zrakoplova zbog sustava „bleed air“.

Sudar sa pticama može oštetiti motor. Slika 4.2 prikazuje oštećenje lopatica mlaznog motora zbog usisavanja ptice. U slučaju loma lopatica, motor će najvjerojatnije otkazati.



Slika 4.2: Oštećenje lopatica mlaznog motora uslijed usisavanja ptice

Izvor: <http://photos1.blogqer.com/blogqer/3887/758/1600/PICT0018.jpg> (pristupljeno: veljača 2018.)

5. OPĆE KARAKTERISTIKE ZRAKOPLOVA AIRBUS A320

Obitelj zrakoplova Airbus A320 sastoji se od uskotrupnih, komercijalnih dvomotornih mlaznih putničkih zrakoplova kratkog do srednjeg doleta koje proizvodi europska multinacionalna korporacija Airbus. Navedena obitelj zrakoplova uključuje modele A318, A319 (slika 5.1), A320 i A321. U Europi se konačno sastavljanje zrakoplova obitelji A320 provodi u francuskom Toulouseu (ujedno i sjedište tvrtke Airbus) te u Hamburgu u Njemačkoj. Obitelj A320 može prihvatiti do 236 putnika te ima dolet od 3100 do 12000 km, ovisno o modelu.



Slika 5.1: Airbus A319 hrvatskog nacionalnog avioprijevoznika Croatia Airlines na stajanci zagrebačke zračne luke

Izvor: <http://www.nacional.hr/wp-content/uploads/2016/09/croatia-airlines-e1517407610672.jpg>, 2.2.2018.

Airbus A320 je drugi najpopularniji putnički mlazni zrakoplov na svijetu s do sada proizvedenih gotovo 8000 modela, iza Boeinga 737 koji mu je direktna konkurencija, a koji je proizveden u nešto manje od 10 tisuća primjeraka [4].

Prvi model obitelji A320 prvi puta je poletio 22. veljače 1987., te je u komercijalnu uporabu ušao u ožujku 1988. u službi francuskog nacionalnog avioprijevoznika Air France [5]. Obitelj je kasnije proširena na modele A321 (1994.), A319 (1996.) te A318 (2003.).

Obitelj A320 prva je koristila sustav komandi *fly-by-wire*, u kojem se upravljačke površine zrakoplova gibaju putem električnih impulsa od strane pilota, a ne putem direktnih mehaničkih veza s komandama.

Godine 2014. prvi puta je poletjela nova varijanta Airbusa A320, po imenu Airbus A320neo. Oznaka „neo“ znači „nova opcija motora“ (engl. *new engine option*). A320neo ima novije, efikasnije motore u kombinaciji s poboljšanjima same konstrukcije zrakoplova i dodavanjem tzv. krilca (engl. *winglets*), koji su prozvani „*sharklets*“ od strane Airbusa, budući da izgledom podsjećaju na leđnu peraju morskog psa. Navedeni model će imati 15% manju potrošnju goriva u odnosu na prethodni model A320, koji je danas prozvan A320ceo (kratica za „trenutna opcija motora“- engl. *current engine option*). A320neo, vidljiv na slici 5.2, ušao je u komercijalnu uporabu u siječnju 2016. godine u službi njemačke nacionalne aviokompanije Lufthansa [7].



Slika 5.2: Airbus A320neo njemačkog avioprijevoznika Lufthansa

Izvor: <https://www.lufthansagroup.com/en/themes/airbus-a320neo.html>, 2.2.2018.

Trenutno najveći operator obitelji A320 je American Airlines, s 392 modela trenutno u uporabi. Hrvatski nacionalni avioprijevoznik Croatia Airlines u svojoj floti ima dva modela Airbusa A320, te četiri modela Airbusa A319. Također, 2015. godine potvrđeno je da je Croatia Airlines sklopila dogovor o narudžbi četiri modela Airbus A320neo, od kojih bi prva dva trebala biti dostavljena 2021. godine, a preostala dva 2022. [8].

5.1. Dizajn zrakoplova Airbus A320

Zrakoplov Airbus A320 je uskotrupni zrakoplov s uvlačivim stajnim trapom te dva turbomlazna motora smještena u kućištima ispod krila zrakoplova. A320 je jedini uskotrupni Airbusov zrakoplov. Model A321 dulji je od modela A320, dok su A319 i A318 kraći.

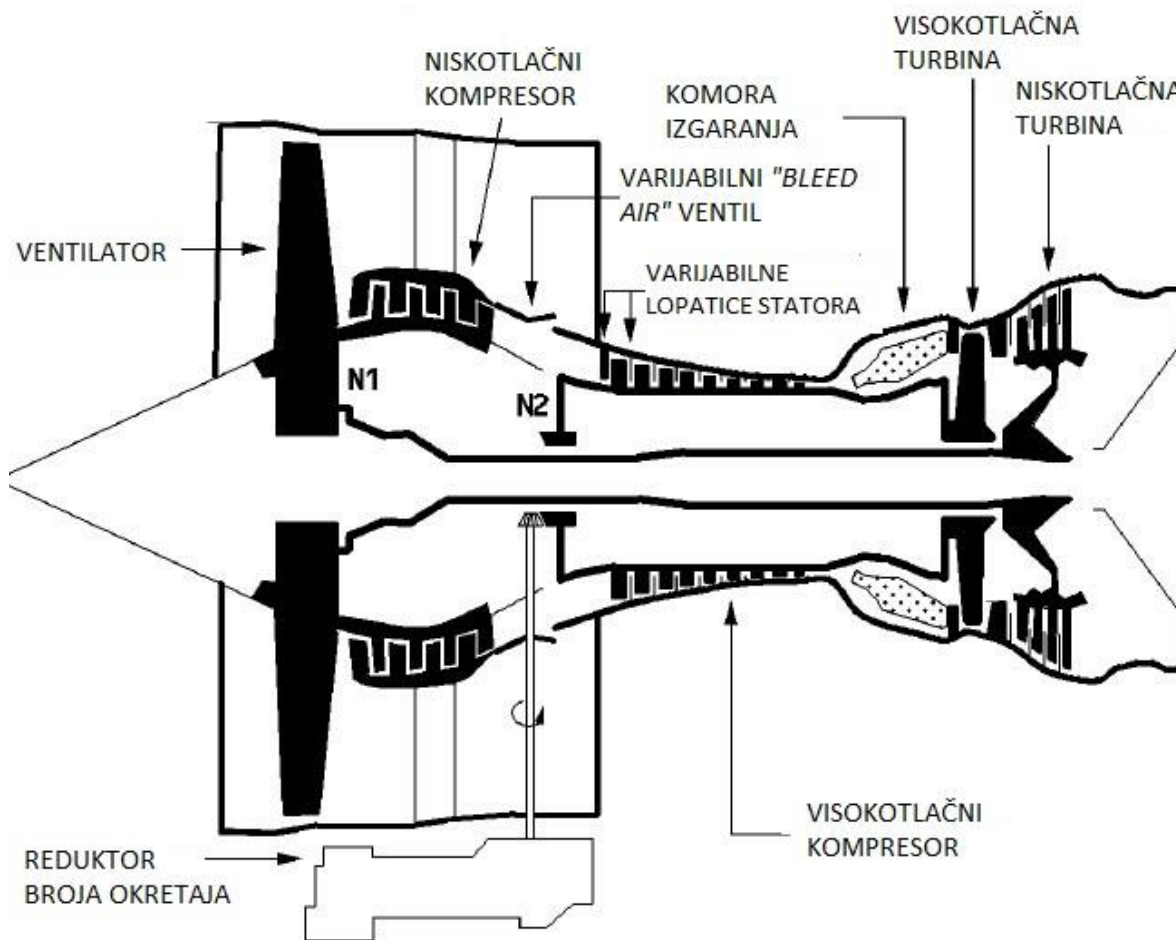
5.1.1. Konstrukcija zrakoplova

Airbus A320 je niskokrilni i jednokrilni zrakoplov sa standardnom repnom sekcijom s jednim vertikalnim stabilizatorom i kormilom smjera. Kut krila u odnosu na okomicu trupa je

25 stupnjeva. Konstrukcija se sastoji od kompozitnih materijala i aluminijskih legura kako bi imala manju masu te manji broj dijelova da bi se smanjili troškovi održavanja.

5.1.2. Motori zrakoplova

Airbus A320 najčešće koristi seriju mlaznih motora CFM56, koju proizvodi tvrtka CFM International. Konkretno, A320 koristi dvovratilni turbomlazni motor CFM56-5B koji ima visoki stupanj obtočnosti te ostvaruje potisak od 98 do 147 kN. Shema motora CFM56-5B prikazana je u isječku iz operativnog priručnika Airbusa A320 na slici 5.3.



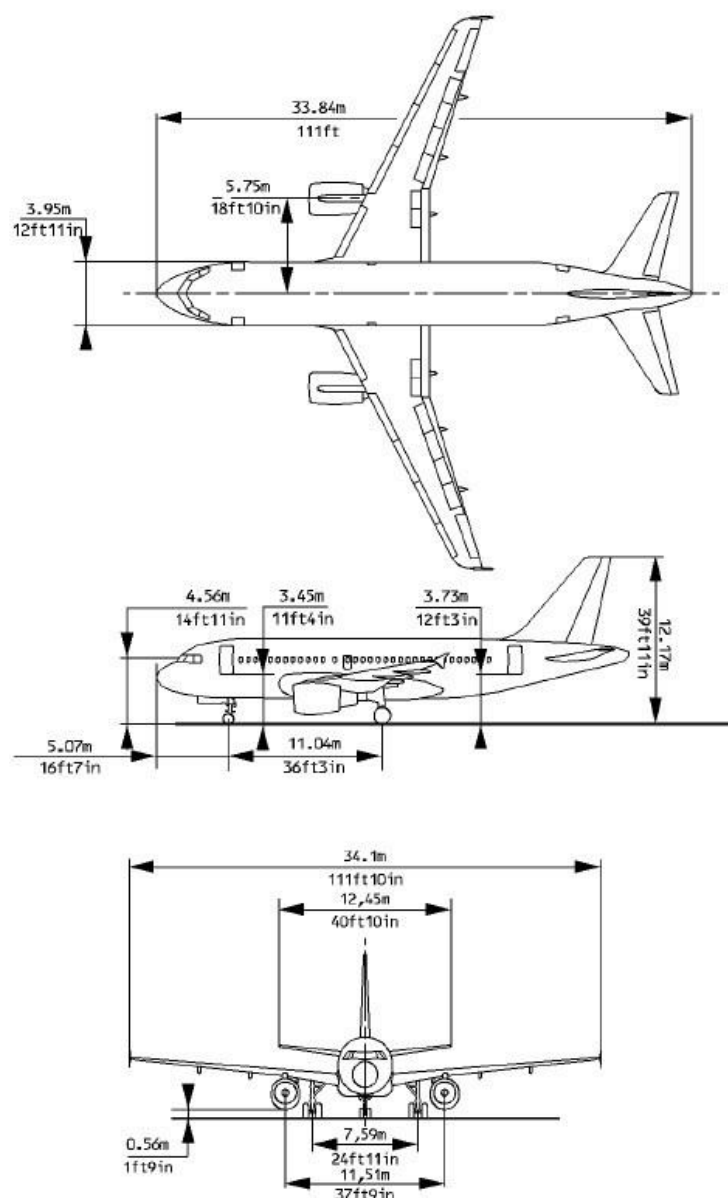
Slika 5.3: Shema turbomlaznog motora CFM56-5B, [10]

Niskotlačno vratilo (N1) sastoji se od prednjeg ventilatora s jednim stupnjem te od niskotlačnog kompresora s četiri stupnja, spojenog na niskotlačnu turbinu koja također ima četiri stupnja. Visokotlačno vratilo sastoji se od visokotlačnog kompresora s devet stupnjeva spojenog na jednostupanjsku visokotlačnu turbinu. Komora izgaranja je prstenasta s 40 brizgaljki goriva i dvije svjećice. Reduktor broja okretaja koji se nalazi na dnu kućišta

ventilatora prima torzijska opterećenja s visokotlačnog vratila i pogoni sustave koji su na njega ugrađeni [10].

5.1.3. Dimenzije zrakoplova i raspored kabine

Na isječku iz operativnog priručnika Airbus A320 (slika 5.4) grafički su prikazane razne dimenzije zrakoplova.



Slika 5.4: Prikaz dimenzija zrakoplova Airbus A320, [10]

Neke od osnovnih dimenzija su:

- duljina trupa: 33,84 m
- širina trupa: 3,95 m
- visina najviše točke repa iznad tla: 12,17 m
- raspon krila: 34,1 m
- raspon horizontalnog stabilizatora: 12,45 m
- širina stajnog trapa: 7,59 m, te
- visina donjeg dijela kućišta motora iznad tla: 0,56 m.

Raspored sjedala u putničkoj kabini varira ovisno o operativnim zahtjevima, a certificirani maksimum od strane EASA je 195 sjedala. Teretni prostor sastoji se od dva dijela koji se nalaze ispod putničke kabine. Pilotska kabina (slika 5.5) projektirana je za dvočlanu posadu, te ima jedno mjesto za promatrača (tzv. „*jump seat*“).



Slika 5.5: Pilotska kabina Airbusa A320

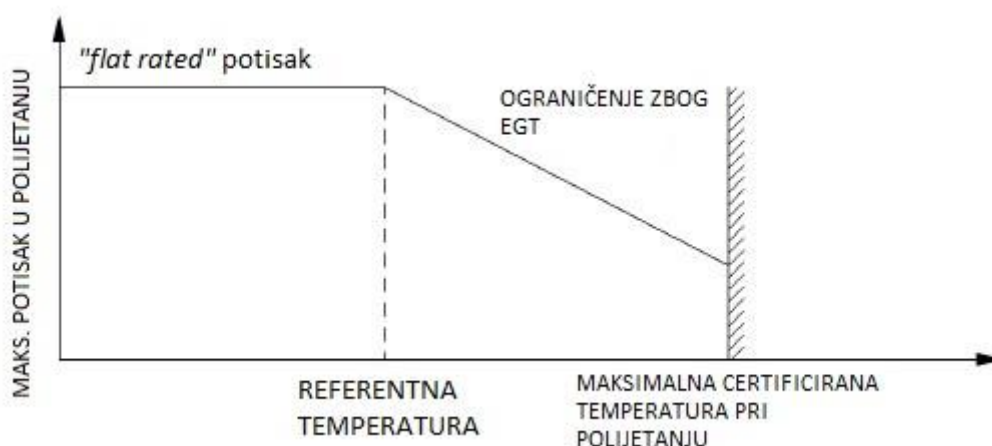
Izvor: <http://i.imgur.com/06dB3Kb.jpg>, 11.2.2018.

6. ODREĐIVANJE PERFORMANSI AIRBUSA A320 S JEDNIM I S OBA ISPRAVNA MOTORA

6.1. Određivanje performansi u polijetanju

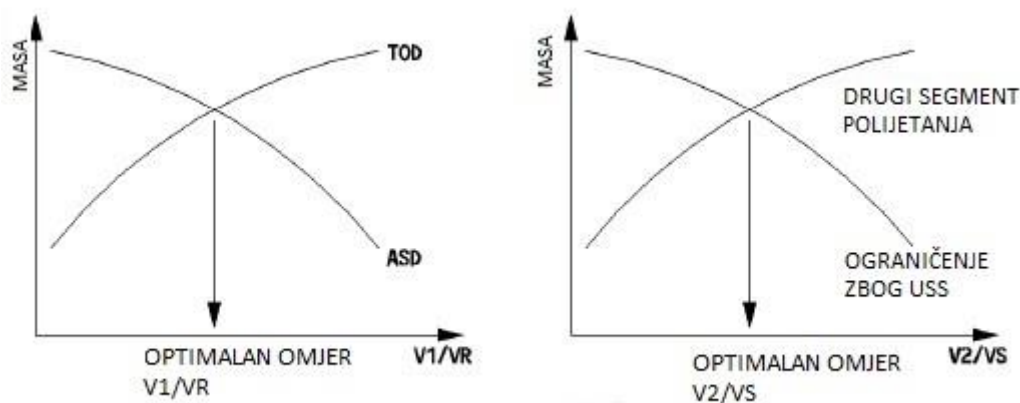
Za određivanje performansi u polijetanju potrebne su tablice polijetanja (engl. *takeoff charts*). Moguće je prezentirati navedene tablice na dva načina, a svaka kompanija bira jedan od njih. Navedeni načini su unos temperature (engl. *temperature entry*) u kojem su na lijevoj strani tablice označene temperature te unos mase (engl. *weight entry*) u kojem su na lijevoj strani tablice označene mase.

Optimizacija polijetanja računa se za određenu uzletno-sletnu stazu i prepreke oko nje, te za određenu postavku zakrilaca i atmosferske uvjete (temperatura zraka, smjer i brzina vjetra te tlak zraka). Taj proračun producira maksimalnu dopuštenu masu u polijetanju, ili maksimalnu dopuštenu temperaturu zraka pri polijetanju za neku određenu masu. Motori Airbusa A320 proizvode konstantnu vrijednost potiska do određene temperature zraka (tzv. *flat-rated* motori), a općeniti prikaz vrijednosti potiska u ovisnosti o temperaturi zraka vidljiv je na slici 6.1. Potisak je konstantan (engl. *flat rated thrust*) do određene referentne temperature (engl. *flat rating temperature*), a iznad te temperature ograničavajući faktor je temperatura ispušnih plinova (*Exhaust Gas Temperature – EGT*)



Slika 6.1: Dijagram ovisnosti maksimalne vrijednosti potiska o lokalnoj temperaturi zraka, [10]

Proces optimizacije izračunava brzine koje će producirati najveću moguću masu za polijetanje u određenim uvjetima. Za potrebu izračuna, razna ograničenja se uzimaju u obzir, kao npr. TOD, ASD i drugi segment polijetanja, što je prikazano na slici 6.2. Na tipičnoj uzletno-sletnoj stazi, performanse dvomotornog zrakoplova ograničene su mogućnošću otkaza motora pri polijetanju. Kao posljedica toga, optimalni omjeri V_2/V_S i V_1/V_R su jedinstveni.

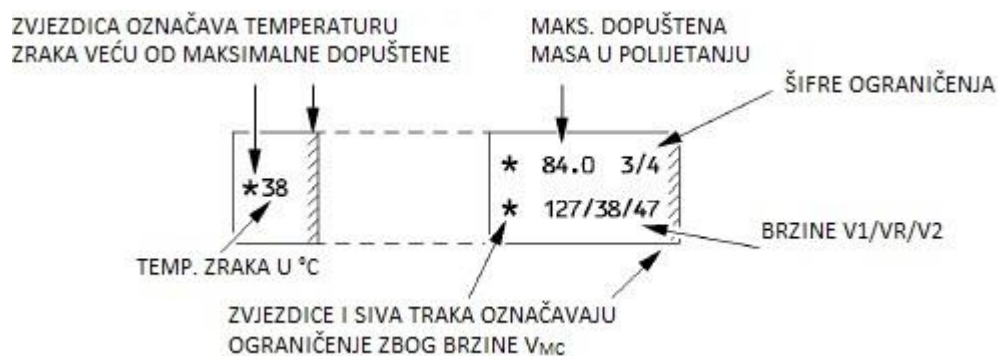


Slika 6.2: Dijagram ovisnosti potrebne udaljenosti za polijetanje i zaustavljanje u ovisnosti o omjeru brzina V_1 i V_R i dijagram ovisnosti duljine drugog segmenta polijetanja i ograničenja uzletno-sletnom stazom u ovisnosti o omjeru brzina V_2 i V_S , [10]

6.1.1. Tablica za polijetanje

Tablica za polijetanje proračunava se za određenu verziju zrakoplova i za određenu uzletno-sletnu stazu označenu na vrhu tablice, gdje su još naznačene informacije o uzletno-sletnoj stazi i navedene su pretpostavke u proračunu. Tablica je dana za dvije različite konfiguracije zrakoplova i pet vrijednosti vjetra za svaku konfiguraciju. To dozvoljava posadi izbor konfiguracije koja daje ili najveću dopuštenu masu za polijetanje ili najveću dopuštenu temperaturu za proceduru fleksibilnog polijetanja (engl. *flexible takeoff*).

Ako različite konfiguracije daju ekvivalentne performanse, bira se ona konfiguracija koja daje manje brzine pri polijetanju. Kada se koristi metoda unosa temperature, tablica daje sljedeće uvjete: maksimalna dopuštena masa u polijetanju, šifre ograničenja te brzine V_1 , V_R i V_2 , što je prikazano na slici 6.3.



Slika 6.3: Prikaz parametara određenih putem tablice polijetanja u metodi unosa temperature, [10]

Šifra ograničenja je oznaka faktora koji ograničava najveću dopuštenu masu, npr. 3 za duljinu uzletno sletne staze ili 4 za prepreke.

**MAKS. TEMPERATURA ZA
ELEKSIJILNO POLIJETANJE**



Slika 6.4: Prikaz parametara određenih putem tablice polijetanja u metodi unosa mase, [10]

Performanse određene u tablici vrijede za putanju leta s jednim neispravnim motorom i uzimaju u obzir prepreke. Visina ubrzavanja osigurava nadvišavanje najviše prepreke za minimalno 35 ft pri ubrzanju u horizontalnom letu nakon otkaza motora, u najlošijim mogućim uvjetima. Primjeri cijele tablice polijetanja vidljivi su na slikama 6.5 (unos temperature) i 6.6 (unos mase).

U slučaju kada za neki aerodrom nisu proračunate tablice polijetanja, koriste se tablice za brzo referiranje (engl. *Quick Reference Tables*). Takve tablice daju korekcije za duljinu uzletno-sletne staze za vjetar i nagib staze, te daju maksimalnu masu u polijetanju, šifre ograničenja i brzine u polijetanju za određene kombinacije atmosferskih uvjeta i konfiguracije zrakoplova.

U kombinaciji sa tablicama brzog referiranja, koriste se grafovi za putanju leta, kojima se određuju potrebne korekcije za nadvišavanje prepreka nakon polijetanja tako što se u graf unosi visina prepreke iznad zemlje te njena udaljenost od uzletno-sletne staze. Navedeni grafovi određeni su za više mogućih konfiguracija u polijetanju.

U tablici na slici 6.7 prikazane su određene postavke parametra N1 (brzina vrtnje niskotlačnog vratila) u ovisnosti o nadmorskoj visini aerodroma te temperaturi zraka, uz potrebne korekcije za korištenje klimatizacije i sustava protiv zaleđivanja.

A319XXX		ENGINES		AIRPORT NAME				15L		VERSION	DATE
QNH	1013.00 HPA			Elevation	489 FT	TORA	3000 M			AXXXXXXX	**V10
Air cond.	AC OFF			Isla temp	14 C	TODA	3000 M			DRY	
Anti-icing	AI OFF			rvvy 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	70.4 4/4 153/53/56	71.4 4/4 155/55/58							72.7 4/4 156/56/58	73.5 2/4 157/57/60	
-10	70.1 4/4 153/53/56	71.1 4/4 154/54/57							72.5 4/4 155/55/57	73.2 2/4 156/56/58	
0	69.7 3/4 152/52/55	70.7 4/4 153/53/56	71.7 4/4 154/54/56	72.6 4/4 155/55/58	73.4 4/4 155/55/58	69.2 4/4 148/48/51	70.2 4/4 150/50/52	71.3 4/4 151/51/54	72.1 4/4 153/53/55	72.9 2/4 155/55/57	
10	69.9 3/4 152/52/55	70.9 4/4 152/52/55	71.3 4/4 153/53/56	72.1 4/4 154/54/57	72.9 4/4 155/55/58	68.8 4/4 148/48/50	69.7 4/4 149/49/51	70.8 4/4 150/50/53	71.6 4/4 151/51/53	72.4 2/4 153/53/55	
20	68.8 3/4 150/50/53	69.8 4/4 151/51/54	70.8 4/4 153/53/55	71.5 4/4 154/54/57	72.4 4/4 154/54/57	68.3 4/4 147/47/49	69.2 4/4 148/48/50	70.3 4/4 149/49/51	71.1 4/4 149/49/51	71.8 2/4 151/51/53	
30	68.3 3/4 148/48/51	69.3 3/4 150/50/53	70.4 4/4 151/51/54	71.0 4/4 152/52/55	71.8 4/4 153/53/55	67.8 3/4 147/47/49	68.8 4/4 147/47/49	69.7 4/4 148/48/51	70.5 4/4 148/48/50	71.3 2/4 150/50/52	
32	68.2 3/4 148/48/50	69.2 3/4 150/50/53	70.3 4/4 151/51/54	70.9 4/4 153/53/56	71.7 4/4 153/53/55	67.7 4/4 147/47/49	68.7 4/4 147/47/49	69.6 4/4 148/48/50	70.4 4/4 148/48/50	71.2 2/4 149/49/51	
34	68.1 3/4 147/47/50	69.1 3/4 150/50/53	70.2 4/4 151/51/54	70.8 4/4 152/52/55	71.6 4/4 152/52/55	67.6 4/4 146/46/48	68.6 4/4 146/46/48	69.5 4/4 148/48/50	70.3 4/4 148/48/50	71.1 2/4 149/49/51	
36	68.0 3/4 147/47/50	69.0 3/4 150/50/52	70.1 4/4 151/51/54	70.7 4/4 152/52/55	71.5 4/4 152/52/55	67.6 3/4 145/45/47	68.5 4/4 147/47/49	69.5 4/4 148/48/50	70.2 4/4 148/48/50	71.0 2/4 149/49/51	
38	67.9 3/4 147/47/49	69.0 3/4 150/50/53	70.0 4/4 151/51/53	70.7 4/4 152/52/55	71.4 4/4 152/52/55	67.6 3/4 146/46/48	68.5 4/4 147/47/49	69.4 4/4 148/48/50	70.1 4/4 148/48/50	70.9 2/4 149/49/51	
40	67.9 3/4 146/46/48	68.9 3/4 150/50/53	70.0 4/4 151/51/54	70.6 4/4 152/52/55	71.3 4/4 152/52/54	67.4 3/4 145/45/47	68.4 4/4 147/47/49	69.3 4/4 148/48/50	70.0 4/4 148/48/50	70.8 2/4 149/49/51	
42	67.8 3/4 146/46/48	68.8 3/4 150/50/52	69.9 4/4 151/51/54	70.5 4/4 152/52/55	71.3 4/4 152/52/55	67.4 3/4 145/45/47	68.3 4/4 147/47/49	69.3 4/4 148/48/50	69.9 4/4 148/48/50	70.7 4/4 149/49/51	
44	67.6 3/4 146/46/48	68.7 3/4 150/50/52	69.8 4/4 151/51/54	70.4 4/4 152/52/55	71.1 4/4 152/52/54	67.2 3/4 146/46/48	68.2 4/4 147/47/49	69.1 4/4 148/48/50	69.7 4/4 148/48/50	70.5 4/4 149/49/51	
46	66.5 3/4 145/45/48	67.4 3/4 148/48/51	68.5 4/4 149/49/52	69.1 4/4 151/51/53	69.9 4/4 150/50/53	66.0 3/4 145/45/47	66.9 4/4 146/46/48	67.8 4/4 146/46/48	68.5 4/4 146/46/48	69.3 4/4 147/47/48	
48	65.2 3/4 145/45/48	66.2 4/4 146/46/49	67.2 4/4 148/48/50	67.8 4/4 149/49/52	68.6 4/4 149/49/52	64.7 4/4 143/43/45	65.7 4/4 143/43/45	66.5 4/4 145/45/47	67.2 4/4 144/44/46	68.1 2/4 145/45/47	
* 50	64.0 3/4 144/44/47	64.9 4/4 145/45/47	65.9 4/4 147/47/49	66.5 4/4 147/47/50	67.3 4/4 147/47/50	63.5 4/4 141/41/43	64.4 4/4 142/42/44	65.2 4/4 143/43/45	66.0 4/4 143/43/45	66.8 2/4 144/44/46	
* 52	62.7 4/4 142/42/45	63.7 4/4 144/44/46	64.6 4/4 146/46/48	65.2 4/4 146/46/48	66.1 4/4 146/46/49	62.3 4/4 139/39/41	63.1 4/4 141/41/43	64.0 4/4 142/42/43	64.7 4/4 142/42/44	65.5 2/4 143/43/45	
* 54	61.5 4/4 141/41/43	62.4 4/4 143/43/45	63.3 4/4 144/44/46	64.0 4/4 144/44/46	64.8 4/4 146/46/48	61.0 4/4 138/38/40	61.8 4/4 140/40/42	62.7 4/4 140/40/42	63.5 4/4 141/41/42	64.3 2/4 142/42/44	
INFLUENCE OF RUNWAY CONDITION											
WET	-4/-1 -10/-3/-3 (+54) -8/-2 -10/-0/-0	-7/-2 -8/-1/-1 (+54) -7/-2 -8/-0/-0	-0/-1 -4/-1/-1 (+54) -0/-1 -4/-0/-0	-0/-0 -4/-1/-1 (+54) -0/-0 -4/-0/-0	-0/-0 -1/-0/-0 (+54) -0/-0 -1/-0/-0	-9/-2 -9/-2/-2 (+54) -9/-2 -9/-0/-0	-2/-1 -4/-0/-0 (+54) -2/-1 -4/-0/-0	-0/-0 -2/-0/-0 (+54) -0/-0 -2/-0/-0	-0/-1 0/-0/-0 (+54) -0/-1 0/-0/-0	-0/-1 0/-0/-0 (+54) -2/-1 0/-0/-0	
INFLUENCE OF DELTA PRESSURE											
D QNH HPA											
-10	-6/-1 0/-0/-0 (+54) -6/-1 0/-0/-0	-6/-1 0/-0/-0 (+54) -6/-1 0/-0/-0	-7/-2 0/-0/-0 (+54) -7/-2 0/-0/-0	-7/-2 0/-0/-0 (+54) -7/-2 0/-0/-0	-9/-2 0/-0/-0 (+54) -9/-2 0/-0/-0	-7/-2 0/-0/-0 (+54) -7/-2 0/-0/-0	-0/-2 0/-0/-0 (+54) -0/-2 0/-0/-0	-8/-2 0/-0/-0 (+54) -8/-2 0/-0/-0	-9/-2 -2/-1/-1 (+54) -9/-2 -2/-0/-0	-0/-2 2/-2/-2 (+54) -8/-2 -2/-0/-0	
+10	+3/-0 0/-1/-1 (+54) +1/-0 0/-1/-1	+1/-0 +1/-1/-1 (+54) +1/-0 +1/-1/-1	+1/-0 +1/-1/-1 (+54) +1/-0 +1/-1/-1	+1/-0 0/-0/-0 (+54) +1/-0 0/-0/-0	+1/-0 0/-0/-0 (+54) +1/-0 0/-0/-0	+1/-0 0/-0/-0 (+54) +1/-0 0/-0/-0	+1/-0 0/-0/-0 (+54) +1/-0 0/-0/-0	+1/-0 0/-0/-0 (+54) +1/-0 0/-0/-0	+1/-0 0/-1/-1 (+54) -0/-0 0/-1/-1	+1/-0 0/-0/-0 (+54) -0/-0 0/-0/-0	
LABEL FOR INFLUENCE DIW (1000 KG) DTRFLX DVI-DVR-DV2 (KT) (TVMC OAT C) DIW (1000 KG) DTRFLX DVI-DVR-DV2 (KT)		MTOW (1000 KG) codes V1min/VR/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		* VMC * LIMITATION	Tref (OAT) = 44 C Tmax (OAT) = 50 C	Min acc height 810 FT Max acc height 1992 FT	Min V1/VR/V2 = 107/13/17 CHECK VMU LIMITATION Correct V1/VR/V2 = 2 KT/1000 KG				

Slika 6.5: Primjer tablice polijetanja za metodu unosa temperature, [10]

U metodi unosa temperature, prema tablici na slici 6.5, za konfiguraciju 1+F, temperaturu zraka 10°C i čeonu vjetar od 10 kt, maksimalna dopuštena masa je 72100 kg, a profil brzina ($V_1/V_R/V_2$) je 154/154/157 kt. Metoda očitavanja navedenih parametara označena je crvenom bojom na slici 6.5.

A319XXX		ENGINES		AIRPORT NAME				15L	VERSION DATE
QNH 1013.00 HPA		Air cond. AC OFF		Elevation 489 FT	TORA 3000 M				AXXXXXX V10
Anti-icing AI OFF				Ils temp 14 C	TODA 3100 M			4 obstacles	DRY
All reversers operating				rvy slope .08 %	ASDA 3000 M				
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	
76	6 3/3 .0	25 3/3 .0	37 3/3 .0	38 3/3 .2	0 3/3 .1	18 3/3 .0	35 3/3 .0	37 3/3 .0	
	148/52/55	149/53/56	151/54/57	154/57/60	150/53/56	150/54/57	152/56/58	155/58/60	
72	40 3/3 .2	42 3/3 .5	44 3/3 .5	46 3/3 .1	40 3/3 .1	42 3/3 .1	43 3/3 .5	44 3/3 .4	
	142/46/49	146/49/52	150/52/55	153/54/57	143/47/49	147/50/52	151/53/55	154/56/58	
68	48 3/3 .3	50 3/3 .3	52 3/3 .2	53 3/3 .0	48 3/3 .1	49 3/3 .5	51 3/3 .1	51 2/3 .4	
	141/43/46	145/47/49	149/50/53	153/53/55	142/44/46	146/48/50	151/52/53	153/54/56	
64	56 3/3 .3	58 3/7 .0	58 3/7 .0	58 3/7 .0	56 3/3 .1	57 3/3 .2	57 2/3 .6	57 2/3 .6	
	141/42/44	143/44/46	140/44/46	138/44/46	142/43/45	147/47/48	149/50/51	148/50/51	
60	58 3/7 .0	* 58 3/7 .0	* 58 2/7 .0	* 58 2/7 .0	58 3/7 .0	* 58 3/7 .0	* 58 2/7 .0	* 58 2/7 .0	
	118/30/33	* 113/30/33	* 111/30/33	* 111/30/33	117/30/32	* 113/31/32	* 111/31/32	* 111/31/32	
56	* 58 7/9 .0	* 58 7/9 .0	* 58 7/9 .0	* 58 7/9 .0	* 58 7/7 .0	* 58 7/7 .0	* 58 7/7 .0	* 58 7/7 .0	
	* 111/21/24	* 111/21/24	* 111/21/24	* 111/21/24	* 111/19/21	* 111/19/21	* 111/19/21	* 111/19/21	
52	* 58 7/7 .0	* 58 7/7 .0	* 58 7/7 .0	* 58 7/7 .0	* 58 7/7 .0	* 58 7/7 .0	* 58 7/7 .0	* 58 7/7 .0	
	* 111/19/22	* 111/19/22	* 111/19/22	* 111/19/22	* 111/19/21	* 111/19/21	* 111/19/21	* 111/19/21	
48	* 58 7/7 .0	* 58 7/7 .0	DO NOT USE FOR OPERATIONAL PURPOSE				* 58 7/7 .0	* 58 7/7 .0	
	* 111/18/22	* 111/18/22					* 111/19/21	* 111/19/21	
46	* 58 7/7 .0	* 58 7/7 .0					* 58 7/7 .0	* 58 7/7 .0	
	* 111/18/22	* 111/18/22					* 111/18/21	* 111/18/21	
40	* 58 7/7 .0	* 58 7/7 .0	* 58 7/7 .0	* 58 7/7 .0	* 58 7/7 .0	* 58 7/7 .0	* 58 7/7 .0	* 58 7/7 .0	
	* 112/18/22	* 112/17/22	* 112/17/22	* 112/17/22	* 112/18/21	* 112/18/21	* 112/18/21	* 112/18/21	
GRAD1/GRAD2 (KG/C)									
	40/****	40/****	40/ 400	40/ 400	40/****	40/****	30/****	30/ 410	
INFLUENCE OF RUNWAY CONDITION									
WET	-5/-2 -9/-1/-1 (+58)-5/-2 -9/0/0	-5/-1 -9/-1/-1 (+58)-5/-1 -9/0/0	-5/-1 -8/-1/-1 (+58)-5/-1 -8/0/0	-3/-1 -6/0/0 (+58)-3/-1 -6/0/0	-7/-2 -11/-1/-1 (+58)-7/-2 -11/0/0	-6/-2 -10/-1/-1 (+58)-6/-2 -10/0/0	-4/-1 -7/0/0 (+58)-4/-1 -7/0/0	-1/-1 -4/0/0 (+58)-3/-1 -4/0/0	
INFLUENCE OF DELTA PRESSURE									
D QNH HPA									
-10	-9/-2 0/0/0 (+54)-9/-2 0/0/0	-5/-1 0/0/0 (+54)-5/-1 0/0/0	-6/-2 -1/-1/-1 (+54)-6/-2 -1/0/0	-5/-1 -1/-1/-1 (+54)-5/-1 -1/0/0	-5/-1 -1/0/0 (+54)-5/-1 -1/0/0	-6/-2 -2/-1/-1 (+54)-6/-2 -2/0/0	-6/-2 -1/-1/-1 (+54)-6/-2 -1/0/0	-5/-1 -1/0/0 (+54)-5/-1 -1/0/0	
+10	+3/0 +1/+1/+1 (+58)+3/0 +1/+1/+1	+2/0 +1/+1/+1 (+58)+2/0 +1/+1/+1	0/0 0/0/0 (+58)0/0 0/0/0	0/0 0/+1/+1 (+58)0/0 0/+1/+1	+1/0 0/0/0 (+58)+1/0 0/0/0	+1/0 0/0/0 (+58)+1/0 0/0/0	+2/0 0/0/0 (+58)+2/0 0/0/0	+2/0 0/0/0 (+58)0/0 0/0/0	
LABEL FOR INFLUENCE DW (1000 KG) DTFLX DV1-DW-DV2 (KT) (TVMC QAT C) DW (1000 KG) DTFLX DV1-DW-DV2 (KT)		QAT C DW CODES * VMU V1min/VR/V2 (kt) * LIMITATION 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		Tref (QAT) = 36 C Tmax (QAT) = 54 C		Min acc height 515 FT Max acc height 1725 FT Min V1/VR/V2 = 111/16/21 CHECK VMU LIMITATION Correct V1/VR/V2 = 1.0 KT/1000 KG		Min QNH alt 1011 FT Max QNH alt 2220 FT	

Slika 6.6: Primjer tablice polijetanja za metodu unosa mase, [10]

U metodi unosa mase, prema tablici na slici 6.6, za konfiguraciju 1+F, masu zrakoplova 64 tone i bez vjetrova, maksimalna temperatura zraka za fleksibilno polijetanje je 58°C, a profil brzina je 140/144/146 kt. Metoda očitavanja navedenih parametara označena je plavom bojom na slici 6.6.

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		
	PRESSURE ALTITUDE (FT)									
OAT (°C)	-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	OAT < ISA + 30 OAT ≥ ISA + 30				
50.0	88.7	89.4	90.0	90.6	91.1					
54.0	88.2	88.8	89.5							

Slika 6.7: Tablica potrebnih postavki snage u polijetanju u ovisnosti o nadmorskoj visini i temperaturi zraka, [10]

Na primjer, za aerodrom na nadmorskoj visini od 2000 ft i uz temperaturu zraka od -10°C, potrebna postavka N1 iznosi 84,7%. Metoda očitavanja vrijednosti potiska označena je plavom bojom na slici 6.7.

6.2. Određivanje performansi u penjanju

6.2.1. Performanse u penjanju u rutnom letenju

Za potrebe penjanja u rutnom letenju, u operativnom priručniku Airbusa A320 proračunate su performanse samo za let s oba motora ispravna, budući da se u praksi ne izvodi penjanje na ruti nakon otkaza jednog motora. Jedini slučajevi kada se penje sa jednim ispravnim motorom su penjanje u polijetanju nakon otkaza jednog motora, te penjanje u slučaju neuspjelog prilaza za slijetanje.

Tablice za penjanje određene su za postavljen maksimalni dopušteni potisak u penjanju (engl. *Maximum Climb Thrust*) uz sustav klimatizacije u normalnom načinu rada te ugašenim sustavom protiv zaleđivanja. Profil brzina u penjanju je sljedeći:

- 250 kt od visine 1500 ft iznad tla do FL100 (10 000 ft)
- ubrzavanje od 250 kt do 300 kt
- penjanje brzinom 300 kt, a zatim brzinom Mach 0.78 do odabrane visine

Tablice su proračunate s položajem težišta zrakoplova na 33% srednje aerodinamičke tetive. Primjer tablice za penjanje u uvjetima standardne atmosfere prikazan je na slici 6.8. U lijevom stupcu odabire se visina do koje se penje, a u gornjem redu se uzima masa zrakoplova na početku polijetanja. U polju koje odgovara pripadajućim vrijednostima visine i mase, navedeno je vrijeme potrebno za penjanje do te visine u minutama, potrebna masa goriva u kilogramima, zračna udaljenost u nautičkim miljama te brzina leta u čvorovima. Na dnu tablice su naznačene korekcije za potrebno gorivo u slučaju korištenja sustava klimatizacije i sustava zaštite od zaleđivanja.

Primjerice, za penjanje od površine Zemlje do visine FL350, uz masu zrakoplova od 70 tona, parametri su sljedeći (metoda proračuna označena crvenom bojom na slici 6.8):

- potrebno vrijeme: 23 minute
- potrebna količina goriva: 1773 kg
- zračna udaljenost: 145 NM, te
- brzina leta: 379 KTAS (*Knots True Airspeed*).

Ako se želi odrediti parametre penjanja između neke dvije visine, tada se računaju razlike u parametrima penjanja od površine Zemlje do te dvije visine (brzina penjanja se interpolira između dvije očitane vrijednosti). Na primjer, za penjanje od FL250 do FL350 (masa 70 tona), proračun je sljedeći (metoda označena plavom i crvenom bojom, slika 6.8):

- potrebno vrijeme: 23 min – 13 min = 10 min,
- potrebna količina goriva: 1773 kg – 1180 kg = 593 kg,
- zračna udaljenost: 145 NM – 71 NM = 74 NM, te
- brzina leta: $(379 \text{ kt} + 325 \text{ kt})/2 = 352 \text{ kt}$.

CLIMB - 250KT/300KT/M.78								
MAX. CLIMB THRUST			ISA		FROM BRAKE RELEASE			
NORMAL AIR CONDITIONING			CG=33.0%		TIME (MIN)		FUEL (KG)	
ANTI-ICING OFF					DISTANCE (NM)		TAS (KT)	
FL	WEIGHT AT BRAKE RELEASE (1000KG)							
	64	66	68	70	72	74	76	
390	26 1835 172 394							
370	22 1650 141 384	23 1740 150 385	25 1840 160 387	27 1952 172 389	29 2081 186 391			
350	20 1531 123 376	21 1606 129 377	22 1686 137 378	23 1773 145 379	24 1867 153 381	26 1970 163 383	27 2086 175 385	
330	18 1435 109 368	19 1502 115 369	20 1571 120 370	20 1645 127 371	22 1724 133 372	23 1808 141 373	24 1899 149 375	
310	16 1346 97 360	17 1406 102 360	18 1469 107 361	19 1534 112 362	19 1604 117 363	20 1677 123 364	21 1755 130 365	
290	15 1254 86 350	15 1308 90 350	16 1365 94 351	17 1424 98 352	17 1487 103 352	18 1552 108 353	19 1620 113 354	
270	13 1143 73 336	14 1192 76 337	14 1242 80 337	15 1295 83 338	15 1349 87 339	16 1406 91 339	17 1465 95 340	
250	12 1044 62 323	12 1088 65 324	13 1133 68 324	13 1180 71 325	14 1228 74 326	14 1278 77 326	15 1330 80 327	
240	11 998 58 317	11 1039 60 317	12 1082 63 318	12 1126 65 318	13 1171 68 319	13 1219 71 320	14 1268 74 320	
220	10 910 49 304	10 948 51 305	10 986 53 305	11 1025 56 306	11 1066 58 306	12 1108 60 307	12 1152 63 308	
200	9 828 42 292	9 862 44 292	9 896 45 293	10 932 47 293	10 968 49 294	10 1006 51 294	11 1045 53 295	
180	8 751 35 279	8 781 37 279	8 812 38 279	9 844 40 280	9 877 42 281	9 911 43 281	10 946 45 282	
160	7 678 30 265	7 705 31 266	7 733 32 266	8 762 34 267	8 791 35 267	8 821 36 268	8 852 38 269	
140	6 609 25 251	6 633 26 252	6 658 27 252	7 683 28 253	7 709 29 253	7 736 30 254	7 764 32 255	
120	5 542 21 236	5 563 21 236	6 586 22 237	6 608 23 238	6 631 24 238	6 655 25 239	7 680 26 240	
100	4 434 14 209	4 451 15 209	4 469 16 210	5 487 16 211	5 505 17 211	5 525 17 212	5 544 18 213	
50	3 282 8 171	3 293 8 171	3 305 8 172	3 316 8 173	3 328 9 174	3 340 9 174	3 352 9 176	
15	2 177 3 121	2 184 4 122	2 191 4 122	2 198 4 123	2 205 4 124	2 212 4 125	2 219 4 126	
LOW AIR CONDITIONING ΔFUEL = - 0.5 %		HIGH AIR CONDITIONING ΔFUEL = + 0.5 %		ENGINE ANTI ICE ON ΔFUEL = + 2 %		TOTAL ANTI ICE ON ΔFUEL = + 5 %		

Slika 6.8: Tablica penjanja za Airbus A320 za uvjete standardne atmosfere, [10]

6.2.2. Penjanje u slučaju neuspjelog prilaza (go-around)

U konfiguraciji za penjanje u slučaju neuspjelog prilaza, minimalni stalni gradijent penjanja s jednim neispravnim motorom za dvomotorni zrakoplov je 2,1% uz brzinu ne veću od 140% brzine sloma uzgona. Ako se radi o preciznom prilazu kategorije II, minimalni gradijent penjanja je 2,5%. Ovaj zahtjev se na engleskom naziva *Approach Climb Performance*.

Tablice su određene za određivanje maksimalne mase za penjanje u neuspjelom prilazu uz koju zahtijevani gradijent penjanja može biti zadovoljen s jednim neispravnim motorom. Masa se određuje preko atmosferskih uvjeta na aerodromu prilaza, odnosno putem njegove nadmorske visine i lokalne temperature zraka. Pretpostavljena postavka snage je potisak za neuspjeli prilaz uz uključen sustav klimatizacije. Brzina je jednaka 123% brzine sloma uzgona za pripadajuću konfiguraciju, a u slučaju potrebe, dana je potrebna korekcija za postizanje brzine od 140% brzine sloma uzgona (za svakih 1% povećanja brzine dodaje se 250 kg na maksimalnu masu). Primjer navedene tablice prikazan je na slici 6.9.

APPROACH CLIMB LIMITING WEIGHT (1000 KG)							Gradient : 2.1% High Air Conditioning Anti ice OFF V = 1.23 Vs					CONF 2	
ONE ENGINE OUT													
ONE ENGINE AT GO AROUND THRUST													
PRESSURE ALTITUDE (ft)													
OAT (°C)	-1000	0	200	400	600	800	1000	1500	2000	5000	8000	9200	
≤ 10	75.2	74.9	74.7	74.6	74.4	74.2	74.0	73.5	72.9	69.7	66.1	64.4	
20	74.8	74.6	74.5	74.3	74.1	73.9	73.7	73.2	72.7	69.5	65.9	64.2	
22	74.8	74.6	74.4	74.2	74.0	73.9	73.7	73.2	72.7	69.4	65.9	64.2	
24	74.7	74.5	74.4	74.2	74.0	73.8	73.6	73.1	72.6	69.4	65.8	64.2	
26	74.7	74.5	74.3	74.1	73.9	73.8	73.6	73.1	72.6	69.4	65.8	64.1	
28	74.6	74.4	74.3	74.1	73.9	73.7	73.5	73.0	72.5	69.4	65.8	63.3	
30	74.6	74.4	74.2	74.0	73.8	73.7	73.5	73.0	72.5	69.3	65.1	62.0	
32	74.5	74.4	74.2	74.0	73.8	73.6	73.4	73.0	72.5	69.3	63.7	60.6	
34	74.5	74.3	74.1	74.0	73.8	73.6	73.4	72.9	72.4	69.3	62.3	59.2	
36	74.5	74.3	74.1	73.9	73.8	73.6	73.4	72.9	72.4	68.6	61.0	57.9	
38	74.4	74.3	74.1	73.9	73.7	73.6	73.4	72.9	72.4	67.4	59.7		
40	74.4	74.2	74.1	73.9	73.7	73.6	73.4	72.9	72.4	66.2			
42	74.4	74.2	74.1	73.9	73.7	73.5	73.3	72.8	71.7	65.0			
44	74.4	74.1	74.0	73.8	73.5	73.0	72.6	71.5	70.5	63.8			
46	74.3	73.4	73.0	72.6	72.2	71.7	71.3	70.3	69.2				
48	73.5	72.1	71.7	71.3	70.9	70.4	70.0	69.0	68.0				
50	72.1	70.8	70.4	70.0	69.6	69.2	68.7	67.7	66.7				
52	70.9	69.5	69.1	68.7	68.3	67.9	67.5	66.5					
54	69.7	68.3	67.9	67.5									
55	69.0	67.7											
AIR CONDITIONING OFF : ADD 1600 kg			ENGINE ANTI ICE ON : SUBTRACT 250 kg			TOTAL ANTI ICE ON : SUBTRACT 800 kg			SPEED INCREASE PER 0.01 Vs ADD 250 kg				

Slika 6.9: Tablica za određivanje maksimalne mase u penjanju nakon neuspjelog prilaza, [10]

Na primjer, za neuspjeli prilaz na aerodromu koji se nalazi na nadmorskoj visini od 1000 ft i uz temperaturu zraka od 30°C, maksimalna dopuštena masa za gradijent penjanja od 2,1% je 73500 kg. Bez korištenja sustava klimatizacije, masa bi bila 73700 kg + 1600 kg = 75300 kg. Metoda proračuna označena je crvenom bojom na slici 6.9.

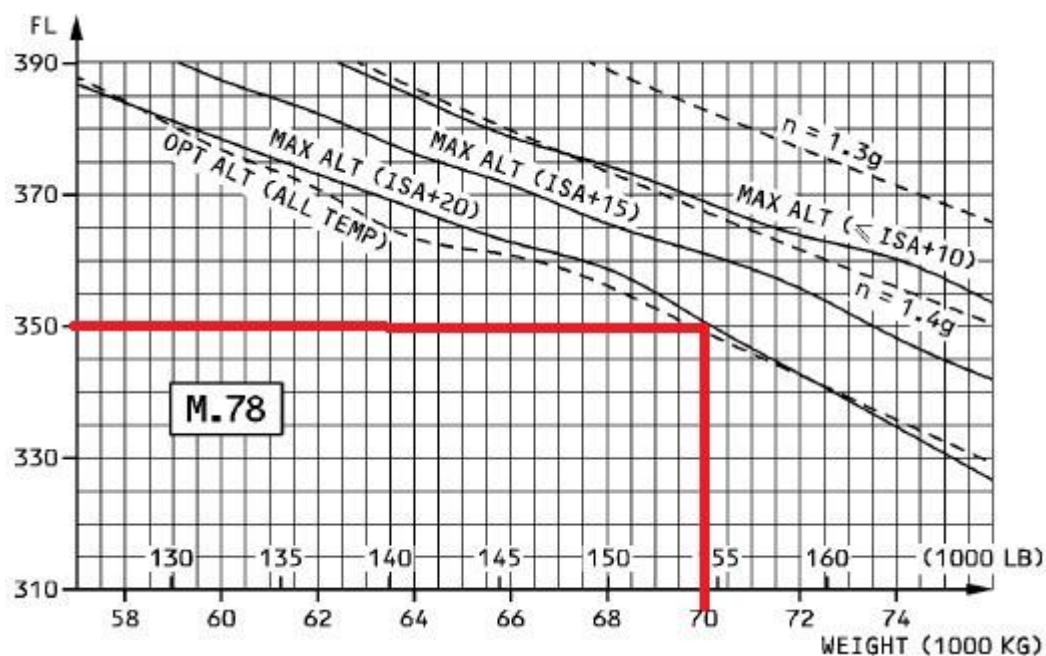
6.3. Određivanje performansi u krstarenju

6.3.1. Performanse u krstarenju s oba motora ispravna

Parametri leta u krstarenju također se određuju putem tablica, koje su u slučaju krstarenja proračunate za sljedeće uvjete:

- uvjeti ISA (standardna atmosfera), ISA + 10°C, ISA + 15°C te ISA + 20°C,
- sustav klimatizacije u normalnom načinu rada, sustav protiv zaleđivanja ugašen
- za brzinu Mach 0.78 od FL290 do FL390,
- za brzinu dugog doleta (Long Range Speed) od FL100 do FL390, te
- položaj težišta na 33% srednje aerodinamičke tetive.

Odabir prave visine za krstarenje važan je zbog potrošnje goriva, te se putem tablica i dijagrama određuje visina na kojoj će specifični dolet biti najveći, odnosno optimalna visina. Specifični dolet je omjer prijeđene udaljenosti po jedinici mase potrošenog goriva, a u slučaju Airbusa A320 on se određuje u mjernoj jedinici NM/1000 kg (broj prijeđenih nautičkih milja za svakih 1000 kg potrošenog goriva). Na slici 6.10 prikazan je dijagram za određivanje optimalne i maksimalne visine za određenu vrijednost mase zrakoplova.



Slika 6.10: Dijagram za određivanje optimalne i maksimalne visine leta za određenu vrijednost mase zrakoplova, [10]

Primjer određivanja optimalne visine leta prikazan je crvenom linijom na slici 6.10. Za masu zrakoplova od 70000 kg, optimalna visina je oko FL350.

Na slici 6.11 prikazana je tablica krstarenja za brzinu od Mach 0,78. Za određenu kombinaciju visine krstarenja i mase zrakoplova, iz navedene tablice mogu se očitati potrebna vrijednost potiska (N1), potrošnja goriva po satu jednog motora, specifičan dolet u NM/1000 kg te brzine leta u čvorovima. Na primjer, za masu zrakoplova od 60 tona i visinu FL370, parametri su sljedeći (proračun označen crvenom bojom):

- vrijednost potiska: 82,7% N1,
- potrošnja po motoru: 1093 kg/h,
- specifičan dolet: 204.7 NM/1000 kg, i
- brzina leta: Mach 0,78, te 252 KIAS (*Knots Indicated Airspeed*) i 447 KTAS.

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
	1305	302	1209	289	1124	277	1050	264	990	252
	176.9	462	189.2	458	201.7	454	214.0	450	225.8	447
52	80.5	.780	80.3	.780	80.2	.780	80.3	.780	80.9	.780
	1314	302	1219	289	1136	277	1063	264	1007	252
	175.7	462	187.7	458	199.6	454	211.4	450	222.2	447
54	80.7	.780	80.5	.780	80.5	.780	80.6	.780	81.3	.780
	1322	302	1230	289	1149	277	1078	264	1025	252
	174.5	462	186.1	458	197.3	454	208.5	450	218.3	447
56	80.8	.780	80.7	.780	80.7	.780	80.9	.780	81.8	.780
	1332	302	1242	289	1163	277	1094	264	1045	252
	173.2	462	184.3	458	195.1	454	205.5	450	214.1	447
58	81.0	.780	80.9	.780	81.0	.780	81.3	.780	82.2	.780
	1343	302	1254	289	1176	277	1111	264	1068	252
	171.9	462	182.5	458	192.8	454	202.4	450	208.5	447
60	81.2	.780	81.2	.780	81.3	.780	81.7	.780	82.7	.780
	1354	302	1268	289	1192	277	1129	264	1093	252
	170.5	462	180.5	458	190.3	454	199.1	450	204.7	447
62	81.4	.780	81.4	.780	81.6	.780	82.1	.780	83.2	.780
	1366	302	1281	289	1208	277	1150	264	1121	252
	169.0	462	178.7	458	187.8	454	195.4	450	199.6	447
64	81.6	.780	81.6	.780	81.9	.780	82.6	.780	83.7	.780
	1379	302	1295	289	1225	277	1174	264	1154	252
	167.4	462	176.7	458	185.1	454	191.5	450	193.8	447
66	81.8	.780	81.9	.780	82.3	.780	83.0	.780	84.3	.780
	1392	302	1311	289	1244	277	1199	264	1188	252
	165.8	462	174.6	458	182.3	454	187.6	450	188.3	447
68	82.0	.780	82.2	.780	82.7	.780	83.4	.780	84.9	.780
	1406	302	1327	289	1265	277	1226	264	1224	252
	164.2	462	172.4	458	179.3	454	183.4	450	182.8	447
70	82.2	.780	82.5	.780	83.2	.780	83.9	.780	85.6	.780
	1420	302	1344	289	1289	277	1259	264	1261	252
	162.6	462	170.2	458	176.0	454	178.6	450	177.4	447
72	82.5	.780	82.8	.780	83.5	.780	84.5	.780	86.3	.780
	1436	302	1363	289	1313	277	1293	264	1299	252
	160.8	462	167.9	458	172.7	454	173.9	450	172.2	447
74	82.7	.780	83.2	.780	83.9	.780	85.0	.780		
	1452	302	1384	289	1340	277	1328	264		
	158.9	462	165.4	458	169.3	454	169.3	450		
76	83.0	.780	83.6	.780	84.4	.780	85.6	.780		
	1469	302	1406	289	1371	277	1365	264		
	157.1	462	162.7	458	165.5	454	164.7	450		
LOW AIR CONDITIONING ΔFUEL = -0.6 %					ENGINE ANTI ICE ON ΔFUEL = +2.5 %			TOTAL ANTI ICE ON ΔFUEL = +4.5 %		

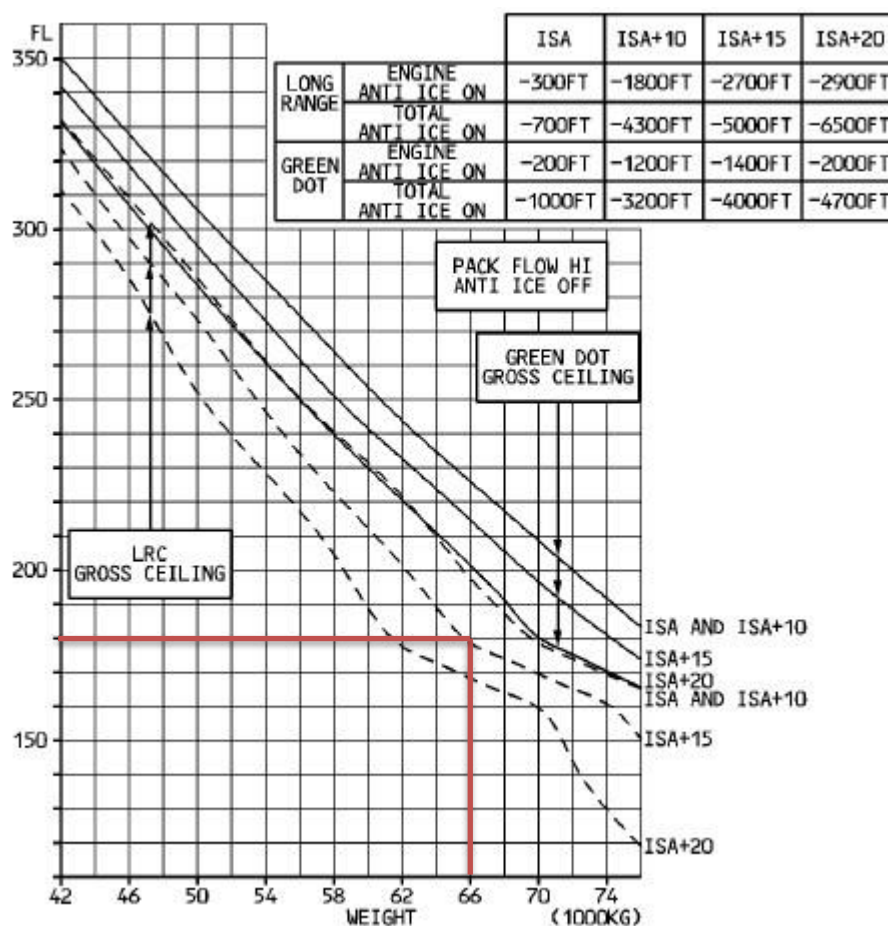
Slika 6.11: Tablica krstarenja za brzinu Mach 0.78, [10]

Za slučaj krstarenja s dugim doletom postoje posebne tablice, ali je princip određivanja parametara identičan.

6.3.2. Performanse u krstarenju s jednim neispravnim motorom

U slučaju otkaza motora u krstarenju, let se izvodi na brzini za maksimalni dolet, odnosno, primjenjuje se procedura krstarenja s dugim doletom (engl. *Long Range Cruise*). Performanse u takvom krstarenju se, kao i u krstarenju s oba motora ispravna, određuju putem tablica. Ako je visina krstarenja s oba motora ispravna bila veća od plafona leta s jednim neispravnim motorom, izvodi se spuštanje s visine krstarenja na plafon leta s jednim neispravnim motorom, odnosno tzv. *drift-down* procedura.

Dijagram za određivanje plafona leta s jednim neispravnim motorom prikazan je na slici 6.12. Na primjer, za masu od 66000 kg i uvjete ISA + 15°C, plafon leta za Long Range Cruise proceduru je oko FL180 (proračun označen crvenom linijom na slici 6.12). U tablici iznad dijagrama naznačene su potrebne korekcije plafona za rad sustava protiv zaleđivanja.



Slika 6.12: Dijagram za određivanje plafona leta s jednim neispravnim motorom, [10]

Kada se za određivanje performansi u krstarenju s jednim neispravnim motorom koristi tablica, princip određivanja je identičan kao u krstarenju s oba motora ispravna. Za određenu kombinaciju visine leta i mase zrakoplova, iz pripadajućeg polja se očitavaju vrijednost potiska (N1), potrošnja goriva u kg/h, specifični dolet u NM/1000 kg, te brzina u Mach, KIAS i KTAS. Primjer takve tablice prikazan je na slici 6.13. U letu na visini FL200 s masom od 60 tona, vrijednosti su sljedeće:

- vrijednost potiska: 86,7% N1,
- potrošnja goriva: 2131 kg/h,
- specifični dolet: 161,5 NM/1000 kg, te
- brzine leta: Mach 0,56, 256 KIAS i 344 KTAS.

LONG RANGE CRUISE - 1 ENGINE OUT												
MAX. CONTINUOUS THRUST LIMITS PACK FLOW HI ANTI-ICING OFF							ISA CG = 33.0%		N1 (%) KG/H NM/1000KG		MACH IAS (KT) TAS (KT)	
WEIGHT (1000KG)	FL100		FL120		FL140		FL160		FL180		FL200	
48	75.8	.459	77.3	.474	78.8	.489	79.7	.498	81.3	.516	82.1	.524
	1951	254	1912	252	1881	251	1821	246	1803	245	1751	239
	150.2	293	157.0	300	163.6	308	170.8	311	177.1	319	183.9	322
50	76.6	.465	78.6	.484	79.5	.494	80.7	.507	82.1	.521	82.8	.528
	2001	257	1987	258	1928	253	1889	250	1857	248	1801	241
	148.2	297	154.5	307	161.1	311	167.5	316	173.8	323	180.1	324
52	77.8	.474	79.3	.490	80.2	.498	81.7	.515	82.7	.524	83.7	.537
	2072	262	2042	261	1975	256	1953	254	1904	249	1872	245
	146.0	303	152.0	310	158.6	313	164.4	321	170.5	325	176.1	330
54	79.0	.484	80.0	.494	81.1	.506	82.6	.521	83.2	.527	84.7	.546
	2149	268	2089	263	2043	260	2014	258	1950	251	1947	249
	143.8	309	149.8	313	155.8	318	161.5	325	167.4	326	172.1	335
56	79.8	.489	80.6	.497	82.1	.514	83.1	.524	84.0	.534	85.5	.553
	2205	271	2134	265	2110	264	2061	259	2019	254	2015	253
	141.7	312	147.7	315	153.1	323	158.7	327	163.9	331	168.5	340
58	80.4	.493	81.4	.504	83.0	.521	83.6	.527	84.9	.542	86.1	.557
	2253	273	2197	269	2174	267	2106	260	2091	258	2074	255
	139.8	315	145.3	319	150.5	327	156.0	329	160.6	336	165.0	342
60	80.9	.496	82.3	.511	83.5	.524	84.3	.532	85.8	.550	86.7	.560
	2287	275	2264	272	2224	269	2168	263	2166	262	2131	256
	137.9	317	143.0	324	148.1	329	153.1	332	157.3	341	161.5	344
62	81.6	.501	83.1	.518	84.0	.526	85.1	.539	86.4	.555	87.4	.565
	2353	278	2330	276	2271	270	2241	267	2229	264	2195	259
	136.0	320	140.8	328	145.7	331	150.2	336	154.2	344	158.1	347
64	82.4	.508	83.8	.523	84.5	.529	85.9	.547	87.0	.559	88.1	.571
	2422	281	2389	279	2318	272	2316	271	2286	266	2271	262
	133.9	324	138.6	331	143.4	332	147.3	341	151.3	346	154.5	351
66	83.2	.515	84.3	.525	85.2	.535	86.6	.553	87.5	.562	88.7	.574
	2490	285	2438	280	2387	275	2387	274	2348	268	2330	263
	131.9	329	136.5	333	140.9	336	144.6	345	148.3	348	151.2	352
68	84.0	.521	84.7	.528	85.9	.542	87.2	.557	88.2	.567	88.7	.563
	2556	288	2485	282	2462	279	2446	276	2415	270	2321	258
	130.0	332	134.5	334	138.4	341	142.1	348	145.4	351	148.9	346
70	84.6	.524	85.2	.531	86.7	.548	87.7	.560	88.7	.570	88.7	.547
	2611	291	2538	283	2535	282	2503	277	2474	272	2310	250
	128.2	335	132.5	336	136.0	345	139.6	349	142.6	353	145.5	336
72	85.0	.527	85.9	.537	87.3	.554	88.2	.563	88.7	.561	88.7	.513
	2659	292	2610	287	2607	285	2566	279	2466	267	2288	234
	126.4	336	130.3	340	133.7	348	137.0	352	140.8	347	137.7	315
74	85.4	.528	86.6	.543	87.8	.557	88.8	.567	88.7	.548		
	2704	293	2685	290	2666	287	2631	281	2455	261		
	124.7	337	128.2	344	131.5	351	134.5	354	138.2	339		
ENGINE ANTI ICE ON Δ FUEL = + 3 %							TOTAL ANTI ICE ON Δ FUEL = + 6 %					

Slika 6.13: Tablica krstarenja s jednim neispravnim motorom u proceduri Long Range Cruise, [10]

6.3.3. Usporedba performansi u krstarenju s oba motora ispravna i s jednim neispravnim motorom

U tablici 6.1 je prikazana usporedba parametara krstarenja s oba ispravna i s jednim neispravnim motorom za vrijednost mase zrakoplova od 60 tona.

Tablica 6.1: Usporedba performansi u krstarenju s oba motora ispravna i s jednim neispravnim motorom

	OBA MOTORA ISPRAVNA	JEDAN NEISPRAVAN MOTOR
Visina leta	FL370	FL200
Vrijednost potiska	82,7% N1	86,7% N1
Potrošnja goriva	1093 kg/h	2131 kg/h
Specifični dolet	204.7 NM/1000 kg	161,5 NM/1000 kg
Brzine leta	Mach 0,78, 252 KIAS, 447 KTAS	Mach 0,56, 256 KIAS i 344 KTAS

6.4. Određivanje performansi u spuštanju

6.4.1. Performanse u spuštanju s oba motora ispravna

Kao i za penjanje i krstarenje, za određivanje performansi Airbusa A320 proračunate su pripadajuće tablice. One su u slučaju spuštanja proračunate za standardni profil brzina u spuštanju – prvo spuštanje brzinom Mach 0,78, zatim brzinom od 300 kt te na kraju 250 kt. U slučaju procedure spuštanja u nuždi (engl. *Emergency Descent*), spuštanje se izvodi pri maksimalnom operativnom Machovom broju (M_{MO}), a zatim pri maksimalnoj operativnoj brzini (V_{MO}), uz korištenje zračnih kočnica. Ta procedura se najčešće izvodi u slučaju dekompresije u kabini, kako bi se zrakoplov što prije spustio na visinu na kojoj putnici i posada mogu disati bez potrebe dodatnog kisika. Za oba slučaja, tablice su proračunate za spuštanje do visine 1500 ft uz sljedeće uvjete:

- normalni način rada sustava klimatizacije,
- položaj težišta na 33% srednje aerodinamičke tetive, te
- sustav protiv zaleđivanja isključen.

DESCENT - M.78/300KT/250KT									
IDLE THRUST NORMAL AIR CONDITIONING ANTI-ICING OFF			ISA CG=33.0%		MAXIMUM CABIN RATE OF DESCENT 350FT/MIN				
WEIGHT (1000KG)	45				65				IAS (KT)
FL	TIME (MIN)	FUEL (KG)	DIST. (NM)	N1	TIME (MIN)	FUEL (KG)	DIST. (NM)	N1	
390	16.1	208	101	68.2	17.7	173	108	IDLE	241
370	14.6	177	90	69.4	16.9	169	102	IDLE	252
350	12.9	136	77	71.5	16.2	165	97	IDLE	264
330	12.1	125	71	IDLE	15.6	161	92	IDLE	277
310	11.7	123	68	IDLE	15.0	157	88	IDLE	289
290	11.2	120	64	IDLE	14.4	154	83	IDLE	300
270	10.6	116	60	IDLE	13.6	149	77	IDLE	300
250	10.1	112	56	IDLE	12.9	144	72	IDLE	300
240	9.8	110	54	IDLE	12.5	141	69	IDLE	300
220	9.1	105	49	IDLE	11.6	134	63	IDLE	300
200	8.5	98	45	IDLE	10.8	125	57	IDLE	300
180	7.8	90	40	IDLE	9.8	114	51	IDLE	300
160	7.1	80	36	IDLE	8.9	101	45	IDLE	300
140	6.3	68	31	IDLE	7.9	86	39	IDLE	300
120	5.6	57	27	IDLE	6.9	71	33	IDLE	300
100	4.8	47	22	IDLE	6.0	57	28	IDLE	300
50	1.7	12	7	IDLE	2.1	15	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		-		+ 7 %		+ 8 %		+ 0.3 %	
FUEL		- 1 %		+ 30 %		+ 60 %		+ 0.9 %	
DISTANCE		-		+ 7 %		+ 8 %		+ 1 %	

Slika 6.14: Tablica za normalno spuštanje, [10]

Tablica za normalno spuštanje prikazana je na slici 6.14. Princip određivanja parametara spuštanja sličan je kao kod penjanja. U gornjem redu su ponuđene mase zrakoplova pri spuštanju od 45 i 65 tona, pa se u slučaju neke treće vrijednosti mase izvodi interpolacija iščitanih parametara. U lijevom stupcu odabire se visina s koje se spušta, te su za nju određeni parametri spuštanja s te visine do visine 1500 ft. U donjem dijelu tablice naznačene su korekcije za korištenje klimatizacije, sustava zaleđivanja te devijaciju temperature zraka od standardne vrijednosti. Na primjer, za spuštanje od FL350 do 1500 ft uz masu od 65 tona, parametri su sljedeći:

- potrebno vrijeme spuštanja: 16,2 minute,
- potrebna količina goriva: 165 kg,
- zračna udaljenost: 97 NM,
- nulta vrijednost potiska, te
- brzina leta 264 KIAS.

Ako se radi o spuštanju između neke dvije visine veće od 1500 ft, tada se, kao kod penjanja, računaju razlike između parametara za spuštanje sa svake od tih dviju visina do

1500 ft. Primjerice, za spuštanje od FL330 do FL100 i masu od 45 tona, parametri su kako slijedi (proračun označen plavom bojom na slici 6.14):

- potrebno vrijeme spuštanja: 12,1 min – 4,8 min = 7,3 min,
- potrebna količina goriva: 125 kg – 47 kg = 78 kg,
- zračna udaljenost: 71 NM – 22 NM = 49 NM, te
- brzina leta: (277 KIAS + 300 KIAS)/2 = 289 KIAS.

Tablica za spuštanje u slučaju nužde prikazana je na slici 6.15. Kao što je vidljivo u tablici, vrijednosti vremena, potrebnog goriva i udaljenosti su mnogo manje nego kod normalnog spuštanja, budući da se ovdje radi o potrebi spuštanja u što kraćem vremenu.

EMERGENCY DESCENT - M.82/350KT									
IDLE THRUST NORMAL AIR CONDITIONING ANTI-ICING OFF			ISA CG=33.0%		AIRBRAKES EXTENDED				
WEIGHT (1000KG)	45				65				
FL	TIME (MIN)	FUEL (KG)	DIST. (NM)	N1	TIME (MIN)	FUEL (KG)	DIST. (NM)	N1	IAS (KT)
390	5.9	62	42	IDLE	7.9	85	57	IDLE	255
370	5.5	60	39	IDLE	7.5	83	54	IDLE	267
350	5.2	58	37	IDLE	7.1	81	51	IDLE	279
330	4.9	56	34	IDLE	6.8	78	48	IDLE	292
310	4.6	55	32	IDLE	6.4	76	45	IDLE	306
290	4.4	53	30	IDLE	6.1	74	43	IDLE	319
270	4.1	52	29	IDLE	5.8	72	40	IDLE	333
250	3.9	50	27	IDLE	5.5	71	38	IDLE	347
240	3.8	50	26	IDLE	5.3	70	37	IDLE	350
220	3.5	48	24	IDLE	4.9	67	34	IDLE	350
200	3.2	45	21	IDLE	4.5	62	30	IDLE	350
180	2.9	41	19	IDLE	4.1	57	27	IDLE	350
160	2.6	36	17	IDLE	3.6	51	24	IDLE	350
140	2.3	31	14	IDLE	3.2	43	20	IDLE	350
120	1.9	25	12	IDLE	2.7	36	17	IDLE	350
100	1.6	20	10	IDLE	2.3	29	14	IDLE	350
50	.8	9	5	IDLE	1.1	13	7	IDLE	350
0	.0	0	0	IDLE	.0	0	0	IDLE	350

Slika 6.15: Tablica spuštanja u slučaju nužde, [10]

6.4.2. Performanse u spuštanju s jednim neispravnim motorom

U slučaju otkaza jednog motora u krstarenju, izvodi se tzv. *drift-down* procedura, odnosno spuštanje s početne visine krstarenja do plafona leta s jednim ispravnim motorom. Za proceduru spuštanja proračunate su tablice za slučaj spuštanja kada ne postoji problem nadvišavanja prepreka na putanji leta, te za slučaj kada taj problem postoji. Tablice za standardno spuštanje proračunate za spuštanje do FL100, a princip određivanja parametara identičan je kao kod spuštanja s oba motora ispravna. Tablica za standardno spuštanje

prikazana je na slici 6.16. Profil brzina u spuštanju je sličan kao u spuštanju s oba motora ispravna (Mach 0.78, a zatim 300 KIAS), a ponuđene mase u tablici su 50 tona i 70 tona. Za razliku od spuštanja s oba motora ispravna, vrijednost potiska na preostalom ispravnom motoru postavlja se na maksimalnu konstantnu vrijednost (*Maximum Continuous Thrust*).

Kada postoji problem nadvišavanja prepreka na ruti, parametri spuštanja određuju se iz posebne tablice, koja je prikazana na slici 6.17. U toj tablici, za određenu kombinaciju mase i inicijalne visine prije otkaza motora, očitavaju se sljedeći parametri: udaljenost u NM, potrebno vrijeme u minutama, inicijalna brzina u čvorovima, potrebno gorivo u tonama te visina do koje se spušta te nakon nje nastavlja s krstarenjem.

DESCENT - M.78/300KT - 1 ENGINE OUT									
MAX. CONTINUOUS THRUST LIMITS PACK FLOW HI ANTI-ICING OFF				ISA CG=33.0%		MINIMUM RATE OF DESCENT 500FT/MIN			
WEIGHT (1000KG)	50				70				IAS (KT)
FL	TIME (MIN)	FUEL (KG)	DIST. (NM)	MODE	TIME (MIN)	FUEL (KG)	DIST. (NM)	MODE	
390	42.5	1435	287	MCT					241
370	40.7	1396	274	MCT	39.9	1391	268	MCT	252
350	39.0	1353	261	MCT	38.4	1357	257	MCT	264
330	37.3	1309	248	MCT	36.9	1318	246	MCT	277
310	35.7	1263	236	MCT	35.4	1275	234	MCT	289
290	34.2	1215	224	MCT	33.8	1225	221	MCT	300
270	32.0	1144	208	MCT	31.5	1151	204	MCT	300
250	29.3	1055	188	MCT	28.9	1062	185	MCT	300
230	26.0	936	165	MCT	25.8	952	163	MCT	300
220	24.0	863	151	V/S	24.0	885	151	MCT	300
210	22.0	789	137	V/S	22.0	811	137	V/S	300
200	20.0	716	124	V/S	20.0	735	124	V/S	300
190	18.0	643	111	V/S	18.0	659	111	V/S	300
180	16.0	571	98	V/S	16.0	585	98	V/S	300
170	14.0	499	85	V/S	14.0	511	85	V/S	300
160	12.0	427	72	V/S	12.0	437	72	V/S	300
150	10.0	356	60	V/S	10.0	364	60	V/S	300
140	8.0	284	47	V/S	8.0	290	47	V/S	300
100	.0	0	0	V/S	.0	0	0	V/S	300
CORRECTIONS		ENGINE ANTI ICE ON		TOTAL ANTI ICE ON		PER 1° ABOVE ISA			
TIME		- 0.4 %		- 1 %		-			
FUEL		+ 2 %		+ 5 %		+ 0.3 %			
DISTANCE		- 0.3 %		- 0.6 %		+ 0.3 %			

Slika 6.16: Tablica za standardno spuštanje s jednim neispravnim motorom, [10]

GROSS FLIGHT PATH DESCENT AT GREEN DOT SPEED									
MAX. CONTINUOUS THRUST PACK FLOW HI ANTI-ICING OFF				ISA CG=33.0%		DISTANCE (NM) INITIAL SPEED(KT)		TIME (MIN) FUEL(1000KG) LEVEL OFF (FT)	
INIT. GW (1000KG)	INITIAL FLIGHT LEVEL								
	230	250	270	290	310	330	350	370	390
48						158 30 194 .8 32100	230 43 196 1.1 32300	269 49 198 1.2 32400	294 53 200 1.3 32400
50					78 15 196 .4 30800	207 39 198 1.0 31200	258 48 200 1.2 31300	290 53 202 1.4 31400	313 57 204 1.4 31400
52					169 32 200 .9 30000	241 45 202 1.2 30200	279 51 204 1.4 30300	307 56 206 1.5 30300	329 59 208 1.5 30400
54				82 16 202 .5 28700	209 39 204 1.1 29100	260 48 206 1.3 29200	292 54 208 1.5 29300	317 58 210 1.6 29300	337 61 212 1.6 29400
56				172 33 206 1.0 28000	242 45 208 1.3 28100	281 52 210 1.5 28200	310 57 212 1.6 28300	332 61 214 1.7 28300	352 64 216 1.8 28400
58		102 20 208 .6 26700	217 41 210 1.2 27000	267 50 212 1.5 27200	301 56 214 1.6 27300	326 60 216 1.7 27400	347 63 218 1.8 27300	365 66 220 1.9 27400	
60		179 34 212 1.1 25900	248 47 214 1.4 26100	289 54 216 1.6 26200	318 59 218 1.8 26300	341 63 220 1.9 26400	361 66 222 1.9 26400	378 68 224 2.0 26400	
62		105 20 214 .7 24700	223 43 216 1.4 25000	274 52 218 1.6 25100	307 57 220 1.8 25200	335 62 222 1.9 25300	356 65 224 2.0 25400	374 68 226 2.0 25400	392 71 228 2.1 25400
64		169 32 218 1.1 24000	242 46 220 1.5 24200	285 53 222 1.7 24300	315 59 224 1.9 24300	339 63 226 2.0 24400	360 66 228 2.1 24400	379 69 230 2.1 24400	395 71 232 2.2 24500
66	68 13 220 .5 22800	206 39 222 1.3 23200	261 49 224 1.6 23300	296 55 226 1.8 23400	324 60 228 2.0 23500	347 64 230 2.1 23500	366 67 232 2.1 23600	384 69 234 2.2 23600	400 72 236 2.2 23600
68	154 30 224 1.0 22200	233 44 226 1.5 22400	277 52 228 1.8 22500	308 57 230 1.9 22600	333 62 232 2.1 22700	355 65 234 2.1 22700	373 68 236 2.2 22800	389 70 238 2.3 22700	405 72 240 2.3 22800
70	197 38 228 1.4 21900	255 48 230 1.7 21800	292 55 232 1.9 21700	320 60 234 2.0 21800	343 63 236 2.2 21800	361 66 238 2.3 21900	380 69 240 2.3 21900	396 71 242 2.3 21900	
72	227 43 232 1.6 20700	272 51 234 1.8 20900	306 57 236 2.0 20900	331 61 238 2.2 21000	351 65 240 2.2 21000	372 68 242 2.3 21100	389 70 244 2.4 21100	405 72 246 2.4 21100	
74	250 47 236 1.8 20000	291 55 238 2.0 20100	320 60 240 2.2 20100	342 63 242 2.3 20200	363 66 244 2.4 20200	381 69 246 2.4 20200	398 72 248 2.5 20300	412 74 250 2.5 20300	
CORRECTIONS									
ENGINE ANTI ICE ON		DISTANCE		TIME		FUEL		LEVEL OFF	
		+ 2 %		+ 3 %		+ 7 %		- 100 ft	
TOTAL ANTI ICE ON		+ 7 %		+ 8 %		+ 10 %		- 700 ft	

Slika 6.17: Tablica za spuštanje uz potrebu nadvišavanja prepreka na ruti, [10]

Na primjer, kada se radi o spuštanju uz nadvišavanje prepreka, ako je masa zrakoplova 70 tona, a motor je otkazao u krstarenju na FL350, potrebno je spustiti na visinu od 21900 ft uz sljedeće parametre spuštanja (proračun označen plavom bojom, slika 6.17):

- zračna udaljenost za spuštanje: 380 NM,
- vrijeme spuštanja: 69 min,
- inicijalna brzina: 240 kt, te
- potrebno gorivo za spuštanje: 2,3 tone.

Kod spuštanja s visine krstarenja s jednim neispravnim motorom do aerodroma slijetanja, parametri spuštanja također se određuju iz pripadajuće tablice, na identičan način kao u slučaju kada oba motora rade. Primjer takve tablice prikazan je na slici 6.18.

DESCENT TO LANDING

DESCENT - M.78/300KT/250KT - 1 ENGINE OUT									
IDLE THRUST PACK FLOW HI ANTI-ICING OFF				ISA CG=33.0%					
WEIGHT (1000KG)	50				70				
FL	TIME (MIN)	FUEL (KG)	DIST. (NM)	N1	TIME (MIN)	FUEL (KG)	DIST. (NM)	N1	IAS (KT)
390	14.3	79	86	IDLE					241
370	13.6	77	82	IDLE	16.7	95	101	IDLE	252
350	13.1	75	77	IDLE	16.1	93	96	IDLE	264
330	12.5	74	73	IDLE	15.5	91	91	IDLE	277
310	12.0	72	70	IDLE	14.9	89	87	IDLE	289
290	11.6	70	66	IDLE	14.3	86	82	IDLE	300
270	11.0	68	62	IDLE	13.5	83	76	IDLE	300
250	10.3	65	57	IDLE	12.7	80	71	IDLE	300
240	10.0	64	55	IDLE	12.3	79	68	IDLE	300
220	9.4	61	50	IDLE	11.5	75	62	IDLE	300
200	8.7	57	46	IDLE	10.6	70	56	IDLE	300
180	8.0	52	41	IDLE	9.7	64	50	IDLE	300
160	7.3	47	37	IDLE	8.8	57	45	IDLE	300
140	6.6	41	32	IDLE	7.9	49	39	IDLE	300
120	5.9	35	28	IDLE	7.0	41	33	IDLE	300
100	5.1	29	24	IDLE	6.0	34	28	IDLE	300
50	1.8	9	8	IDLE	2.2	10	9	IDLE	250
15	.0	0	0	IDLE	.0	0	0	IDLE	250
CORRECTIONS		ENGINE ANTI ICE ON		TOTAL ANTI ICE ON		PER 1° ABOVE ISA			
TIME		+ 3.5 %		+ 5 %		+ 0.3 %			
FUEL		+ 30 %		+ 50 %		+ 0.5 %			
DISTANCE		+ 3.5 %		+ 4 %		+ 0.5 %			

Slika 6.18: Tablica za spuštanje prema aerodromu slijetanja s jednim neispravnim motorom, [10]

Primjerice, u spuštanju prema aerodromu slijetanja s FL350 na 1500 ft s jednim motorom neispravnim uz masu zrakoplova od 70 tona, parametri su sljedeći (proračun označen plavom bojom na slici 6.18):

- vrijeme spuštanja: 16,1 min,
- potrebno gorivo: 93 kg,
- zračna udaljenost: 96 NM,
- nulta vrijednost potiska, te
- brzina leta 264 KIAS.

6.4.3. Usporedba performansi u spuštanju prema aerodromu slijetanja s oba motora ispravna i s jednim neispravnim motorom

U tablici 6.2 uspoređeni su parametri spuštanja prema aerodromu slijetanja s oba motora ispravna i s jednim neispravnim motorom od visine FL350 do 1500 ft.

Tablica 6.2: Usporedba parametara spuštanja prema aerodromu s oba motora ispravna i s jednim neispravnim motorom

	OBA MOTORA ISPRAVNA	JEDAN NEISPRAVAN MOTOR
Masa zrakoplova	65 tona	70 tona
Vrijeme spuštanja	16,2 min	16,1 min
Potrebna količina goriva	165 kg	93 kg
Zračna udaljenost	97 NM	96 NM
Brzina leta	264 KIAS	264 KIAS

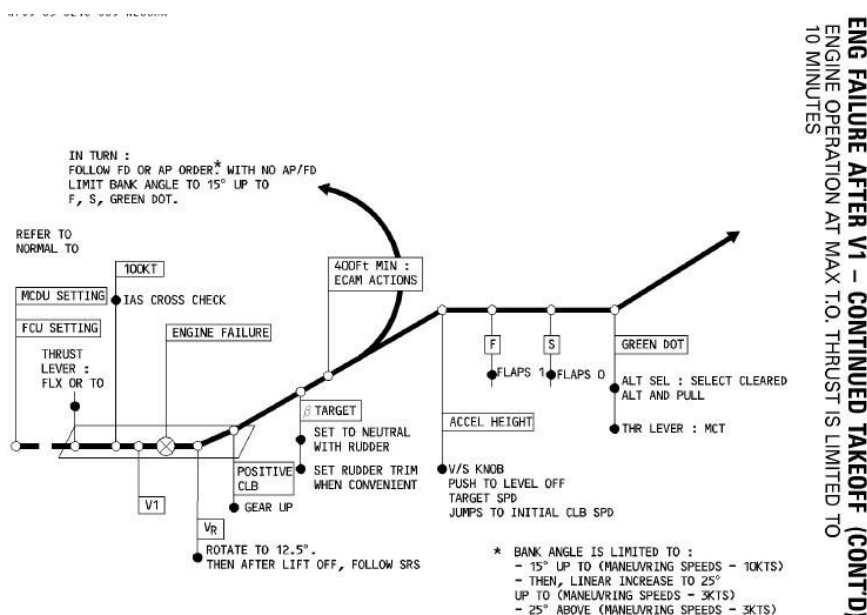
7. PROCEDURE I POSTUPCI PILOTA NAKON OTKAZA JEDNOG MOTORA

7.1. Postupci u slučaju otkaza jednog motora pri polijetanju

U slučaju da jedan motor otkáže prije postizanja brzine V_1 , polijetanje se odmah prekida, a ako je brzina u trenutku otkaza jednog motora veća od V_1 , polijetanje se mora nastaviti. Postupci u tom slučaju su sljedeći:

- kormilom smjera se održava kretanje po središnjici uzletno-sletne staze,
- pri brzini V_R , nos zrakoplova se podiže $12,5^\circ$ iznad horizonta, te se nakon odvajanja od tla prati sustav referiranja brzina (*Speed Reference System – SRS*),
- kada je postignuta pozitivna brzina penjanja, uvlači se podvozje,
- kormilom smjera se sprečava skretanje i centrira se indikacija klizanja u stranu (engl. *sideslip*), a nagibom se kontrolira smjer produžene osi zrakoplova (engl. *heading*),
- dopušteno je korištenje autopilota,
- na visini od minimalno 400 ft iznad tla, odrađuje se procedura prikazana na ECAM-u (*Electronic Centralised Aircraft Monitor*),
- na visini ubrzanja, prelazi se u horizontalan let da bi se brzina povećala i uvlače se zakrilca,
- kada se postigne operativna brzina s jednim motorom u čistoj konfiguraciji (tzv. *green-dot speed*, indicirana zelenom točkom na prikazniku brzine), nastavlja se penjanje s maksimalnim konstantnim potiskom i drži se navedena brzina.

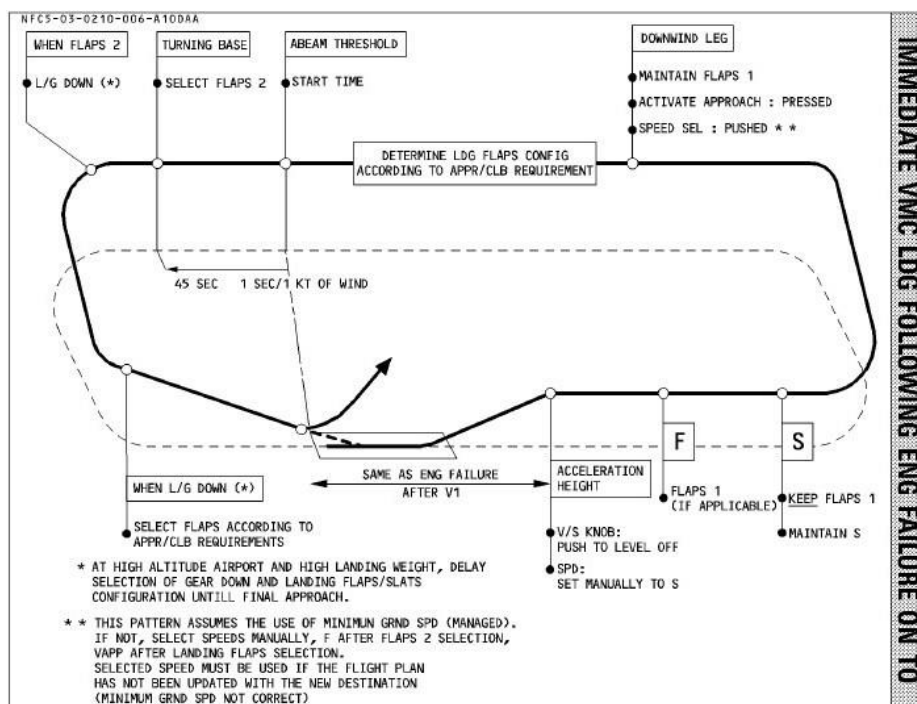
Ako jedan motor otkáže tijekom inicijalnog penjanja, procedura je gotovo identična kao gore navedena. Dijagram toka navedene procedure prikazan je na slici 7.1.



Slika 7.1: Dijagram toka postupaka pri otkazu motora iznad brzine V_1 , [10]

7.2. Procedura vizualnog slijetanja nakon otkaza jednog motora pri polijetanju

Ako meteorološki uvjeti dopuštaju, nakon otkaza jednog motora pri polijetanju, moguće je vizualnim letenjem sletjeti nazad na aerodrom polijetanja. Procedura i postupci za takav slučaj prikazani su dijagramom toka na slici 7.2. Postupak se izvodi u aerodromskom prometnom krugu, odnosno tzv. *školskom krugu*.



Slika 7.2: Dijagram toka procedure vizualnog slijetanja nakon otkaza jednog motora pri polijetanju, [10]

U prilazu za slijetanje s jednim neispravnim motorom (i vizualni i instrumentalni prilaz), radi performansi se ne koristi puni otklon zakrilaca sve dok slijetanje nije sigurno u završnom prilazu. Ako neki dio završnog prilaza za slijetanje uključuje horizontalan let, slijetanje se obavlja sa zakrilcima na poziciji 3.

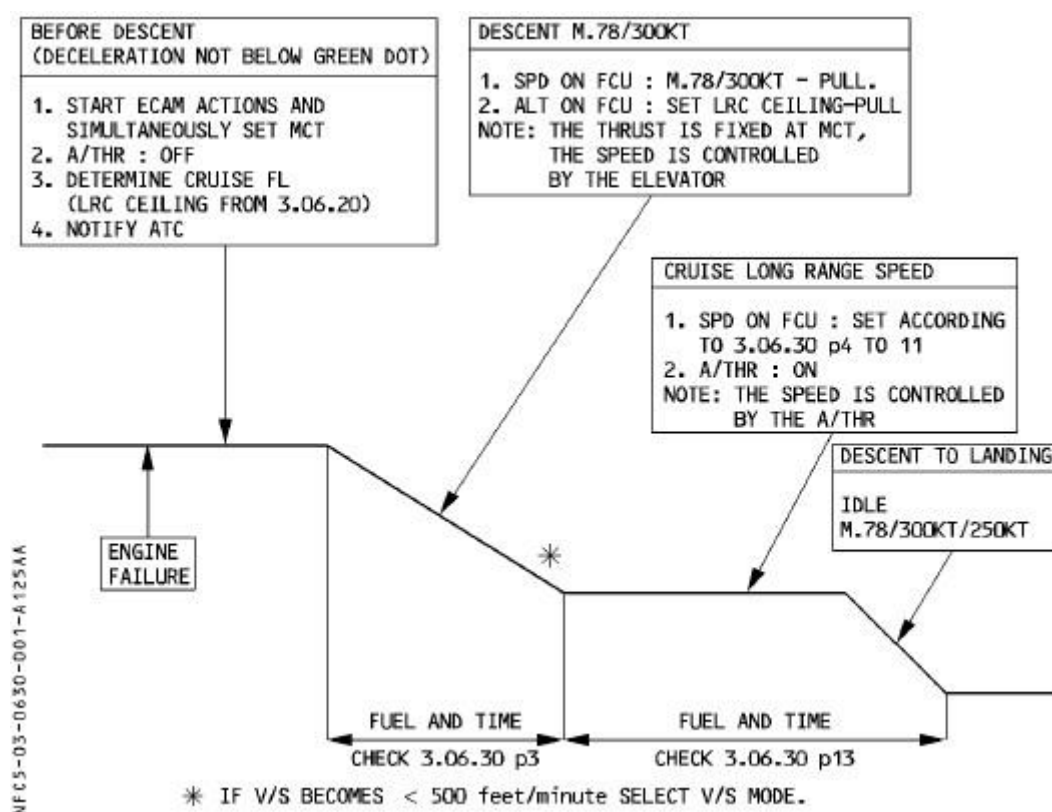
7.3. Procedure nakon otkaza jednog motora u krstarenju

7.3.1. Standardna procedura nakon otkaza jednog motora u krstarenju

Osim ako neka specifična procedura nije uspostavljena prije leta, preporučena procedura je sljedeća:

- prije početka spuštanja: obavljaju se radnje prikazane na ECAM-u i simultano se postavlja maksimalni konstantni potisak na ispravnom motoru, zatim se gasi automatsko postavljanje potiska, određuje se visina krstarenja s jednim ispravnim motorom i o otkazu motora se obavještava kontrolu leta,
- tijekom spuštanja: spušta se brzinom Mach 0,78 pa 300 kt do prethodno određene visine krstarenja s jednim ispravnim motorom (potisak je postavljen na maksimalni konstantni, a brzina se kontrolira nagibom nosa),
- tijekom krstarenja: brzina je jednaka brzini za maksimalan dolet, uključuje se automatska kontrola potiska,
- tijekom spuštanja prema aerodromu slijetanja: potisak na nultoj vrijednosti, profil brzina Mach 0,78/300 kt/250 kt.

Navedena procedura prikazana je na engleskom jeziku dijagramom toka na slici 7.3.

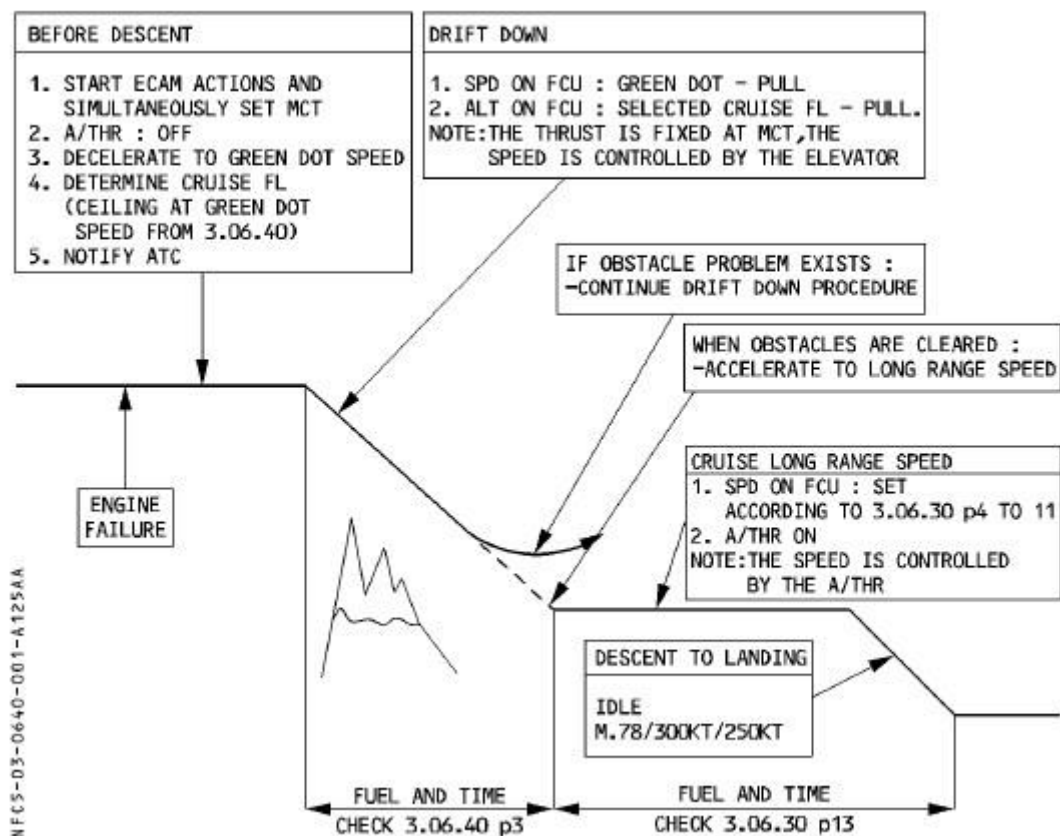


Slika 7.3: Dijagram toka standardne procedure nakon otkaza jednog motora u krstarenju, [10]

7.3.2. Procedura spuštanja nakon otkaza jednog motora uz potrebno nadvišavanje prepreka na ruti (engl. *Obstacle Strategy*)

Kako bi se zadržala najveća moguća visina, mora se postupati po *drift-down* proceduri. To zahtijeva korištenje maksimalnog konstantnog potiska na ispravnom motoru i let pri optimalnoj brzini s jednim ispravnim motorom, odnosno tzv. *green-dot* brzini.

Ako nakon dostizanja maksimalne visine krstarenja s jednim ispravnim motorom (engl. *drift-down ceiling*) još uvijek postoji problem nadvišavanja prepreka, potrebno je odraditi *drift-down* proceduru tako da se leti penjući profil krstarenja (engl. *ascending cruise profile*). Kada više ne postoji problem nadvišavanja prepreka, brzina se povećava do brzine za maksimalni dolet. Daljnje krstarenje odrađuje se ili brzinom za maksimalni dolet ili inicijalnom brzinom krstarenja, odnosno brzinom krstarenja prije otkaza jednog motora. Dijagram toka navedene procedure prikazan je na slici 7.4.



Slika 7.4: Dijagram toka procedure nakon otkaza jednog motora u slučaju potrebnog nadvišavanja prepreka, [10]

8. ZAKLJUČAK

Mogućnost otkaza jednog ili više motora važan je aspekt letenja višemotornih zrakoplova, te se u zrakoplovstvu izuzetno vodi računa o sigurnosti letenja i svođenju rizika po istu na minimum. Svaki zrakoplov, pa tako i Airbus A320, ima svoj operativni priručnik u kojem su, između ostalih podataka o tom zrakoplovu, opisane njegove performanse i omogućeno je proračunavanje istih, kako za let sa svim motorima ispravnim, tako i za let s jednim ili više neispravnih motora.

U Airbusu A320 vrlo je opširno opisano određivanje performansi te je proračunavanje parametara pojednostavljeno pripadajućim tablicama i dijagramima za sve faze leta i kombinacije uvjeta okolne atmosfere i parametara samog zrakoplova. Također, procedure i potrebni postupci posade zrakoplova na jednostavan način su prikazani i opisani u operativnom priručniku. Kao takav, navedeni priručnik je bio glavni izvor podataka za ovaj završni rad.

Može se reći da Airbus A320, kao jedan od pojmova putničkih zrakoplova, zadovoljava pripadajuće zahtjeve performansi, kao što su npr. potrebna nadvišavanja prepreka i gradijenti penjanja s jednim neispravnim motorom u raznim slučajevima i fazama leta.

POPIS LITERATURE

- [1] Getting to Grips with Aircraft Performance, Airbus SE, Blagnac, 2002.
- [2] Commission Regulation (EU) No 965/2012, Europska komisija, 2012.
- [3] Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes CS-25 (Amendment 20, 24 August 2017), European Aviation Safety Agency, 2017.
- [4] URL: https://en.wikipedia.org/wiki/List_of_most-produced_aircraft (pristupljeno: veljača 2018.)
- [5] URL: <https://www.flightglobal.com/pdfarchive/view/1988/1988%20-%202445.html> (pristupljeno: veljača 2018.)
- [6] URL: <http://www.croatiaairlines.com/hr/O-nama/Korporativne-informacije/flota> (pristupljeno: veljača 2018.)
- [7] URL: https://en.wikipedia.org/wiki/Airbus_A320neo_family (pristupljeno: veljača 2018.)
- [8] URL: <http://www.croatiaairlines.com/About-us/Media/Press-releases-2013/510/Croatia-Airlines-agreed-to-purchase-four-advanced-technology-Airbus-320-neo-aircraft> (pristupljeno: veljača 2018.)
- [9] URL: https://en.wikipedia.org/wiki/Airbus_A320_family (pristupljeno: veljača 2018.)
- [10] A318/A319/A320/A321 Flight Crew Operating Manual, Airbus SE, 2006.

POPIS SLIKA

Slika 2.1: Tablica dopuštenih temperatura ispušnih plinova motora Airbusa A320 u određenim režimima rada

Slika 2.2: Shematski prikaz odnosa brzina V_1 i V_{EF}

Slika 4.3: Motor Air Franceovog Airbusa A380 nakon nezadržanog otkaza motora

Slika 4.4: Oštećenje lopatica mlaznog motora uslijed usisavanja ptice

Slika 5.5: Airbus A319 hrvatskog nacionalnog avioprijevoznika Croatia Airlines na stajanci zagrebačke zračne luke

Slika 5.6: Airbus A320neo njemačkog avioprijevoznika Lufthansa

Slika 5.7: Shema turbomlaznog motora CFM56-5B

Slika 5.8: Prikaz dimenzija zrakoplova A320

Slika 5.5: Pilotska kabina Airbusa A320

Slika 6.1: Dijagram ovisnosti maksimalne vrijednosti potiska o lokalnoj temperaturi zraka

Slika 6.2: Dijagram ovisnosti potrebne udaljenosti za polijetanje i zaustavljanje u ovisnosti o omjeru brzina V_1 i V_R i dijagram ovisnosti duljine drugog segmenta polijetanja i ograničenja uzletno-sletnom stazom u ovisnosti o omjeru brzina V_2 i V_S

Slika 6.3: Prikaz parametara određenih putem tablice polijetanja u metodi unosa mase

Slika 6.4: Prikaz parametara određenih putem tablice polijetanja u metodi unosa temperature

Slika 6.5: Primjer tablice polijetanja za metodu unosa temperature

Slika 6.6: Primjer tablice polijetanja za metodu unosa mase

Slika 6.7: Tablica potrebnih postavki snage u polijetanju u ovisnosti o nadmorskoj visini i temperaturi zraka

Slika 6.8: Tablica penjanja za Airbus A320 za uvjete standardne atmosfere

Slika 6.9: Tablica za određivanje maksimalne mase u penjanju nakon neuspjelog prilaza

Slika 6.10: Dijagram za određivanje optimalne i maksimalne visine leta za određenu vrijednost mase zrakoplov

Slika 6.11: Tablica krstarenja za brzinu Mach 0.78

Slika 6.12: Dijagram za određivanje plafona leta s jednim neispravnim motorom

Slika 6.13: Tablica krstarenja s jednim neispravnim motorom u proceduri Long Range Cruise

Slika 6.14: Tablica za normalno spuštanje

Slika 6.15: Tablica spuštanja u slučaju nužde

Slika 6.16: Tablica za standardno spuštanje s jednim neispravnim motorom

Slika 6.17: Tablica za spuštanje uz potrebu nadvišavanja prepreka na ruti

Slika 6.18: Tablica za spuštanje prema aerodromu slijetanja s jednim neispravnim motorom

Slika 7.1: Dijagram toka postupaka pri otkazu motora iznad brzine V1

Slika 7.2: Dijagram toka procedure vizualnog slijetanja nakon otkaza jednog motora pri polijetanju

Slika 7.3: Dijagram toka standardne procedure nakon otkaza jednog motora u krstarenju

Slika 7.4: Dijagram toka procedure nakon otkaza jednog motora u slučaju potrebnog nadvišavanja prepreka



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 slučaju otkaza
jednog motora

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

U Zagrebu, 2/20/2018

Student/ica:

Daniel Klon

(potpis)