

Performanse zrakoplova Boeing 737 pri uzlijetanju

Zec, Ivan

Undergraduate thesis / Završni rad

2023

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://um.nsk.hr/um:nbn:hr:119:293276>

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

Download date / Datum preuzimanja: **2024-07-11**



Repository / Repozitorij:

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



Sveučilište u Zagrebu
Fakultet prometnih znanosti

ZAVRŠNI RAD

**PERFORMANSE ZRAKOPLOVA BOEING 737 PRI
UZLIJETANJU
TAKEOFF PERFORMANCE CHARACTERISTICS OF
BOEING 737 AIRCRAFT**

Mentorica:
doc. dr. sc. Karolina Krajček Nikolić

Student: Ivan Zec
JMBAG: 0135262560

Zagreb, kolovoz 2023.

Zagreb, 5. svibnja 2023.

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

ZAVRŠNI ZADATAK br. 7217

Pristupnik: **Ivan Zec (0135262560)**
Studij: **Aeronautika**
Smjer: **Pilot**
Usmjerenje: **Civilni pilot**

Zadatak: **Performanse zrakoplova Boeing 737 pri uzlijetanju**

Opis zadatka:

Opisati zahtjeve regulative CS-25 za performanse zrakoplova pri uzlijetanju. Pomoću pilotskih i operativnih priručnika zrakoplova proračunati performanse zrakoplova Boeing B737 pri uzlijetanju za odabrane uvjete leta te ih usporediti s zahtjevima regulative. Komentirati rezultate i izvesti zaključke.

Mentor:



doc. dr. sc. Karolina Krajček Nikolić

Predsjednik povjerenstva za
završni ispit:

SAŽETAK

Završni rad bavi se proučavanjem zrakoplova Boeing 737, njegovih izvedbi, tehničko-eksploatacijskih karakteristika te performansama polijetanja. Također, prikazuje se CS-25 – dokument EASA-e u okviru zahtjeva za polijetanje zrakoplova klase A. Određene su performanse polijetanja u zadanim uvjetima sa nominalnim potiskom i sa procedurom smanjenog potiska. Potom su određeni dobiveni parametri uspoređeni sa zahtjevima regulative.

Ključne riječi: Boeing 737; CS-25; FCOM; performanse uzlijetanja; procedura smanjenog potiska; limitirajući faktor

SUMMARY

This paper deals with the study of the Boeing 737 aircraft, its variants, technical-operational characteristics and take-off performance. An EASA document, CS-25 is also shown. Specifically, the framework of take-off requirements for Class A aircraft. The take-off performance under given conditions with nominal thrust and with the reduced thrust takeoff procedure are determined. The obtained parameters are then compared with the regulatory requirements.

Keywords: Boeing 737; CS-25; FCOM; take-off performance; reduced thrust takeoff procedure; limiting factor

SADRŽAJ

SAŽETAK	2
POPIS KRATICA I AKRONIMA	5
1. Uvod.....	1
2. Tehničko-eksploatacijske karakteristike	2
2.1 Generacije zrakoplova Boeing 737	3
2.1.1 <i>Original</i>	3
2.1.2 <i>Classic</i>	4
2.1.3 <i>Next Generation</i> (NG)	5
2.1.4 MAX	6
2.2 Eksploatacijski zahtjevi tržišta	7
2.3 <i>Flight Crew Operations Manual (FCOM)</i>	8
2.3.1 <i>Limitations</i>	8
2.3.2 Performance Dispatch i Performance Inflight.....	9
2.4 Procedura smanjenog potiska	10
3. Zahtjevi za zrakoplove klase A pri polijetanju	11
3.2 Regulatorna podloga (EASA CS-25).....	12
3.2.1 Brzine polijetanja (CS 25.107)	12
3.2.2 ASDA (CS 25.109)	13
3.2.3 Putanja polijetanja (CS 25.111)	15
3.2.4 TOD i TOR (CS 25.113).....	16
4. Performanse uzlijetanja i izračuni za zrakoplov Boeing 737-800W	17
4.1 Zadani uvjeti	18
4.2 Proračun polijetanja bez procedure smanjenog potiska.....	19
4.2.1 Korekcija zbog gradijenta staze (engl. <i>Slope corrections</i>).....	19
4.2.2 Korekcija za uzdužnu komponentu vjetra	20
4.2.3 Korekcija za visinu po tlaku (engl. <i>Pressure altitude</i>)	21
4.2.4 Ograničenje guma (engl. <i>Tire speed limit weight</i>)	22
4.2.5 Ograničenje energije kočenja (engl. <i>Brake energy limitations</i>)	23
4.2.5 Tablični prikaz rezultata	25
4.2.6 Brzine polijetanja	26

4.2.7 Korekcije brzina za visinu po tlaku i vanjsku temperaturu.	27
4.2.8 Korekcija V_1 za masu, nagib staze i vjetar.....	27
4.3 Proračun polijetanja uz proceduru smanjenog potiska.....	28
4.3.1 Određivanje najveće dopuštene pretpostavljene temperature	28
4.3.2 Određivanje pretpostavljene temperature	29
4.3.3 Određivanje maksimalnog N1 pomoću pretpostavljene temperature. .	29
4.3.4 Određivanje N1% korigiranog za razliku pretpostavljene i vanjske temperature.....	30
4.4 Usporedba za zahtjevima regulative.....	31
4.5 Proračun realne situacije	32
5. Zaključak	34
6. Popis literature	35
7. Popis slika	36

POPIS KRATICA I AKRONIMA

EASA	(<i>European Aviation Safety Agency</i>) Agencija Europske unije za sigurnost u zrakoplovstvu
CS	(<i>Certification Specification</i>) certifikacija specifikacija
AFM	(<i>Aircraft Flight Manual</i>) zrakoplovni letni priručnik
FCOM	(<i>Flight Crew Operations Manual</i>) priručnik letnih operacija za posadu
MTOM	(<i>Maximum Takeoff Mass</i>) najveća dopuštena masa pri polijetanju
MZFW	(<i>Maximum Zero Fuel Weight</i>) najveća dopuštena masa bez goriva
USS	Uzletno-sletna staza
EGT	(<i>Exhaust Gas Temperature</i>) temperatura ispušnih plinova
FMC	(<i>Flight Management Computer</i>) računalo za upravljanje letom
ASDA	(<i>Accelerate Stop Distance Available</i>) raspoloživa udaljenost za ubrzanje i zaustavljanje
TODA	(<i>Takeoff Distance Available</i>) raspoloživa udaljenost polijetanja
TORA	(<i>Takeoff Run Available</i>) raspoloživa udaljenost zatrčavanja
POH	(<i>Pilots Operating Handbook</i>) pilotski operativni priručnik

1. UVOD

Boeing 737 je dvomotorni uskotrupni zrakoplov kratkog do srednjeg dometa američke kompanije Boeing. Jedan je od najuspješnijih zrakoplova svih vremena. Od skromnih početaka serije 100, postao je najpopularniji putnički zrakoplov uopće generacijama *Classic* i *Next Generation*.

Prilikom početnog projektiranja novog tipa zrakoplova u obzir se moraju uzeti zahtjevi ciljanog tržišta te regulativa koja se odnosi na to tržište pomoću koje se ti zahtjevi ispunjavaju. U Europi se referentna regulativa za velike zrakoplove naziva EASA CS-25 gdje CS označava *Certification Specification*. Ona predstavlja specifikaciju za certificiranje tzv. "velikih" zrakoplova ($MTOM \geq 5700$ kg ili oni koji su predviđeni za prijevoz više od 19 putnika).

Cilj ovog rada je prikaz tehničko-eksploatacijskih karakteristika zrakoplova Boeing 737, prikaz i analiza regulatorne podloge i zahtjeva performansi kod polijetanja po CS-25, proračun polijetanja zrakoplova Boeing 737 pri zadanim uvjetima pomoću FCOM-a i AFM-a te usporedba dobivenih rezultata s minimalnim zahtjevima regulative.

Drugo poglavlje prikazuje pojedinosti i razlike pojedinih generacija Boeinga 737 te definira eksploatacijske zahtjeve tržišta prijevoza putnika srednjeg dometa. Nadalje, objašnjava i definira tehničke karakteristike i ograničenja zrakoplova.

U trećem se poglavlju objašnjavaju zahtjevi za performanse zrakoplova pri polijetanju u klasi A, odnosno regulatorna podloga (EASA CS-25). Također su definirani brojni pojmovi koji su potrebni za definiranje performansi. Ulazi se dublje u određivanje minimalnih performansi u kontekstu brzina pri polijetanju, ASDA-e i putanje nakon polijetanja.

Četvrto poglavlje bavi se hipotetskom situacijom polijetanja u zadanim uvjetima i proračunom polijetanja Boeinga 737-800 uz maksimalni raspoloživi potisak te uz proceduru smanjenog potiska. Dobiveni se rezultati komentiraju i uspoređuju sa zahtjevima regulative te se izvode zaključci.

U zaključnom se poglavlju nalazi osvrt na završni rad.

2. TEHNIČKO-EKSPLOATACIJSKE KARAKTERISTIKE ZRAKOPLOVA BOEING 737

Boeing 737 jedan je od najpopularnijih zrakoplova današnjice, a poznat je po svojoj fleksibilnosti, učinkovitosti i pouzdanosti. Odigrao je ključnu ulogu u oblikovanju suvremene zrakoplovne industrije.

Karakterizira ga nekoliko prepoznatljivih značajki. Primjerice, relativno mali promjer motora što omogućuje nisku glavnu palubu i lak ukrcaj putnika. Upravo to je omogućilo korištenje Boeinga 737 u manjim sredinama sa zračnim lukama bez zračnih stepenica ili mostova jer je zrakoplov mogao doći s ugrađenim stepenicama za putnike [slika 1]. Zanimljivo je da su te stepenice korisne niskotarifnim prijevoznicima kao Ryanair, koji ih koristi kako bi uštedio i izbjegao koristiti stepenice zračne luke. Ta niska paluba i niska krila uvijek su bili svojevrsno „usko grlo“ tijekom čitavog razvoja zrakoplova do danas. Motori s visokim stupnjem optočnosti pokazali su se bolji, pa su proizvođači mlaznih motora težili k motorima većih promjera radi bolje učinkovitosti. Boeing 737 bio je ograničen što se tiče promjera motora koji stanu ispod krila upravo zbog dizajna s niskom palubom kasnih 60-ih.



Slika 1. zrakoplov Ryanair-a s ugrađenim stepenicama, [5]

Tvrtka Boeing do danas se nije odlučila za projektiranje potpuno novog zrakoplova srednjeg dometa već se išlo u poboljšavanje postojećeg dizajna, za razliku od tvrtke Airbus koja je napravila potpuno novi zrakoplov, obitelj Airbus 320. A320 pokazao se kao glavni konkurent Boeingu 737 te ga je 2020. prestigao u broju narudžbi.

2.1 Generacije zrakoplova Boeing 737

Boeing 737 simbol je komercijalnog zrakoplovstva. Danas je drugi najpopularniji zrakoplov na nebu. Tijekom godina, obitelj 737 prošla je kroz nekoliko generacija, pri čemu je svaka iteracija uključivala tehnološki napredak, poboljšanu učinkovitost goriva i poboljšanu udobnost putnika. Od prvog leta davne 1967., možemo razlikovati 4 generacije 737-ice. To su:

1. *Original*
2. *Classic*
3. *Next Generation*
4. *MAX*

Iako su tehnološki napreci ogromni, filozofija i šarm originalne 737-ice ostali su isti. U pilotskoj kabini zrakoplova nalazi se mnoštvo prekidača i prikazivača identični onima iz 60-ih.

2.1.1 *Original*

Izvorna generacija Boeinga 737 označila je početak legendarne linije zrakoplova. Predstavljen 1968. godine, ovaj je zrakoplov revolucionirao zračna putovanja na kratkim relacijama svojim inovativnim dizajnom i učinkovitom izvedbom.

Prvi naručitelj Boeinga 737-100 bila je Lufthansa. "Boeing se odlučio za *Pratt & Whitney* JT8D nisko-optične motore" [1]. Na mali promjer motora tada se gledalo kao na prednost zbog praktičnih razloga. Danas, veliki promjer motora obično znači veliki koeficijent optičnosti i veću učinkovitost. Budući da su motori bili veoma blizu tlu, čak i za to vrijeme, održavanje je bilo lako jer nisu bile potrebne posebne stepenice za mehaničare pa su se neki popravci mogli obaviti i na stajanci.

737-100 brzo je produljen te je nastao 737-200 većeg kapaciteta. Prvi let imao je s *United Airlines*-om 1968. Jedine razlike bile su veća duljina kako bi se povećao kapacitet te isti motori, ali certificirani za veću snagu kako bi kompenzirali povećanu masu.

Nekolicina Boeinga 737-200 i dalje je u uporabi, ponajviše u sjevernoj Kanadi zbog mogućnosti montiranja tzv. *gravel kit-a* – opreme koja sprječava ulazak prašine u motore na šljunčanim stazama [slika 2]. Prema [1] u srpnju 2020., bilo je 36 operativnih zrakoplova, zanimljivo, više nego Airbusa 380 u to vrijeme.



Slika 2. motor JT8D s opremom za šljunčane staze, [6]

2.1.2 *Classic*

737 Classic obuhvaćao je tri glavne varijante: 737-300 [slika 3], 737-400 i 737-500, od kojih je svaka nudila veći putnički kapacitet i domet. Ovi su zrakoplovi imali učinkovitije, tiše i pouzdanije motore i naprednu avioniku za svoje vrijeme, povećavajući sigurnost i pouzdanost.

Riječ je o novim CFM56 visoko-optočnim turboventilatorskim motorima većeg promjera, pa su morali biti smješteni ispred, a ne ispod krila [1]. Ti motori u širokoj su uporabi i danas, čak i na drugim zrakoplovima (npr. A320).

Generacija *Classic* ima poboljšane aerodinamičke karakteristike, novu pilotsku kabinu s naprednijom avionikom, ali još uvijek prevladavaju analogni i poluanalogni pokazivači.



Slika 3. Boeing 737-300, [1]

2.1.3 Next Generation (NG)

Airbusov razvoj, pokazat će se, iznimno popularne A320 obitelji zrakoplova, potakao je Boeing na još jedno poboljšanje tada već vremenšne 737-ice [1]. Tako je nastao Boeing 737 *Next Generation* ili skraćeno 737NG. Najveća poboljšanja došla su u obliku suvremene avionike i autonomije koja se mogla natjecati s Airbusom.

737NG je ponudio veći dolet i veći kapacitet nego generacija *Classic*, a većinom prevozi više putnika od konkurenta A320, ovisno o konfiguraciji kompanije. Ima potpuno novo krilo i novi tzv. *glass cockpit*. Poboljšani su i motori koji sada nose oznaku CFM56-7.

Uz nekoliko vojnih i dvije poslovne, četiri su glavne „varijante” Boeinga 737NG. To su: 737-600, 737-700, 737-800 i 737-900. Svaki s većim kapacitetom od prethodnog. Boeing 737-800 [slika 4] direktni je rival Airbusa A320 te je dugo vremena bio daleko najpopularniji putnički zrakoplov ikada sa, prema [1], 4991 narudžbom. 737-800 predmet je proračuna četvrtog poglavlja ovog rada.



Slika 4. Boeing 737-800, [1]

2.1.4 MAX

Boeing 737 MAX najnovija je generacija 737 serije. MAX je poboljšao potrošnju goriva, uvelike povećao dolet i poboljšao udobnost putnika. Ključne značajke serije MAX uključivale su napredne CFM International LEAP motore, učinkovitiju aerodinamiku (sada s razdvojenim završecima krila; engl. *Split Scimitar Winglet*) i najsuvremenije sustave avionike koje uključuju gotovo potpunu ekranizaciju instrumenata.



Slika 5. razdvojeni završetak krila (engl. Split Scimitar Winglet), [7]

MAX se suočio sa značajnim izazovima i nadzorom nakon dvije tragične nesreće 2018. i 2019., što je dovelo do prizemljenja širom svijeta i naknadnih opsežnih sigurnosnih pregleda i izmjena. Pokazalo se kako je jedan od indirektnih uzroka tim nesrećama povećani promjer novih motora zbog čega su oni morali biti smješteni još više ispred krila, a kako su imali i veću snagu od prethodnih, bilo je potrebno napraviti software za augmentaciju letnih karakteristika zrakoplova koji je imao nekoliko mana, a piloti nisu bili adekvatno obučeni za isti.

Boeing je riješio te probleme ažuriranjem softvera, preobukom obukom pilota i suradnjom sa zrakoplovnim regulatornim tijelima. Unatoč neuspjesima, 737 MAX ostaje dokaz Boeingove predanosti inovacijama, sigurnosti i prilagodbi rastućim potrebama zrakoplovne industrije.

2.2 Eksploatacijski zahtjevi tržišta

Boeing 737 se proizvodi već 55 godina kroz 4 generacije. Ovaj svestrani zrakoplov je korišten kako bi zadovoljio niz zahtjeva tržišta, od regionalne povezanosti do transkontinentalnih ruta, teretnih, vojnih i poslovnih operacija svaka od kojih sa sobom povlači određene zahtjeve.

U početku, Boeing 737 bio je izbor za zrakoplovne tvrtke koje traže učinkovite i pouzdane zrakoplove za povezivanje manjih gradova i mjesta. Veće gradove i dalje su povezivali zrakoplovi s 3 ili više motora kao što su Boeing 727 ili 707. Njegova sposobnost da polijeće s kraćih uzletno-sletnih staza i prilagodljiva konfiguracija sjedala učinile su ga prikladnim za operacije s različitom potražnjom i duljinom rute. Nadalje, jednostavnost održavanja zbog samo 2 motora koji su montirani nisko uvijek su predstavljali su veliki plus 737-ice.

Danas Boeing 737 ima puno širu primjenu nego 1970-ih i 1980-ih. Njegove inačice velikog doleta (737-900ER, 737 MAX 8, ...) koriste se za rute većih udaljenosti, za koje nije uobičajeno da ih opslužuju uskotrupni zrakoplovi. To predstavlja veliku pogodnost za aviokompanije jer dugačke linije mogu biti profitabilne i s manjim brojem putnika što otvara nova tržišta.

Danas se događa mala revolucija zrakoplove industrije zbog uskotrupnih zrakoplova velikog doleta i srednjeg kapaciteta. Mala potrošnja goriva i operativna jednostavnost i fleksibilnost omogućili su prijevoznicima da optimiziraju svoje mreže zrakoplovima poput Boeinga 737 MAX i Airbusa 320neo.

Cargo sektor također je prepoznao vrijednost Boeinga 737, pa su ga različiti operatori prilagodili za prijevoz tereta. Zahtjevi teretnog prijevoza zrakom uključuju nisku razinu buke jer se velika većina tereta prijevozi noću. Brz ukrcaj i iskrcaj tereta također je jako važan. Zrakoplov mora imati konstrukciju koja dopušta ugradnju velikih teretnih vrata kroz koja se obavlja ukrcaj i iskrcaj teretnih paleta.

Nadalje, 737 je korišten za posebne misije, kao što su vojne i vladine operacije, dokazujući svoju prilagodljivost izvan komercijalnog zrakoplovstva. Njegova pouzdanost, jednostavnost održavanja i sposobnost slijetanja u različitim uvjetima učinili su ga prikladnom platformom za zadatke kao što su zračni nadzor, medicinske evakuacije i sl.

2.3 Flight Crew Operations Manual (FCOM)

Proizvođač je za svaki zrakoplov, pa tako i za Boeing 737, dužan izdati AFM i FCOM. AFM (*Airplane Flight Manual*) je dokument koji sadrži procedure, ograničenja i performanse zrakoplova, a treba ga odobriti nadležno tijelo pri certifikaciji istog. FCOM (*Flight Crew Operations Manual*) je dokument u kojem se nalaze procedure, ograničenja i performanse iz AFM, ali su proširene i prilagođene operatorima zrakoplovima, odnosno pilotima. FCOM ne treba biti odobren od strane regulatornog tijela i obično ga sastavlja kompanija, ali je usko vezan uz AFM. U FCOM-u se operativno važne tehničke karakteristike nekog zrakoplova.

FCOM je podijeljen u 2 dijela. U prvom se dijelu definiraju ograničenja zrakoplova, normalne procedure i performanse. U drugom dijelu opisani su sustavi zrakoplova pojedinačno. Postoje dvije sekcije koje se odnose na performanse zrakoplova. To su: *Performance Dispatch* (većinom se odnosi na performanse važne za planiranje letenja i sadrži limitirajuće mase pri polijetanju i slijetanju) i *Performance Inflight* (sadrži performanse operativno važne za posadu kao što su brzine pri polijetanju, postavke snage i sl. kao i performanse kod abnormalnih situacija).

Demonstracija izračuna performansi uzlijetanja pomoću FCOM-a nalazi se u poglavlju 4. Za izračun su potrebne sekcije *Limitations*, *Performance Dispatch* i *Performance Inflight*.

2.3.1 Limitations

Jedno od prvih sekcija u svakom priručniku za zrakoplov (POH, FCOM...) odnosi se na ograničenja (engl. *Limitations*) što govori o važnosti ove tematike. U [2], sekcija *Limitations* označena je slovom L i nalazi se u prvom dijelu. Najvažnije ograničenje vezano za ovaj završni rad odnosi se na najveću dopuštenu masu pri uzlijetanju koja iznosi

$$MTOM^1 = 79000 \text{ kg}^2 [2].$$

To je najveća masa s kojom zrakoplov smije poletjeti, ali voziti može i s još većom masom. Najveća dopuštena masa pri voženju iznosi 79227 kg¹ [2]. Razlika postoji zbog mase goriva koje zrakoplov potroši dok vozi prema USS i iznosi 227 kg što je dovoljno za dvadesetak minuta voženja. Još jedno važno ograničenje mase odnosi se na najveću dopuštenu masu bez goriva i iznosi

$$MZFM^1 = 61688 \text{ kg}^2 [2].$$

Kao što je već navedeno, sekcije *Performance Dispatch* i *Performance Inflight* važne su za izračun performansi uzlijetanja.

2.3.2 Performance Dispatch i Performance Inflight.

Sekcija *Performance Dispatch* podijeljena je u 5 podsekcija. To su: *Takeoff*, *Enroute*, *Landing*, *Gear Down* i *Text*. U podsekciji *Takeoff* mogu se naći ispravke duljina USS, mase limitirane USS i limitirajućega gradijenta penjanja za suhe i mokre uvjete, mase limitirane preprekom (*Takeoff Obstacle Limit Weight*), mase limitirane gumama (*Tyre Speed Limit Weight*), mase limitirane energijom kočenja (*Brake Energy Limits*). U ovoj se sekciji sve vrijednosti nalaze u tablicama.

Sekcija *Performance Inflight* sadrži tablice za izračun vrijednosti važne za pilote kao što su brzine pri polijetanju za suhu i mokru USS, postavke trimera kod uzlijetanja, %N1 kod uzlijetanja te tablice za izračun procedure uzlijetanja smanjenim potiskom koja je opisana u poglavlju 2.4.

1. U [2] pogrešno se koristi termini *Maximum Takeoff Weight* i *Maximum Zero Fuel Weight* (hrv. težina). Ispravno je *Maximum Takeoff Mass* i *Maximum Zero Fuel Mass* (hrv. masa)
2. Vrijedi za zrakoplov 9A-ABC (tablične oznake YC023)

2.4 Procedura smanjenog potiska

Kada duljina USS i zahtijevani gradijent penjanja nisu limitirajući faktori, često se koristi procedura smanjenog potiska kod polijetanja. Procedura podrazumijeva polijetanje s manjom snagom od maksimalne nominalne radi očuvanja motora, uštede goriva kao i smanjenja razine buke. Smanjenje ne smije biti veće od 25% najveće snage za polijetanje koju propisuje proizvođač i procedura se ne smije koristiti u uvjetima zaleđivanja, kontaminacije staze ili smicanja vjetra [2].

„Procedura smanjenog potiska smanjuje EGT i produljuje životni vijek motora. Koriste se kad god ograničenja performansi i procedure smanjenja buke dozvoljavaju.“ [2]

Postoje dvije vrste procedure smanjenog potiska. To su procedura pretpostavljene temperature (engl. *assumed temperature*) i procedura smanjenog nominalnog potiska (engl. *derated thrust procedure*).

„Potisak uzlijetanja manji od punog nazivnog potiska može se postići korištenjem *assumed temperature* koja je viša od stvarne temperature. Željeni potisak razina se dobiva unosom vrijednosti SEL TEMP na stranici N1 LIMIT ili TAKEOFF REF (u FMC-u).“ [2]

Kod procedure uzlijetanja sa smanjenim nominalnim potiskom odabire se jedan od tzv. „*derate-ova*“ (24k, 22k, 20k) u FMC-u te se time zrakoplov „uvjeri“ kako ima motore sa slabijim *thrust rating*-om. Mogu se koristiti obje procedure istovremeno, naravno, uz prethodni izračun performansi polijetanja.

Korištenje *assumed temperature* prikazano je u poglavlju 4.3.



Slika 6. TAKEOFF REF stranica u FMC-u, [8]

3. ZAHTJEVI ZA PERFORMANSE ZRAKOPLOVA KLASA A PRI POLIJETANJU

Agencija Europske unije za sigurnost zračnog prometa (EASA) postavlja stroge standarde i propise kako bi osigurala sigurnost civilnih zrakoplova koji lete unutar njezine nadležnosti. Za zrakoplove klase A, koji uključuju višemotorne zrakoplove s mlaznim motorima i višemotorne zrakoplove s turbopropelerskim motorima težima od 5700 kg, EASA-in dokument CS-25 određuje sveobuhvatne zahtjeve za performanse uzlijetanja. Ovaj je propis osmišljen kako bi jamčio da zrakoplovi mogu sigurno uzlijetati u različitim uvjetima, uključujući sve relevantne čimbenike kao i određenu sigurnosnu marginu. Ovo poglavlje bavi se ključnim aspektima performansi uzlijetanja prema EASA CS-25 za zrakoplove klase A.

Tablica 1. prikaz pripadnosti klasi ovisno o karakteristikama zrakoplova

	mlazni motori	elisni motori	
		višemotorni turbopropelerski	klipni
m > 5700 kg više od 9 pax	A	A	C
m < 5700 kg 9 pax ili manje	A	B	B

Izvor: [4]

3.2 Regulatorna podloga (EASA CS-25)

EASA CS-25 (*Certification Specification*) je skup standarda plovidbenosti za velike transportne zrakoplove u Europskoj uniji. Pokriva širok raspon sustava i operacija zrakoplova, uključujući i performanse uzlijetanja. Propisi daju detaljne smjernice za proizvođače zrakoplova, operatore i zrakoplovne vlasti kako bi osigurali da projektiranje i operiranje zrakoplova zadovoljavaju najviše sigurnosne standarde.

Dokument je podijeljen u nekoliko sekcija od A do J nakon kojih slijede dopune. U sekciji B – let (engl. *Flight*) nalazi se podsekcija performanse (engl. *Performance*) u kojoj je u nekoliko poglavlja određeni zahtjevi pri polijetanju. Točnije, u poglavljima:

1. CS 25.105 *Take-off*
2. CS 25.107 *Take-off speeds*
3. CS 25.109 *Accelerate-stop distance*
4. CS 25.111 *Take-off path*
5. CS 25.113 *Take-off distance and take-off run*
6. CS 25.115 *Take-off flight path*

U nastavku se nalazi tablica važnih pojmova koje je potrebno definirati radi ispravnog razumijevanja regulative.

3.2.1 Brzine polijetanja (CS 25.107)

(a) Brzina V_1 :

- (1) ne smije biti manja od V_{EF} ;
- (2) ne smije biti veća od V_R ;
- (3) ne smije biti veća od V_{MBE} ;
- (4) ne smije biti manja od V_{MCG} ;

(b) Brzina V_R mora biti veća od:

- (1) $1,05 V_{MC}$;
- (2) Brzine s kojom je moguće ostvariti V_2 prije visine od 35 stopa;

(c) Brzina $V_{2 \min}$:

- (1) $1,13 V_{SR}$ za dvomotorne i tromotorne zrakoplove s turboelisnim i turbomlaznim motornima;
- (2) $1,08 V_{SR}$ za turboelisne zrakoplove s više od 3 motora;
- (3) $1,1 V_{MC}$;

(d) Brzina V_2 ne smije biti manja od:

- (1) $V_{2 \min}$;
- (2) $V_R +$ povećanje brzine postignuto do visine od 35 stopa; [3], [4]

3.2.2 ASDA (CS 25.109)

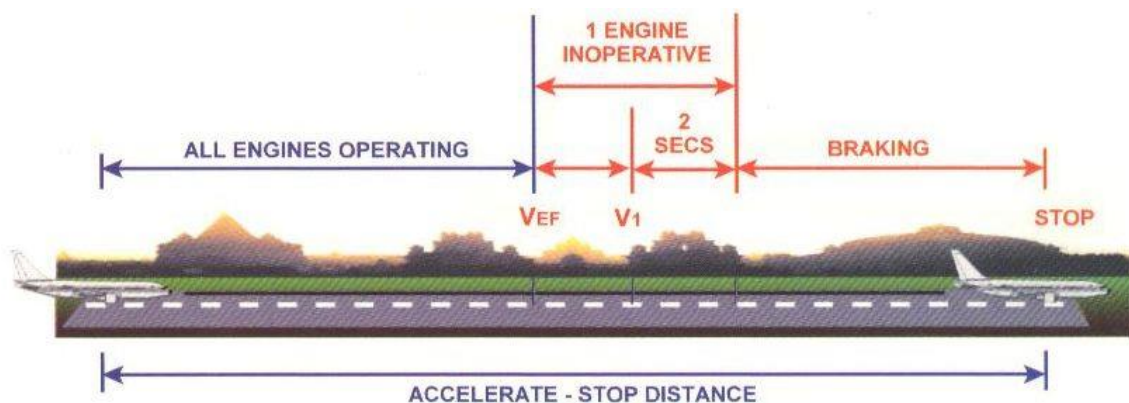
Duljina ASDA za suhu stazu definirana je različito za slučaj s otkazom motora i slučaj bez otkaza motora, pri čemu se manja udaljenost odbacuje.

(a) Za polijetanje s otkazom motora ASDA je definirana kao zbroj udaljenosti potrebnih za:

- (1) Ubrzanje od početka zatrčavanja do V_{EF} sa svim motorima u funkciji
- (2) Ubrzanje od V_{EF} do V_1 s otkazom kritičnog motora
- (3) Nastavljanje ubrzavanja 2 sekunde nakon kraja (2)
- (4) Zaustavljanje zrakoplova s otkazom motora koje počinje na kraju (2)

(b) Za polijetanje bez otkaza motora ASDA je definirana kao zbroj udaljenosti potrebnih za:

- (1) Ubrzanje zrakoplova od početka zatrčavanja do V_1
- (2) Nastavljanje ubrzavanja 2 sekunde nakon kraja (1)
- (3) Zaustavljanje zrakoplova koje počinje na kraju (2), [3],[4]



Slika 7. dijagram uzlijetanja na suhoj USS, [4]

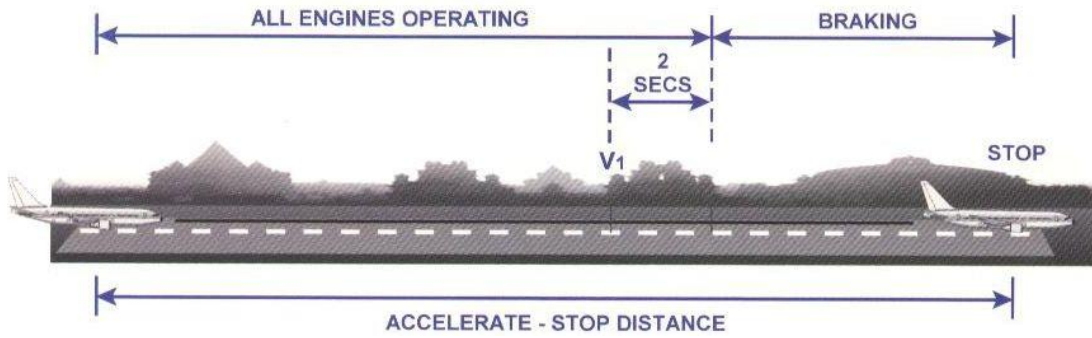
Duljina ASDA za mokru stazu definirana je različito za slučaj s otkazom motora i slučaj bez otkaza motora, pri čemu se manja udaljenost odbacuje.

(a) Za polijetanje s otkazom motora ASDA je definirana kao zbroj udaljenosti potrebnih za:

- (1) Ubrzanje od početka zatrčavanja do V_{EF} sa svim motorima u funkciji na mokroj stazi
- (2) Ubrzanje od V_{EF} do V_{STOP} s otkazom kritičnog motora na mokroj stazi
- (3) Nastavljanje ubrzavanja 2 sekunde nakon kraja (2) na mokroj stazi
- (4) Zaustavljanje zrakoplova s otkazom motora koje počinje na kraju (2) na mokroj stazi

(b) Za polijetanje bez otkaza motora ASDA je definirana kao zbroj udaljenosti potrebnih za:

- (1) Ubrzanje zrakoplova od početka zatrčavanja do V_{STOP} na mokroj stazi
- (2) Nastavljanje ubrzavanja 2 sekunde nakon kraja (1) na mokroj stazi
- (3) Zaustavljanje zrakoplova koje počinje na kraju (2) na mokroj stazi, [3],[4]



Slika 8. dijagram uzlijetanja na mokroj USS, [4]

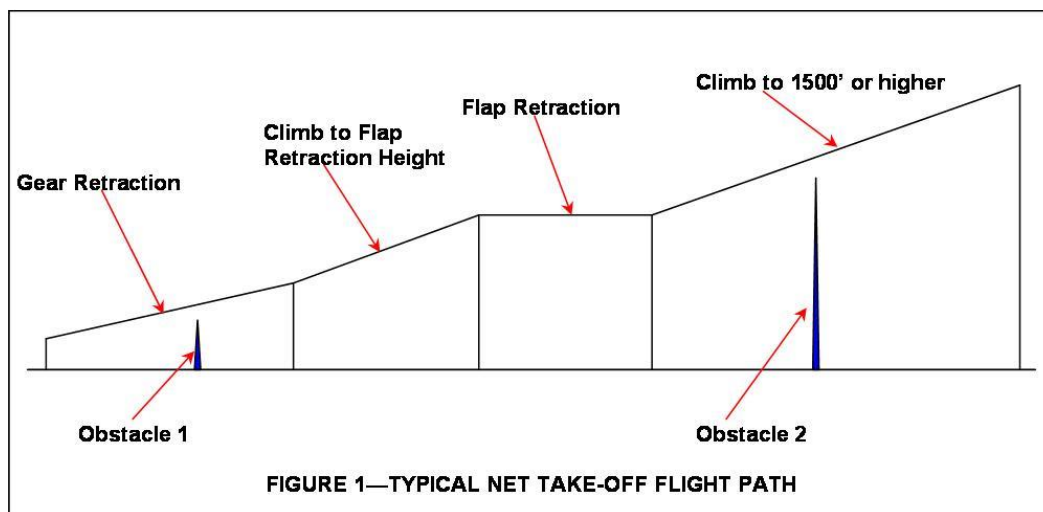
3.2.3 Putanja polijetanja (CS 25.111)

Putanja polijetanja je putanja kojom zrakoplov prođe tijekom faze polijetanja od početka zatrčavanja do točke u kojoj dosegne visinu od 1500 stopa iznad elevacije USS ili do točke u kojoj zrakoplov prelazi iz konfiguracije za uzlijetanje u konfiguraciju za krstarenje s postignutom V_{FTO} brzinom. Putanja polijetanja mora se temeljiti na procedurama opisanim u CS 25.101(f) [4].

Zrakoplov ubrzava do brzine V_{EF} u kojoj otkazuje kritični motor te nakon postizanja V_{EF} ubrzava do V_2 . Gradijent penjanja uvijek mora biti pozitivan. Brzina V_2 mora biti postignuta prije točke u kojoj zrakoplov popne na visinu 35 stopa (visina „*screena*“) iznad elevacije USS. Gradijent penjanja nakon točke u kojoj zrakoplov postigne 400 stopa iznad elevacije USS mora biti veći od:

- (1) 1,2% za dvomotorne zrakoplove
- (2) 1,5% za tromotorne zrakoplove
- (3) 1,7% za četveromotorne zrakoplove.

Konfiguracija zrakoplova se ne mijenja, osim dizanja stajnog trapa i postavljanja elise otkazanog motora u poziciju „na nož“ (engl. *feather*) [3].



Slika 9. poprečni presjek putanje nakon polijetanja, [9]

3.2.4 TOD i TOR (CS 25.113)

- (1) „TOD na suhoj stazi veća je vrijednost od sljedećih:
 - (a) Horizontalna udaljenost duž putanje uzlijetanja od početka zatrčavanja do točke u kojoj je zrakoplov 11 m (35 ft) iznad površine staze, određena prema CS 25.111 (poglavlje 3.2.3) za suhu USS; ili
 - (b) 115% horizontalne udaljenosti duž putanje uzlijetanja, sa svim motorima u funkciji, od početka zatrčavanja do točke u kojoj je zrakoplov 11 m (35 stopa) iznad površine staze, kako je određeno u CS 25.111 (poglavlje 3.2.3).

- (2) TOD na mokroj stazi veća je vrijednost od sljedećih:
 - (a) TOD na suhoj stazi određena sukladno podstavkom (a); ili
 - (b) Horizontalna udaljenost duž putanje uzlijetanja od početka zatrčavanja do točke u kojoj zrakoplov postigne visinu od 4,6 m (15 stopa) iznad površine USS, postignutu na način tako da se brzina V_2 postigne prije visine od 11m (35 stopa) iznad površine USS, određeno prema CS 25.111 (poglavlje 3.2.3) za mokru USS.

- (3) Ako duljina polijetanja ne uključuje čistinu, udaljenost zatrčavanja jednaka je duljini polijetanja. Ako udaljenost polijetanja uključuje čistinu onda:
 - (a) TOR na suhoj USS veća je vrijednost od sljedećih:
 - a. Horizontalna udaljenost duž putanje uzlijetanja od početka zatrčavanja do točke ekvidistantne između točke u kojoj je V_{LOF} postignut i točke u kojoj je zrakoplov 11 m (35 ft) iznad USS, kako je određeno prema CS 25.111 (poglavlje 3.2.3) za suhu uzletno-sletnu stazu; ili
 - b. 115% horizontalne udaljenosti duž putanje uzlijetanja, sa svim motorima u funkciji, od početka zatrčavanja do točke ekvidistantne između točke u kojoj je V_{LOF} postignut i točke u kojoj je zrakoplov 11 m (35 ft) iznad USS, određeno postupkom u skladu s CS 25.111 (poglavlje 3.2.3).
 - (b) TOR na mokroj USS veća je vrijednost od sljedećih:
 - a. Horizontalna udaljenost duž putanje uzlijetanja od početka zatrčavanja do točke u kojoj je zrakoplov 4,6 m (15 stopa) iznad površine USS, postignuta na način tako da je brzina V_2 postignuta prije dostizanja 11 m (35 stopa) iznad površine USS, određeno prema CS 25.111 (poglavlje 3.2.3) za mokru USS; ili
 - b. 115 % horizontalne udaljenosti duž putanje uzlijetanja, sa svim motorima u funkciji, od početka zatrčavanja do točke ekvidistantne između točke u kojoj je V_{LOF} postignut i točke u kojoj je zrakoplov 11 m (35 stopa) iznad površine USS, određeno postupkom u skladu s CS 25.111 (poglavlje 3.2.3).“ [3]

4. PERFORMANSE UZLIJETANJA I IZRAČUNI ZA ZRAKOPLOV BOEING 737-800W

Ovo poglavlje bavi se izračunom i određivanjem performansi polijetanja u proizvoljno zadanim hipotetskim uvjetima odvojeno bez procedure smanjenog potiska i s procedurom smanjenog potiska koristeći pretpostavljenu temperaturu bez procedure smanjenog nominalnog potiska referirajući se na FCOM.

Danas te proračune provode piloti neposredno prije leta, u avionu, koristeći EFB (*Electronic Flight Bag*) – osobno prijenosno računalo koje, nakon što se unesu parametri, računa brzine kod polijetanja, potreban potisak itd. koje potom piloti provjeravaju i unose u FMC. Dakako, proračun računala utemeljeno je na AFM-u proizvođača. U doba prije EFB-ova, proračune za performanse polijetanja većinom su radili dispečeri koristeći se tablicama koje se nalaze u FCOM-u kompanije i kako je prikazano u ovom poglavlju.

Cilj određivanja performansi je pronaći najveću moguću masu za polijetanje. Najveća moguća masa za polijetanja određuje se kao najmanja od masa ograničenih sa:

- Duljinom staze
- Zahtjevima penjanja
- Zahtjevima za nadvisivanja prepreka (nisu zadane prepreke)
- Ograničenjem guma (engl. *Tyre speed limitations*)
- Ograničenjem energije kočenja (engl. *Maximum brake energy*)
- Najvećom certificirana masa [3]

Cilj je pronaći najmanju masu od spomenutih te, ako je ta masa veća od prave mase zrakoplova kod polijetanja, odabrati hoće li se koristiti procedura smanjenog potiska (ako uvjeti dozvoljavaju).

4.1 Zadani uvjeti

Mnogo je faktora koji utječu na performanse polijetanja kako kod malih, tako i kod velikih zrakoplova. Za izračun i određivanje performansi polijetanja prvo je potrebno zadati uvjete. Faktore možemo podijeliti na vremenske uvjete, karakteristike i stanje USS te masa zrakoplova. Uvjeti u nastavku izabrani su kako bi se što bolje i jasnije prikazao proces određivanja i računanja performansi kod uzlijetanja. Odabrana je hipotetska situacija umjesto realne (primjerice odabir konkretnog aerodroma i stvarnih vremenskih uvjeta) kako bi se pojednostavio proračun te kako bi se istaknuli utjecaji različitih čimbenika.

Uvjeti su sljedeći:

(1) USS:

- Suha, balansirana ³ staza
- TODA: 2600 m
- Gradijent staze: +1%
- Visina po tlaku (engl. *Pressure altitude*): 2000 stopa

(2) Vremenski uvjeti:

- Leđna komponenta vjetra: 10 kn ⁴
- Vanjska temperatura zraka (OAT): 30 °C

(3) Zrakoplov:

- TOM: 79000 kg (MTOM)
- Konfiguracija: zakrilca 5, *pack*-ovi ugašeni, sustav za odleđivanje ugašen

3. Balansirana USS je USS koja nema clearway niti stopway. Takva staza ima jednak TODA i ASDA. Često se za izračune polijetanja pretpostavlja da je staza balansirana zbog jednostavnosti proračuna. U FCOM-u postoje korekcije koje se primjenjuju za nebalansiranu stazu, u ovisnosti o razlici TODA i ASDA.

4. Nije običaj polijetati s leđnim vjetrom, no ako polijetanje sa suprotne staze nije moguće (npr. zbog obližnjih prepreka) može se polijetati s leđnim vjetrom provedu li se sve potrebne korekcije i ako leđna komponenta ne premašuje ograničenja proizvođača i kompanije (koje ne smiju biti blaže od ograničenja proizvođača)

4.2 Proračun polijetanja bez procedure smanjenog potiska

Prije svega, potrebno je pronaći sve odgovarajuće korekcije kako bi dobili korigiranu duljinu USS.

4.2.1 Korekcija zbog gradijenta staze (engl. *Slope corrections*)

Zadan je pozitivni gradijent staze od 1%. To znači da je za svakih 1000 metara horizontalne duljine staza uzdignuta 1 metar. Za očekivati je da to pogoršava performanse polijetanja te će korigirana duljina biti nešto manja od izvorne.

FIELD LENGTH AVAILABLE (M)	SLOPE CORRECTED FIELD LENGTH (M)								
	RUNWAY SLOPE (%)								
	-2.0	-1.5	-1.0	-0.5	0.0	0.5	1.0	1.5	2.0
1200	1240	1230	1220	1210	1200	1190	1180	1170	1150
1400	1460	1450	1430	1420	1400	1380	1350	1330	1310
1600	1680	1660	1640	1620	1600	1570	1530	1500	1460
1800	1900	1870	1850	1820	1800	1750	1710	1660	1610
2000	2110	2090	2060	2030	2000	1940	1880	1820	1770
2200	2330	2300	2270	2230	2200	2130	2060	1990	1920
2400	2550	2510	2470	2440	2400	2320	2240	2150	2070
2600	2770	2730	2690	2640	2600	2510	2410	2320	2220
2800	3000	2950	2900	2850	2800	2690	2590	2480	2380
3000	3220	3170	3110	3060	3000	2880	2770	2650	2530
3200	3450	3390	3320	3260	3200	3070	2940	2810	2680
3400	3670	3600	3540	3470	3400	3260	3120	2980	2840
3600	3900	3820	3750	3670	3600	3450	3290	3140	2990
3800	4130	4050	3970	3880	3800	3640	3470	3310	3140
4000	4370	4280	4190	4090	4000	3820	3650	3470	3290
4200	4610	4510	4410	4300	4200	4010	3820	3640	3450
4400	4850	4740	4630	4510	4400	4200	4000	3800	3600
4600	5090	4970	4850	4720	4600	4390	4180	3960	3750
4800	5330	5200	5070	4930	4800	4580	4350	4130	3910
5000	5570	5430	5290	5140	5000	4760	4530	4290	4060

Slika 10. tablica za određivanje korekcije duljine staze zbog gradijenta, [2]

Dobivena korigirana duljina za gradijent staze iznosi 2410 m, očekivano, 190 m manje od stvarne. Za iduću korekciju nije potrebno interpolirati ovu duljinu budući da se radi o razlici od samo 0,4%. U tablici se može uzeti vrijednost 2400 m (iduća je 2600 m).

4.2.2 Korekcija za uzdužnu komponentu vjetra

Nakon korekcije za gradijent staze, potrebno je napraviti korekciju za uzdužnu komponentu vjetra. Zadana je leđna komponenta vjetra koja pogoršava performanse zrakoplova pa je za očekivati kako će korigirana duljina biti još manja.

SLOPE CORR'D FIELD LENGTH (M)	SLOPE & WIND CORRECTED FIELD LENGTH (M)							
	WIND COMPONENT (KTS)							
	-15	-10	-5	0	10	20	30	40
1200	880	990	1090	1200	1270	1340	1410	1490
1400	1050	1170	1280	1400	1480	1550	1630	1710
1600	1220	1350	1470	1600	1680	1760	1850	1930
1800	1390	1530	1660	1800	1890	1980	2070	2160
2000	1560	1700	1850	2000	2090	2190	2280	2380
2200	1720	1880	2040	2200	2300	2400	2500	2600
2400	1890	2060	2230	2400	2500	2610	2720	2830
2600	2060	2240	2420	2600	2710	2820	2930	3050
2800	2230	2420	2610	2800	2910	3030	3150	3270
3000	2400	2600	2800	3000	3120	3240	3370	3500
3200	2570	2780	2990	3200	3330	3450	3590	3720
3400	2730	2960	3180	3400	3530	3660	3800	3940
3600	2900	3140	3370	3600	3740	3880	4020	4170
3800	3070	3310	3560	3800	3940	4090	4240	4390
4000	3240	3490	3750	4000	4150	4300	4450	4610
4200	3410	3670	3940	4200	4350	4510	4670	4840
4400	3580	3850	4130	4400	4560	4720	4890	5060
4600	3740	4030	4310	4600	4760	4930	5110	5280
4800	3910	4210	4500	4800	4970	5140	5320	5510
5000	4080	4390	4690	5000	5170	5350	5540	5730

Slika 11. tablica za određivanje korekcije duljine staze zbog vjetra, [2]

Dobivena korigirana duljina je 2060 m. Može se primijetiti velik utjecaj pozitivnog nagiba staze i leđne komponente vjetra. Ova dva faktora smanjili su duljinu staze za 21%.

4.2.3 Korekcija za visinu po tlaku (engl. *Pressure altitude*)

Slijedi korekcija za visinu po tlaku i temperaturu, odnosno elevaciju staze korigiranu za odstupanje atmosfere od standardne. Pošto je utjecaj odstupanja tlaka od standardnog na visinu po tlaku razmjerno mali, za visinu po tlaku može se uzeti elevacija staze napisana na zrakoplovnim kartama. Visina po tlaku može se odrediti postavljanjem tlaka QNE (1013 hPa) na visinomjeru te očitavanjem visine. Što je visina po tlaku veća, to su tlak i gustoća zraka manji. Manji tlak i gustoća zraka narušuju performanse zrakoplova. Također, potrebno je obaviti i korekciju na temperaturu kako bi se uzela u obzir visina po gustoći. Visina po gustoći je visina po tlaku korigirana za odstupanje vanjske temperature od standardne na toj visini.

Pošto je zadana visina po tlaku 2000 stopa, za očekivati je kako će korigirana udaljenost biti još manja. Budući da je ovo zadnja korekcija, u tablici se dobije vrijednost maksimalne mase pri polijetanju ograničenom duljinom USS. Potrebno je obratiti pažnju na ispravan odabir tablice u ovisnosti o visini po tlaku i konfiguraciji zrakoplova. U ovom slučaju, potrebno je odabrati tablicu za visinu po tlaku od 2000 stopa.

Interpolacija se može, ali i ne mora obaviti. Prethodno dobivena duljina je 2060 m koja je na 30% između 2000 m i 2200 m koji su ponuđeni u tablici. Ispravan je postupak uzeti nepovoljniju duljinu, odnosno 2000 m. Također, bi bilo ispravno interpolirati kako bi se dobila nešto veća masa [2].

CORR'D FIELD LENGTH (M)	FIELD LIMIT WEIGHT (1000 KG)										
	OAT (°C)										
	-40	10	14	18	22	26	30	38	42	46	50
1220	55.2	50.2	49.8	49.5	49.1	48.8	47.9	45.7	44.6	43.5	42.5
1400	59.9	54.5	54.1	53.7	53.3	52.9	51.9	49.5	48.3	47.2	46.0
1600	64.7	58.8	58.4	57.9	57.5	57.1	56.1	53.5	52.2	50.9	49.7
1800	69.1	62.7	62.3	61.8	61.4	60.9	59.8	57.0	55.7	54.3	53.0
2000	73.2	66.5	66.0	65.5	65.0	64.6	63.4	60.4	58.9	57.5	56.1
2200	77.0	70.0	69.4	68.9	68.4	67.9	66.7	63.6	62.0	60.5	59.1
2400	80.6	73.2	72.7	72.1	71.6	71.1	69.8	66.5	64.9	63.3	61.8
2600	83.8	76.0	75.5	74.9	74.4	73.8	72.5	69.0	67.3	65.7	64.1
2800	86.1	78.7	78.1	77.5	77.0	76.4	75.0	71.4	69.7	68.0	66.3
3000	86.1	81.2	80.5	79.9	79.4	78.8	77.3	73.6	71.8	70.0	68.3
3200	86.1	83.6	83.0	82.4	81.8	81.2	79.6	75.8	73.9	72.1	70.3
3400	86.1	86.0	85.4	84.7	84.1	83.5	81.9	78.0	76.0	74.1	72.3
3600	86.1	86.1	86.1	86.1	86.1	85.7	84.1	80.0	78.0	76.1	74.2
3800	86.1	86.1	86.1	86.1	86.1	86.1	86.1	82.0	79.9	77.9	76.0
4000	86.1	86.1	86.1	86.1	86.1	86.1	86.1	83.9	81.7	79.7	77.7
4200	86.1	86.1	86.1	86.1	86.1	86.1	86.1	85.7	83.5	81.4	79.4
4400	86.1	86.1	86.1	86.1	86.1	86.1	86.1	86.1	85.3	83.1	81.0
4600	86.1	86.1	86.1	86.1	86.1	86.1	86.1	86.1	86.1	84.8	82.6
CLIMB LIMIT WT (1000 KG)	82.5	82.0	81.9	81.8	81.7	81.6	79.7	74.7	72.2	69.7	67.3

Slika 12. tablica za određivanje najveće dopuštene mase kod polijetanja u ovisnosti o korigiranoj duljini staze i vanjskoj temperaturi, [2]

Dobivena je masa ograničena stazom od 64,8 tona i masa ograničena penjanjem od 79,7 tona. Masa ograničena penjanjem je najveća masa s kojom zrakoplov može penjati kako bi se poštivao CS-25.

4.2.4 Ograničenje guma (engl. *Tire speed limit weight*)

Ograničenje guma postoji kako bi se osigurala da zrakoplov ne poleti s masom koja bi mogla ugroziti integritet i strukturu guma kod prekinutog polijetanja pri brzini V_1 . Iz tablice se dobije masa koja je ograničena karakteristikama guma zrakoplova. Faktori koji utječu na tu masu su vanjska temperatura i visina po tlaku.

OAT (°C)	AIRPORT PRESSURE ALTITUDE (FT)					
	0	2000	4000	6000	8000	10000
54	86.2	86.2	82.9	76.4	70.4	
52	86.2	86.2	83.5	77.0	70.9	
50	86.2	86.2	84.1	77.5	71.4	65.7
48	86.2	86.2	84.7	78.0	71.9	66.2
46	86.2	86.2	85.3	78.6	72.4	66.6
44	86.2	86.2	85.7	79.2	72.9	67.1
42	86.2	86.2	85.9	79.7	73.4	67.6
40	86.2	86.2	86.2	80.3	73.9	68.1
38	86.2	86.2	86.2	80.9	74.5	68.6
36	86.2	86.2	86.2	81.5	75.0	69.1
34	86.2	86.2	86.2	82.1	75.6	69.6
32	86.2	86.2	86.2	82.7	76.2	70.1
30	86.2	86.2	86.2	83.4	76.7	70.6
28	86.2	86.2	86.2	84.0	77.3	71.1
26	86.2	86.2	86.2	84.6	77.9	71.7
24	86.2	86.2	86.2	85.2	78.5	72.2
22	86.2	86.2	86.2	85.8	79.1	72.7
20	86.2	86.2	86.2	86.2	79.6	73.3
18	86.2	86.2	86.2	86.2	80.2	73.8
16	86.2	86.2	86.2	86.2	80.8	74.4
14	86.2	86.2	86.2	86.2	81.4	74.9
12	86.2	86.2	86.2	86.2	82.0	75.5
10	86.2	86.2	86.2	86.2	82.7	76.1
-40	86.2	86.2	86.2	86.2	86.2	86.2

Slika 13. tablica za određivanje najveće mase ograničenu gumama u ovisnosti o vanjskoj temperaturi i visini staze po tlaku, [2]

Dobivena je masa 86,2 tone ili 86200 kilograma. Ta je masa veća od mase ograničene USS. Što više, dobivena masa puno je veća i od MTOM zrakoplova. To je zbog toga što su gume napravljene kako bi izdržale puno veća opterećenja od onih za koje su predviđene pa gume u većini slučajeva nisu ograničavajući faktor. Može se primijetiti kako se masa od 86,2 tone ponavlja u većini polja. Masa je manja od MTOM (79 tona) jedino pri velikim visinama po tlaku i visokim temperaturama.

4.2.5 Ograničenje energije kočenja (engl. Brake energy limitations)

Ograničenje energije kočenja zapravo se odnosi na brzinu (V_{MBE}), a ne na masu iako o njoj ovisi. Uz masu ovisi i o visini po tlaku i vanjskoj temperaturi. Ograničenje energije kočenja postoji zbog toga što se kočenjem, kinetička energija pretvara u toplinu. Zrakoplov od nekoliko deseta tona pri brzini V_1 ima ogromnu kinetičku energiju koja zagrijava kočnice na iznimno visoku temperaturu. Potrebno je odrediti ograničenje brzine iznad koje ne bi bilo sigurno prekinuti polijetanje jer kočnice ne bi mogle podnijeti visoku temperaturu.

Za ovo se ograničenje koriste dvije tablice: jedna za određivanje maksimalne brzine u ovisnosti o vanjskoj temperaturi i visini po tlaku te druga za korekciju dobivene brzine ovisno o masi zrakoplova.

OAT (°C)	REFERENCE V_{MBE} (KIAS)						
	PRESSURE ALTITUDE (FT)						
	-2000	0	2000	4000	6000	8000	10000
54	195	188					
50	195	189	182				
46	196	189	183	176			
42	197	190	184	177	171		
38	198	191	184	178	172	166	
34	199	192	185	179	173	167	161
30	200	192	186	180	174	168	162
26	202	194	187	181	175	169	163
22	203	195	189	182	176	170	163
18	205	197	190	183	177	171	164
14	207	198	191	185	178	172	166
10	208	200	193	186	180	173	167
6	210	202	194	188	181	174	168
2	210	203	196	189	182	176	169
-2	210	205	198	191	184	177	171
-6	210	207	199	192	185	179	172
-10	210	209	201	194	187	180	174

Slika 14. tablica za određivanje V_{MBE} u ovisnosti o vanjskoj temperaturi i visini staze po tlaku, [2]

Određena je brzina od 186 čvorova koju je potrebno korigirati za masu. Sada ponovno nije potrebno interpolirati budući da kod relativno kratke staze energija kočenja neće biti limitirajući faktor. Zato su u sljedećoj tablici uzete nepogodnije vrijednosti (masa od 66 tona i referentna brzina 185 čvorova)

WEIGHT (1000 KG)	REFERENCE VMBE (KIAS)														
	140	145	150	155	160	165	170	175	180	185	190	195	200	205	210
42	167	174	180	186	192	198	204	210	210	210	210	210	210	210	210
46	159	165	170	176	182	188	194	200	205	210	210	210	210	210	210
50	152	157	163	168	174	179	185	190	196	201	207	210	210	210	210
54	145	151	156	161	166	172	177	182	187	193	198	203	208	210	210
58	140	145	150	155	160	165	170	175	180	185	190	195	200	205	210
62	135	140	144	149	154	159	164	168	173	178	183	188	193	197	202
66	130	135	139	144	149	153	158	163	167	172	177	181	186	191	195
70	126	131	135	140	144	149	153	158	162	167	171	176	180	185	189
74	123	127	131	136	140	144	149	153	157	162	166	170	175	179	183
78	120	124	128	132	136	141	145	149	153	157	162	166	170	174	178
82	117	121	125	129	133	137	141	145	149	153	157	161	166	170	174
86	115	119	122	126	130	134	138	142	146	150	154	158	161	165	169

Slika 15. tablica za određivanje korekcije V_{MBE} u ovisnosti o masi, [2]

Dobivena je maksimalna brzina od 172 čvorova indicirane brzine. Sada je potrebno napraviti preostale korekcije koje su određene u nastavku.

„Povećati V_{MBE} za 1 čvor za svakih 1% pozitivnog nagiba staze. Smanjiti V_{MBE} za 4 čvora za svakih 1% negativnog nagiba staze.

Povećati V_{MBE} za 3 čvora za svakih 10 čvorova čeone komponente vjetra. Smanjiti V_{MBE} za 19 čvorova za svakih 10 čvorova leđne komponente vjetra.“ [2]

Sukladno navedenom, potrebno je V_{MBE} povećati za 1 čvor zbog zadanog nagiba staze te smanjiti za 19 čvorova zbog 10 čvorova zadane čeone komponente vjetra. Ukupna korekcija je -18 čvorova.

Dobiva se V_{MBE} od 154 čvorova indicirane brzine.

4.2.5 Tablični prikaz rezultata

Slijedi tablični prikaz korekcija i ograničenja:

Tablica 2. prikaz dobivenih korekcija i ograničenja

Zadana TODA	2600 m
Duljina korigirana za nagib staze	2410 m
Duljina korigirana za uzdužnu komponentu vjetra	2060 m
Masa ograničena stazom (engl. <i>Field limit mass</i>)	63,4 t
Masa ograničena penjanjem (engl. <i>Climb limit mass</i>)	79,7 t
Masa ograničena gumama	86,2 t
Brzina ograničena energijom kočenja (V_{MBE})	154 KIAS
Najveća dopuštena masa uzlijetanja (MTOM)	79 t

Od svih dobivenih masa, očekivano, najmanja je ona ograničena stazom zbog relativno male duljine. Ona iznosi 63,4 tone odnosno 63400 kg. To je najveća moguća masa koju zrakoplov smije imati na početku zatrčavanja pa je ona korištena u određivanju brzina u sljedećem poglavlju. Također, u određivanju brzina kod polijetanja važno je obratiti pozornost da V_R ne premašuje V_{MBE} od 154 čvora.

4.2.6 Brzine polijetanja

Za brzine polijetanja potrebno je prijeći na *dispatch inflight* dio FCOM-a. Zadana je konfiguracija sa zakrilcima 5, *pack*-ovima ugašenima te ugašenim sustavom za odleđivanje na suhoj stazi.

WEIGHT (1000 KG)	FLAPS 1			FLAPS 5			FLAPS 10			FLAPS 15			FLAPS 25		
	V1	VR	V2	V1	VR	V2	V1	VR	V2	V1	VR	V2	V1	VR	V2
90	169	171	175	161	163	168									
85	163	166	171	157	159	164	156	157	162						
80	158	160	167	152	154	160	151	152	158	148	149	155	145	146	153
75	153	155	162	147	148	156	146	147	154	142	144	151	140	141	149
70	147	149	158	141	143	152	140	141	150	137	138	147	135	136	145
65	141	143	153	135	137	147	134	136	146	131	133	143	129	130	140
60	135	136	148	129	131	143	128	129	141	125	126	138	123	124	136
55	128	129	143	123	124	137	122	123	136	119	120	133	117	118	131
50	121	122	137	116	117	132	115	116	130	112	113	128	110	111	126
45	113	114	131	109	110	126	108	108	125	105	106	122	103	104	120
40	105	106	125	101	102	120	100	101	119	98	99	117	96	97	115

Slika 16. tablica za određivanje brzina pri polijetanju u ovisnosti o konfiguraciji i masi zrakoplova, [2]

Za u prošlom poglavlju određenu masu od 63,4 slijedi interpolacija:

Za V_1 :

$$\begin{aligned}
 65 - 60 &= 5 & 135 - 129 &= 6 \\
 63,4 - 60 &= 3,4 & 6 * 0,68 &= 4,08 \\
 3,4 / 5 &= 0,68 & 129 + 4,08 &= 133,08 \sim \mathbf{133}
 \end{aligned}$$

Za V_R :

$$\begin{aligned}
 137 - 131 &= 6 \\
 6 * 0,68 &= 4,08 & 131 + 4,08 &= 135,08 \sim \mathbf{135}
 \end{aligned}$$

Za V_2 :

$$\begin{aligned}
 147 - 143 &= 4 \\
 4 * 0,68 &= 2,72 & 143 + 2,72 &= 145,72 \sim \mathbf{146}
 \end{aligned}$$

Dobivene su brzine V_1 od 133, V_R od 135 i V_2 od 146 čvorova indicirane brzine.

4.2.7 Korekcije brzina za visinu po tlaku i vanjsku temperaturu.

Potrebno je obaviti korekcije dobivenih brzina za visinu po tlaku i vanjsku temperaturu.

TEMP		V1								VR								V2							
		PRESS ALT (1000 FT)								PRESS ALT (1000 FT)								PRESS ALT (1000 FT)							
°C	°F	-2	0	2	4	6	8	10	-2	0	2	4	6	8	10	-2	0	2	4	6	8	10			
70	158	5	6						4	5						-3	-3								
60	140	4	5	6	7				3	4	5	6				-2	-3	-3	-4						
50	122	2	3	4	5	6	7	9	2	3	4	5	6	7	8	-2	-2	-3	-3	-4	-5	-6			
40	104	1	1	3	4	5	6	7	1	1	3	4	5	6	7	-1	-1	-2	-2	-3	-4	-5			
30	86	0	0	1	2	4	5	6	0	0	1	3	4	5	6	0	0	-1	-2	-2	-3	-4			
20	68	0	0	1	2	3	4	5	0	0	1	2	3	4	5	0	0	-1	-1	-2	-3	-3			
-60	-76	0	0	1	2	3	4	5	0	0	1	2	3	4	5	0	0	-1	-1	-2	-2	-3			

Slika 17. tablica za određivanje korekcija brzina pri polijetanju u ovisnosti o vanjskoj temperaturi, [2]

V_1 i V_R se moraju uvećati za 3 čvora, a V_2 smanjiti za 2 čvora. Korigirane brzine V_1 , V_R i V_2 iznose: 136, 138 i 144 čvora indicirane brzine.

4.2.8 Korekcija V_1 za masu, nagib staze i vjetar.

Potrebno je dodatno korigirati V_1 za masu zrakoplova, nagib staze i za vjetar.

WEIGHT (1000 KG)	SLOPE (%)					WIND (KTS)								
	-2	-1	0	1	2	-15	-10	-5	0	10	20	30	40	
90	-4	-2	0	1	1	-2	-2	-1	0	0	0	0	1	
80	-3	-2	0	1	1	-2	-1	-1	0	0	0	1	1	
70	-2	-1	0	1	1	-2	-1	-1	0	0	1	1	1	
60	-2	-1	0	1	1	-2	-1	-1	0	0	1	1	1	
50	-1	0	0	0	1	-2	-1	0	0	0	1	1	1	
40	0	0	0	0	0	-2	-1	0	0	0	0	0	0	

Slika 18. tablica za određivanje korekcije V_1 u ovisnosti o nagibu staze i vjetru, [2]

Za masu 63,4 t nije potrebno interpolirati jer se i za nižu i višu masu dobiju jednaki rezultati. Korekcije su +1 čvor za nagib staze od 1% te -1 čvor za leđnu komponentu vjetra od 10 čvorova. Korekcije se poništavaju pa se V_1 ne mijenja.

4.3 Proračun polijetanja uz proceduru smanjenog potiska

Kao što je objašnjeno u poglavlju 2.4, kada je masa polijetanja niža od maksimalne određene, moguće je koristiti neku od procedura polijetanja sa smanjenim potiskom. Procedura smanjenog potiska čuva motor, štedi gorivo, smanjuje buku i razinu štetnih emisija. U ovom je poglavlju prikazan izračun *assumed temperature* (hrv. pretpostavljena temperatura) procedure (kod Airbusa *Flexible temperature* ili *Flex*). Ova procedura podrazumijeva unos izračunate temperature u FMC koja je viša od stvarne. Računalo izračunava N1% koji bi odgovarao polijetanju pri zadanoj, višoj temperaturi. Taj N1% bit će nešto niži od nominalnog pa će i performanse biti lošije, ali će se ostvariti spomenuti benefiti.

Za korištenje procedure smanjenog potiska potrebno je odabrati neku masu, nižu od određene u prošlom poglavlju (63,4 t). Za potrebe ovog izračuna proizvoljno je odabrana masa od 60 tona ili 60000 kilograma.

4.3.1 Određivanje najveće dopuštene pretpostavljene temperature

Prije svega, potrebno je odrediti najveću dopuštenu pretpostavljenu temperaturu. Prema regulativi, najveće moguće smanjenje potiska ne smije biti veće od 25% nominalnog potiska za polijetanje. Stoga se određuje temperatura koja daje deficit snage od 25% koji ovisi o visini po tlaku i vanjskoj temperaturi.

OAT (°C)	AIRPORT PRESSURE ALTITUDE (FT)											
	-1000	0	1000	2000	3000	4000	5000	6000	7000	8000	9000	10000
55	73	71	69	67								
50	73	71	69	67	65	63						
45	73	71	69	67	65	63	61	59	57			
40	73	71	69	67	65	63	61	59	57	55		
35	71	71	69	67	65	63	61	59	57	55	53	
30	69	67	67	67	65	63	61	59	57	55	53	51
25	69	67	66	64	65	63	61	59	57	55	53	51
20	69	67	66	64	64	63	61	59	57	55	53	51
15	69	67	66	64	64	63	61	59	57	55	53	51
10 & BELOW	69	67	66	64	64	63	61	59	57	55	53	51

Slika 19. tablica za određivanje maksimalne pretpostavljene temperature u ovisnosti o vanjskoj temperaturi i visini staze po tlaku, [2]

Određena je maksimalna pretpostavljena temperatura od 67 °C koja je ekvivalentna snazi 75% od nominalne.

4.3.2 Određivanje pretpostavljene temperature

Sada je potrebno vratiti se na tablicu iz poglavlja 4.2.3 kako bi se dobila temperatura ako je poznata masa.

CORR'D FIELD LENGTH (M)	FIELD LIMIT WEIGHT (1000 KG)										
	OAT (°C)										
	-40	10	14	18	22	26	30	38	42	46	50
1220	58.7	53.4	53.0	52.6	52.3	51.9	51.5	49.1	47.9	46.7	45.5
1400	63.7	58.0	57.5	57.1	56.7	56.3	55.9	53.2	51.9	50.6	49.3
1600	68.8	62.6	62.1	61.7	61.2	60.8	60.3	57.4	56.0	54.6	53.2
1800	73.5	66.8	66.3	65.8	65.3	64.9	64.4	61.3	59.8	58.3	56.8
2000	77.8	70.8	70.2	69.7	69.2	68.7	68.2	64.9	63.3	61.7	60.2
2200	82.0	74.5	74.0	73.4	72.9	72.3	71.8	68.4	66.6	65.0	63.3
2400	85.8	78.0	77.4	76.8	76.2	75.7	75.1	71.5	69.7	68.0	66.2
2600	86.1	81.0	80.4	79.8	79.2	78.6	78.0	74.3	72.4	70.6	68.8
2800	86.1	83.9	83.2	82.6	82.0	81.4	80.8	76.9	74.9	73.0	71.1
3000	86.1	86.1	85.9	85.2	84.6	83.9	83.3	79.3	77.2	75.3	73.3
3200	86.1	86.1	86.1	86.1	86.1	86.1	85.9	81.7	79.6	77.5	75.5
3400	86.1	86.1	86.1	86.1	86.1	86.1	86.1	84.0	81.8	79.8	77.6
3600	86.1	86.1	86.1	86.1	86.1	86.1	86.1	86.1	84.0	81.9	79.7
3800	86.1	86.1	86.1	86.1	86.1	86.1	86.1	86.1	86.1	83.9	81.6
4000	86.1	86.1	86.1	86.1	86.1	86.1	86.1	86.1	86.1	85.8	83.5
4200	86.1	86.1	86.1	86.1	86.1	86.1	86.1	86.1	86.1	86.1	85.3
4400	86.1	86.1	86.1	86.1	86.1	86.1	86.1	86.1	86.1	86.1	86.1
4600	86.1	86.1	86.1	86.1	86.1	86.1	86.1	86.1	86.1	86.1	86.1
CLIMB LIMIT WT (1000 KG)	86.1	86.0	85.9	85.8	85.7	85.6	85.4	79.8	77.2	74.6	71.9

Slika 20. tablica za određivanje najveće dopuštene mase kod polijetanja i penjanja u ovisnosti o korigiranoj duljini staze i vanjskoj temperaturi, [2]

Ponovno, nije potrebno interpolirati ako se uzmu vrijednosti koje predstavljaju lošije uvjete od stvarnih (manja duljina staze, veća masa). Određena je temperatura od 50 °C koja će biti pretpostavljena temperatura za polijetanje i manja je od maksimalne.

4.3.3 Određivanje maksimalnog N1% pomoću pretpostavljene temperature.

Sada je potrebno odrediti koliko iznosi postotak N1 za određenu pretpostavljenu temperaturu. Postotak N1 odnosi se na postotak brzine vrtnje niskotlačne turbine u odnosu na referentni. Taj postotak može biti veći od 100%. U normalnim operacijama, sustav autopotiska automatski postavlja zadani postotak N1 kod polijetanja. U slučaju neoperativnog sustava autopotiska, piloti ručno namještaju poluge snage prema određenom N1.

ASSUMED TEMP (°C)	AIRPORT PRESSURE ALTITUDE (FT)											
	-1000	0	1000	2000	3000	4000	5000	6000	7000	8000	9000	10000
75	93.4	93.7	94.2	94.7	95.4	96.1	96.9	97.3	97.6	97.8	97.8	97.7
70	94.1	94.4	94.4	94.4	94.7	95.4	96.2	96.6	96.9	97.1	97.1	97.1
65	94.8	95.1	95.2	95.2	95.3	95.4	95.5	96.0	96.2	96.5	96.4	96.4
60	95.4	95.8	95.9	96.0	96.1	96.2	96.3	96.2	95.9	95.8	95.7	95.7
55	96.0	96.5	96.6	96.7	96.8	96.9	97.1	96.9	96.6	96.3	95.7	95.0
50	96.6	97.1	97.3	97.4	97.6	97.7	97.8	97.7	97.4	97.1	96.6	96.1
45	97.4	97.8	98.0	98.1	98.3	98.4	98.5	98.4	98.1	97.8	97.5	97.1
40	98.1	98.6	98.7	98.8	98.9	99.0	99.2	99.1	98.8	98.5	98.4	98.1
35	98.7	99.4	99.5	99.6	99.7	99.8	99.9	99.8	99.5	99.2	99.1	99.0
30	98.8	100.3	100.3	100.4	100.4	100.5	100.5	100.4	100.3	100.0	99.9	99.9
25	98.1	99.5	100.1	100.7	100.8	100.7	100.7	100.7	100.7	100.6	100.6	100.7
20	97.3	98.8	99.3	99.9	100.2	100.5	100.8	100.8	100.9	100.8	100.8	100.8
15	96.5	98.0	98.6	99.2	99.5	99.8	100.1	100.5	100.9	101.1	101.1	101.1
10	95.8	97.2	97.8	98.4	98.7	99.0	99.4	99.7	100.1	100.5	101.0	101.5
MINIMUM ASSUMED TEMP (°C)	32	30	28	26	24	22	20	18	16	15	12	10

Slika 21. tablica za određivanje najvećeg N1% u ovisnosti o visini staze po tlaku i pretpostavljenoj temperaturi, [2]

Dobiven je maksimalni N1 od 97,4%. N1 bez procedure smanjenog potiska bio bi 100,4%.

4.3.4 Određivanje N1% korigiranog za razliku pretpostavljene i vanjske temperature

Sada je potrebno korigirati N1% za razliku pretpostavljene i vanjske temperature. Za odabir retka u tablici moramo oduzeti vanjsku temperaturu (30 °C) od pretpostavljene (50 °C). Razlika je 20 °C.

ASSUMED TEMP MINUS OAT (°C)	OUTSIDE AIR TEMPERATURE (°C)													
	-40	-20	0	5	10	15	20	25	30	35	40	45	50	55
110	14.9													
100	14.9	10.9												
90	14.0	11.7												
80	12.9	11.6	7.8											
70	11.2	10.7	8.6	7.8	6.3									
60	9.2	9.5	8.5	8.4	7.1	6.3	4.9							
50	7.8	7.8	7.5	7.1	6.9	7.0	5.6	4.9	3.4					
40		6.0	6.2	6.1	5.9	5.8	5.7	5.6	4.7	4.4	5.3			
30		4.6	4.6	4.6	4.6	4.5	4.4	4.3	4.3	4.2	4.1	4.0	3.9	
20			2.9	3.0	3.0	3.0	3.0	3.0	2.9	2.9	2.8	2.8	2.7	2.6
10			1.5	1.5	1.5	1.5	1.5	1.5	1.5	1.5	1.4	1.4	1.4	1.4
0			0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0

Slika 22. tablica za određivanje korekcije pretpostavljene temperature u ovisnosti o razlici pretpostavljene temperature i vanjske temperature, [2]

Sada moramo od pretpostavljene temperature oduzeti 2.9 °C (~3 °C). Konačna pretpostavljena temperatura koju pilot unosi u FMC je 47 °C.

4.4 Usporedba za zahtjevima regulative

Naravno, preduvjet za certificiranje bilo kojeg zrakoplova je poštivanje zahtjeva regulative. AFM velikih zrakoplova nešto je drugačiji od primjerice POH-a manjih zrakoplova. U AFM-u nema toliko grafova i tablica što se tiče performansi jer su veći putnički avioni napravljeni da i pri najvećem dopuštenom teretu ispunjavaju zahtjeve. S druge strane performanse manjih zrakoplovi, primjerice Cessne 172, puno su više ovisne o teretu.

U poglavljima 4.2.6, 4.2.7 i 4.2.8 određen je V_1 od 138 čvorova. Dva zahtjeva za V_1 kažu da V_1 ne smije biti veći od V_{MBE} i manji od V_{MCG} [3]. U poglavlju 4.3.5 određen je V_{MBE} od 154 čvora pa se zaključuje da je prvi zahtjev ispunjen. Kako bi se odredio V_{MCG} treba pogledati tablicu za određivanje V_{MCG} u FCOM-u. Slijedi tablica:

TEMP		PRESSURE ALTITUDE (FT)						
°C	°F	-2000	0	2000	4000	6000	8000	10000
70	158	95	93					
60	140	95	93	92	90			
50	122	97	95	92	90	88	86	83
40	104	101	99	96	93	89	86	83
30	86	104	103	100	96	92	88	85
20	68	104	104	101	98	94	90	87
-60	-76	106	105	102	99	95	92	89

Slika 23. tablica za određivanje V_{MCG} u ovisnosti o vanjskoj temperaturi i visini staze po tlaku, [2]

Dobiven je V_{MCG} od 100 čvorova koji je znatno manji od V_1 (138 čvorova).

Nadalje, potrebno je da V_R bude veći od V_1 . To također vrijedi jer je V_1 136, a V_R 138 čvorova.

4.5 Proračun realne situacije

U ovom poglavlju odabrana su polijetanja iz Zagreba sa staze 04 i iz Splita sa staze 05 u uvjetima koji 5. rujna 2023. u 14 sati lokalnog vremena. U poglavlju 4.1 namjerno su odabrani uvjeti kako bi staza bila limitirajući faktor. Sada su odabrani realni uvjeti kako bi se bolje prikazale performanse polijetanja u praksi.

Slijede tablično prikazani uvjeti uključujući i one iz poglavlja 4.1:

Tablica 3. Tablično prikazani uvjeti polijetanja

	Staza iz poglavlja 4.1	LDZA 04	LDSP 05
TODA	2600 m	3252 m	2550 m
nagib	2%	0%	0%
visina po tlaku	2000 ft	353 ft	29 ft
uzdužna komponenta vjetra	-10 kn (leđni vjetar)	+ 9 kn (čeoni vjetar)	+19 kn (čeoni vjetar)
vanjska temperatura	30 °C	25 °C	29 °C

Na prvi pogled, radi se o znatno boljim uvjetima nego onima iz prethodnih poglavlja. Staza u Zagrebu je znatno dulja, a staza u Splitu nešto kraća, ali se nalazi gotovo na razini mora pa je za očekivati da masa neće biti limitirana stazom već propisanim MTOM. Nadalje, obje staze imaju nešto manju vanjsku temperaturu od prethodne, ali još bitnije, staze imaju čeoni vjetar, u Splitu čak 19 čvorova koji znatno poboljšava performanse. Konfiguracija zrakoplova je jednaka kao i u prethodnom slučaju – zakrilca 5, sustav za odleđivanje isključen. Obje staze su suhe i balansirane.

Postupcima opisanima u poglavlju 4.2 dobije se masa ograničena stazom od 86,1 tona u Zagrebu i 82,5 tone u Splitu. Masa ograničena penjanjem (engl. *Climb limit*) za Zagreb iznosi 85,6 tona, a za Split 85,4 tone te konačno, masa ograničena gumama (engl. *Tire limit*) iznosi 86,2 tone za Zagreb i Split. Zaključuje se da su sve mase veće od MTOW koji iznosi 79 tona pa bi ta masa bila najveća dopuštena za polijetanje. Polijetanje nije limitirano stazom ni penjanjem. V_{MBE} za Zagreb iznosi 194 čvora, a za Split 192 čvora. Slijedi tablica:

Tablica 4. tablični prikaz dobivenih rezultata za stazu iz prethodnih poglavlja i za staze u Zagrebu i Splitu

	Staza iz prethodnih poglavlja	LDZA 04	LDSP 05
TODA	2600 m	3252 m	2550 m
Korigirana TODA za nagib	2410 m	3252 m (nema nagiba)	2550 m (nema nagiba)
Korigirana TODA za uzdužnu komponentu vjetra	2060 m	3740 m	2820 m
Masa ograničena stazom	63,4 t	86,1 t	82,4 t
Masa ograničena penjanjem	79,7 t	85,6 t	85,4 t
Masa ograničena gumama	86,2 t	86,2 t	86,2 t
V _{MBE}	154 kn	194 kn	192 kn

Primjećuje se da najveću masu ograničenu stazom ima staza u Zagrebu s danim uvjetima. Valja primijetiti kako staza u Splitu, iako najkraća od sve 3, ograničava masu na 82,4 t, samo 4,3% manje od one u Zagrebu. Relativno jak čeon vjetar od 19 čvorova uvelike poboljšava performanse polijetanja. Leđni vjetar na prvoj stazi i velika visina po tlaku smanjuju performanse polijetanja pa se s te staze smije poletjeti sa 19 tona manje iako je prva staza duža. Ta činjenica ide u prilog relativno velikom utjecaju visine po tlaku i uzdužne komponente vjetra. 19 tona je ogromna masa u kontekstu Boeinga 737 i drugih zrakoplova srednjeg dometa i iznosi 24% od maksimalne dopuštene mase uzlijetanja (MTOW).

5. ZAKLJUČAK

Zrakoplov Boeing 737 kroz više od 50 godina proizvodnje pokazao je svoju svestranost, učinkovitost i sigurnost. Dugo je vremena bio najpopularniji putnički zrakoplov ikada. Kroz povijest su se mijenjali zahtjevi tržišta pa je Boeing razvio ukupno 4 generacije popularne 737-ice.

Prioritet zrakoplovstva uvijek je bila sigurnost pa je za certificiranje svakog zrakoplova potrebno ispunjavanje strogih zahtjeva. U Europi zahtjeve postavlja EASA kroz dokument CS-25. U dokumentu je definiran širok spektar pitanja vezanih za razna područja poput operiranja zrakoplovom, performansama, konstrukcijom zrakoplova, motora itd. Svaki putnički zrakoplov mora ispunjavati te zahtjeve.

Izračun performansi uzlijetanja prije svakog leta iznimno je važan. Ako je napravljen pogrešno, pokazalo se, može biti pogibeljan. Danas se ti izračuni obavljaju neposredno prije leta, koristeći danas već standardni EFB i dio su prijeletnih procedura. Prije implementacije tzv. „*paperless*“ kokpita, proračuni polijetanja obavljali su dispečeri, a piloti bi dobili izračunate brzine i postavke snage. Zato se jedna od dvije podsekcije za izračunavanje performansi u Boeingovom FCOM-u zove *performance dispatch*.

U većini letova, masa zrakoplova kod polijetanja nije maksimalna moguća. Kako bi se sačuvali motori, uštedjelo gorivo i smanjila buka, moguće je polijetanje s manjim potiskom. Ta se procedura zove procedura smanjenog potiska. Određuje se temperatura (tzv. pretpostavljena temperatura) koja se unosi u FMC kako bi računalo mislilo da je vanjska temperatura toplija od stvarne, te postavilo ograničenje N1 pri polijetanju koje je manje od stvarnog pri toj temperaturi. Drugim riječima, ograničava se potisak na manju vrijednost te je time postavka snage za polijetanje manja. Kod većine polijetanja koristi se procedura smanjenog potiska.

Za izračun performansi polijetanja u radu, korišteni su proizvoljno odabrani podaci i FCOM. Odabrana relativno kratka staza i relativno visoka temperatura razlog su što je rezultat proračuna masa polijetanja od svega 64,3 tone (MTOW = 79 t). Limitirajući faktor je staza. Kako bi se prikazao izračun procedure smanjenog potiska bilo je potrebno odabrati manju masu od izračunate maksimalne za zadane uvjete. Odabrana je masa od 60 tona te je određeno da se s tom masom i pri istim uvjetima može koristiti polijetanje s pretpostavljenom temperaturom od 47 °C. Pilot bi unio tu temperaturu u FMC prije polijetanja te bi se poletjelo s 3% manjim N1 od onog nominalnog bez procedure smanjenog potiska. Ta bi razlika bila još veća da je temperatura vanjskog zraka manja.

Iako ga je prestigao Airbus, Boeing 737 i dalje je vrlo popularan zrakoplov srednjeg dometa. Nova generacija MAX sigurno će nastaviti popularnost legendarne 737-ice, a boljim performansama, tišim motorima i boljom potrošnjom goriva prati trendove tržišta i konkurenciju.

6. POPIS LITERATURE

- [1] Justin Hayward. The History Of The Boeing 737. *Simple Flying*. 2020. Preuzeto s: <https://simpleflying.com/boeing-737/> [Pristupljeno: 11. kolovoz 2023.]
- [2] ETF Airways d.o.o. Flight Crew Operations Manual. Boeing 737-800. Revizija 1. 2021.
- [3] EASA. Easy Access Rules for Large Aeroplanes (CS-25). Revizija siječanj 2023. Preuzeto s: https://www.easa.europa.eu/en/document-library/easy-access-rules/online-publications/easy-access-rules-large-aeroplanes-cs-25?page=0#_DxCrossRefBm548991014 Pristupljeno: [11. kolovoz 2023.]
- [4] Davor Franjković. *Uzljetanje – klasa A*. [Prezentacija]. Planiranje letenja i performanse I. Fakultet prometnih znanosti Sveučilišta u Zagrebu. 2022.

7. POPIS SLIKA

Slika 1. Zrakoplov Ryanair-a s ugrađenim stepenicama. Preuzeto s: <https://www.aviationfile.com/planes-with-their-own-stairs/>, [5]

Slika 2. Motor JT8D s opremom za šljunčane staze. Preuzeto s: <https://www.jetphotos.com/photo/6606777>, [6]

Slika 3. Boeing 737-300, [1]

Slika 4. Boeing 737-800, [1]

Slika 5. Razdvojeni završetak krila (engl. Split Scimitar Winglet). Preuzeto s: <https://flyinginireland.com/2023/01/first-ryanair-737ng-fitted-with-split-scimitar-winglets/>, [7]

Slika 6. TAKEOFF REF stranica u FMC-u. Preuzeto s: <http://www.b737.org.uk/assumedtemp.htm>, [8]

Slika 7. Dijagram uzlijetanja na suhoj USS, [4]

Slika 8. Dijagram uzlijetanja na mokroj USS, [4]

Slika 9. Poprečni presjek putanje nakon polijetanja. Preuzeto s: <https://skybrary.aero/articles/net-take-flight-path>, [9]

Slika 10. Tablica za određivanje korekcije duljine staze zbog gradijenta, [2]

Slika 11. Tablica za određivanje najveće dopuštene mase kod polijetanja u ovisnosti o korigiranoj duljini staze i vanjskoj temperaturi, [2]

Slika 12. Tablica za određivanje najveće dopuštene mase kod polijetanja u ovisnosti o korigiranoj duljini staze i vanjskoj temperaturi, [2]

Slika 13. Tablica za određivanje najveće mase ograničenu gumama u ovisnosti o vanjskoj temperaturi i visini staze po tlaku, [2]

Slika 14. Tablica za određivanje V_{MBE} u ovisnosti o vanjskoj temperaturi i visini staze po tlaku, [2]

Slika 15. Tablica za određivanje korekcije V_{MBE} u ovisnosti o masi, [2]

Slika 16. Tablica za određivanje brzina pri polijetanju u ovisnosti o konfiguraciji i masi zrakoplova, [2]

Slika 17. Tablica za određivanje korekcija brzina pri polijetanju u ovisnosti o vanjskoj temperaturi, [2]

Slika 18. Tablica za određivanje korekcije V₁ u ovisnosti o nagibu staze i vjetru, [2]

Slika 19. Tablica za određivanje maksimalne pretpostavljene temperature u ovisnosti o vanjskoj temperaturi i visini staze po tlaku, [2]

Slika 20. Tablica za određivanje najveće dopuštene mase kod polijetanja i penjanja u ovisnosti o korigiranoj duljini staze i vanjskoj temperaturi, [2]

Slika 21. Tablica za određivanje najvećeg N1% u ovisnosti o visini staze po tlaku i pretpostavljenoj temperaturi, [2]

Slika 22. Tablica za određivanje korekcije pretpostavljene temperature u ovisnosti o razlici pretpostavljene temperature i vanjske temperature, [2]

Slika 23. Tablica za određivanje VMCG u ovisnosti o vanjskoj temperaturi i visini staze po tlaku, [2]

Sveučilište u Zagrebu
Fakultet prometnih znanosti
Vukelićeva 4, 10000 Zagreb

IZJAVA O AKADEMSKOJ ČESTITOSTI I SUGLASNOSTI

Izjavljujem i svojim potpisom potvrđujem da je završni rad

isključivo rezultat mojega vlastitog rada koji se temelji na mojim istraživanjima i oslanja se na objavljenu literaturu, a što pokazuju upotrijebljene bilješke i bibliografija. Izjavljujem da nijedan dio rada nije napisan na nedopušten način, odnosno da je prepisan iz necitiranog rada te da nijedan dio rada ne krši bilo čija autorska prava. Izjavljujem, također, da nijedan dio rada nije iskorišten za bilo koji drugi rad u bilo kojoj drugoj visokoškolskoj, znanstvenoj ili obrazovnoj ustanovi.

Svojem potpisom potvrđujem i dajem suglasnost za javnu objavu završnog/diplomskog rada pod naslovom Performanse zrakoplova Boeing 737 pri uzlijetanju, u Nacionalni repozitorij završnih i diplomskih radova ZIR.

Student/ica:

U Zagrebu, 3.9.2023.

Ivan Zec



(ime i prezime, potpis)