

# Analiza operativnih ograničenja za avion u klasi performansi A

---

Ivanković, Mila

Undergraduate thesis / Završni rad

2024

*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:119:607882>

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

*Download date / Datum preuzimanja:* **2024-10-03**



*Repository / Repozitorij:*

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



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU  
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI

**ZAVRŠNI RAD**

**ANALIZA OPERATIVNIH OGRANIČENJA ZA AVION U  
KLASI PERFORMANSI A**

**ANALYSIS OF OPERATING LIMITATIONS FOR THE  
AEROPLANE IN PERFORMANCE CLASS A**

Mentor: mr.sc. Davor Franjković

Studentica: Mila Ivanković

JMBAG: 0113144839

Zagreb, srpanj 2024.

Zagreb, 2. travnja 2024.

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

## ZAVRŠNI ZADATAK br. 7601

Pristupnik: **Mila Ivanković (0113144839)**  
Studij: **Aeronautika**  
Smjer: **Pilot**  
Usmjerenje: **Civilni pilot**

Zadatak: **Analiza operativnih ograničenja za avion u klasi performansi A**

### Opis zadatka:

Objasniti razloge i potrebu za propisivanjem ograničenja za operacije zrakoplova. Navesti i objasniti veličine koje se ograničavaju, te tko i kako propisuje operativna ograničenja aviona. Usporediti operativna ograničenja za avione Airbus A320 i Boeing 787 Dreamliner navedena u njihovim operativnim priručnicima sa zahtjevima propisanim u relevantnoj regulativi. Analizirati opća ograničenja, ograničenja u pojedinim fazama operacije aviona te njihovu zavisnost o vanjskim čimbenicima. Izvesti zaključke iz provedene analize.

Mentor:

Predsjednik povjerenstva za  
završni ispit:

---

mr. sc. Davor Franjković, v. pred.

## Sažetak

U zrakoplovstvu je naglasak na sigurnosti, te se zbog brojnih avionskih nesreća pokazalo potrebitim propisati i definirati operativna ograničenja. Operativna ograničenja su limiti definirani od strane proizvođača zrakoplova koji će osigurati sigurne letačke operacije zrakoplovom. Ona su propisana od strane proizvođača i nadležnih vlasti, te je nužno pridržavati ih se tijekom svih režima leta. Pri proizvodnji zrakoplova testiranjem čvrstoće njegove konstrukcije i performansi u letu prikupljaju se operativna ograničenja koja je nužno ispisati u pilotske priručnike. Europska agencija za sigurnost zračnog prometa (*EASA, European Aviation Safety Agency*) određuje regulativu koja propisuje operativna ograničenja. Nadležne zrakoplovne vlasti pojedine države dužne su pratiti primjenu regulative. Na performanse zrakoplova, pa tako i operativna ograničenja, utječu vanjski čimbenici poput različitih atmosferskih stanja i dostupnih duljina uzletno-sletnih staza pri zaletu, polijetanju i slijetanju zrakoplova. Ovaj rad analizira operativna ograničenja masa i brzina.

KLJUČNE RIJEČI: operativna ograničenja; masa zrakoplova; brzina zrakoplova; CS-25; Airbus A320; Boeing B777

## Summary

In aviation, the emphasis is on safety, and due to numerous aircraft accidents, it has become necessary to determine and define operational limitations. Operational limitations are limits defined by aircraft manufactures that will ensure safe flight operations. They are prescribed by manufacturer and competent authorities, and it is necessary to adhere to them during all flight regimes. During the production of an aircraft, by testing the strength of its construction and performance in flight, operational limitations are collected, which must be printed in the pilot's manuals. European Aviation Safety Agency (*EASA*) determines the regulation that prescribes operational requirements. The competent aviation authorities of individual countries are obliged to monitor the application of the regulation. Aircraft performance, including operational limitations, are affected by external factors such as different atmospheric conditions and available distances of runway during take-off run, take-off and landing. In this thesis an analysis of operational limitations for mass and velocity was made.

KEY WORDS: operational limitations; mass of an aircraft; velocity of an aircraft; CS-25; Airbus A320; Boeing B777

# Sadržaj

1. UVOD.....	1
2. OPERATIVNA OGRANIČENJA ZA ZRAKOPLOV .....	2
2.1. MASA I POZICIJA TEŽIŠTA.....	2
2.2. BRZINA .....	6
3. ZAHTJEVI REGULATIVE CS-25.....	9
3.1. ZAHTJEVI REGULATIVE CS-25 ZA MASU I POZICIJU TEŽIŠTA.....	10
3.2. ZAHTJEVI REGULATIVE CS-25 ZA BRZINE ZRAKOPLOVA .....	11
4. OPERATIVNA OGRANIČENJA U REŽIMIMA LETA ZRAKOPLOVA I OVISNOST O VANJSKIM ČIMBENICIMA .....	16
4.1. POLIJETANJE I SLIJETANJE .....	16
4.2. PENJANJE .....	18
4.3. KRSTARENJE .....	18
4.4. SPUŠTANJE.....	18
5. ODREĐIVANJE OPERATIVNIH OGRANIČENJA ZRAKOPLOVA AIRBUS A320.....	20
5.1. OGRANIČENJA MASA.....	20
5.2. OGRANIČENJA BRZINA .....	28
5.3. USPOREDBA OGRANIČENJA SA ZAHTJEVIMA REGULATIVE CS-25.....	31
6. ODREĐIVANJE OPERATIVNIH OGRANIČENJA ZRAKOPLOVA BOEING B777 .....	32
6.1. OGRANIČENJA MASA.....	32
6.2. OGRANIČENJA BRZINA .....	38
6.3. USPOREDBA OGRANIČENJA SA ZAHTJEVIMA REGULATIVE CS-25.....	41
7. ZAKLJUČAK.....	42
LITERATURA.....	43
POPIS SLIKA.....	44
POPIS TABLICA.....	45

# 1. UVOD

Klasa performansi A sadrži sve višemotorne mlazne zrakoplove i sve višemotorne elisno-mlazne zrakoplove koji imaju više od 9 sjedala, te njihova maksimalna masa u polijetanju prelazi 5700 kilograma. Svaki zrakoplov leti po određenim pravilima. Letenje po pravilima važno je zbog očuvanja sigurnosti putnika i posade tijekom leta. Tijekom proizvodnje pojedinog zrakoplova potrebno je testirati njegove mogućnosti, čvrstoću konstrukcije i performanse u letu. Svakom modifikacijom zrakoplova potrebno je ponovno uspostaviti ograničenja koja prate nastale promjene. Regulativa propisuje operativna ograničenja za široki raspon zrakoplova u klasi performansi A, te predstavlja smjernice kojih se proizvođač i operator zrakoplova trebaju pridržavati. Regulativu propisuje EASA (*European Aviation Safety Agency* – Europska agencija za sigurnost zračnog prometa), a nadležne zrakoplovne vlasti pojedine države dužne su kontrolirati i pratiti njihovu primjenu.

Cilj ovog završnog rada je bio pobliže objasniti operativna ograničenja, njihovu zavisnost o vanjskim čimbenicima, te primjene ograničenja u pojedinim režimima leta za zrakoplov u klasi performansi A. Poseban naglasak stavljen je na masu i brzinu kao najvažnije elemente koji utječu na performanse i konstrukciju zrakoplova.

Naslov rada je Analiza operativnih ograničenja za avion u klasi performansi A. Ovaj završni rad podijeljen je u sljedećih 7 cjelina:

1. Uvod
2. Operativna ograničenja za zrakoplov
3. Zahtjevi regulative CS-25
4. Operativna ograničenja u režimima leta zrakoplova i ovisnost o vanjskim čimbenicima
5. Određivanje operativnih ograničenja zrakoplova Airbus A320
6. Određivanje operativnih ograničenja zrakoplova Boeing B777
7. Zaključak

Drugo poglavlje pojašnjava operativna ograničenja, tko ih donosi, te ističe masu i brzinu kao najvažnije elemente.

Treće poglavlje govori o zahtjevima regulative CS-25 vezano za operativna ograničenja, te što regulativa propisuje.

Četvrto poglavlje bavi se ograničenjima u pojedinim fazama leta, te njihovom zavisnošću o vanjskim čimbenicima poput temperature, tlaka i gustoće.

U petom poglavlju iznesena su ograničenja masa i brzina zrakoplova Airbus A320.

Ograničenja brzina i masa za zrakoplov Boeing 777 navedena su u šestom poglavlju.

Zadnje, sedmo poglavlje navodi zaključke nakon provedene analize.

## 2. OPERATIVNA OGRANIČENJA ZA ZRAKOPLOV

Operativna ograničenja zrakoplova su limiti definirani od strane proizvođača koji će osigurati sigurne operacije zrakoplova. Operativna ograničenja moraju biti usklađena i s regulativama koje su propisale nadležne zrakoplovne vlasti. [1]

Prije puštanja zrakoplova u svakodnevne letačke operacije, operativna ograničenja se testiraju. Testni let je važno provoditi iznad nenaseljenih ili slabo naseljenih područja. Također treba izbjegavati i zračna područja pretrpana prometom. Testni let treba provoditi tijekom dana i pod vizualnim meteorološkim uvjetima.

Operativna ograničenja su podložna promjenama kako od strane nadležnih zrakoplovnih vlasti tako i od strane proizvođača zrakoplova. Zapovjednik zrakoplova (*pilot in command, PIC*) mora biti upoznat s operativnim ograničenjima zrakoplova kojim izvodi letačke operacije.

Operativna ograničenja mogu biti vezana za masu, poziciju težišta zrakoplova, brzinu, pogonski sustav.

U ovome radu će se detaljnije obrađivati operativna ograničenja zrakoplova vezana za masu i brzinu.

### 2.1. MASA I POZICIJA TEŽIŠTA

Masu možemo definirati kao količinu tvari tijela. Osnovna jedinica za masu je kilogram, no u upotrebi su i angloameričke jedinice za masu, funte (*pounds*) (1 funta jednaka je 0,45359237 kilograma). Proizvođač zrakoplova vaganjem određuje osnovnu masu ili osnovnu praznu masu zrakoplova (*Basic Mass (BM)* ili *Basic Empty Mass (BEM)*). Uz osnovnu masu važan nam je podatak i o položaju težišta zrakoplova. [3]

Proračuni masa i pozicija težišta zrakoplova izrađuju se prije leta kako bi se osiguralo da masa ne prekoračuje strukturalna i operativna ograničenja zrakoplova. Izračuni masa i pozicija težišta trebaju biti u definiranim granicama ograničenja kako na zemlji tako i u zraku.

Tijekom leta zrakoplov troši gorivo, te se tako mijenja masa zrakoplova kao i pozicija težišta.

Ukoliko tijekom leta dođe do premještanja tereta zrakoplov može postati ili jako stabilan ili nestabilan, što može dovesti do nemogućnosti kontroliranja zrakoplova od strane posade, te naposljetku i nesreće.

Pod osnovnu masu ubrajaju se svi fluidi i neiskoristivo gorivo, masa elektroničkih uređaja i opreme, masa opreme za kisik u slučaju opasnosti, masa protupožarnih aparata te pirotehničkih uređaja, masa ulja za podmazivanje motora i pratećih sustava. Osnovna prazna masa je najmanja masa zrakoplova. Dodavanjem mase goriva, posade, putnika, tereta, te opreme za posluživanje putnika tijekom leta, masa zrakoplova se povećava. Pored osnovne mase postoji još niz masa koje je važno poznavati. [3]

Suha operativna masa (*Dry Operating Mass, DOM*) definira se kao masa zrakoplova spremnog za letačke operacije, ali bez korisnog tereta i goriva za let. Masa posade te njihove prtljage, *catering*, oprema za posluživanje putnika, hrana i piće te pitka voda i kemikalije u toaletu, uračunate su pod suhu operativnu masu, te se još nazivaju i teret promjenjive mase. [3]

$BEM + \text{teret promjenjive mase (variable load)} = DOM$

Putni teret pri izračunu mase zrakoplova jest ukupna masa putnika, njihove prtljage i tereta. Putni teret uključuje i svaki neplaćeni teret, npr. balast koji se dodaje ukoliko je pozicija težišta zrakoplova izvan definiranih granica operativnih ograničenja zrakoplova.

Maksimalna masa putnog tereta koji avion može nositi naziva se dopušteni putni teret. Razlika između trenutnog putnog tereta zrakoplova i dopuštenog putnog tereta zrakoplova jest podopterećenje (*underload*). [3]

Također se kod izračuna mase zrakoplova spremnog za let uračunava i plaćeni teret koji se definira kao putni teret za koji je naplaćena prijevozna cijena.

Korisni teret je masa iskoristivog goriva za let i masa putnog tereta.

Operativna masa se dobije kada suhoj operativnoj masi pribrojimo masu goriva za let. [3]

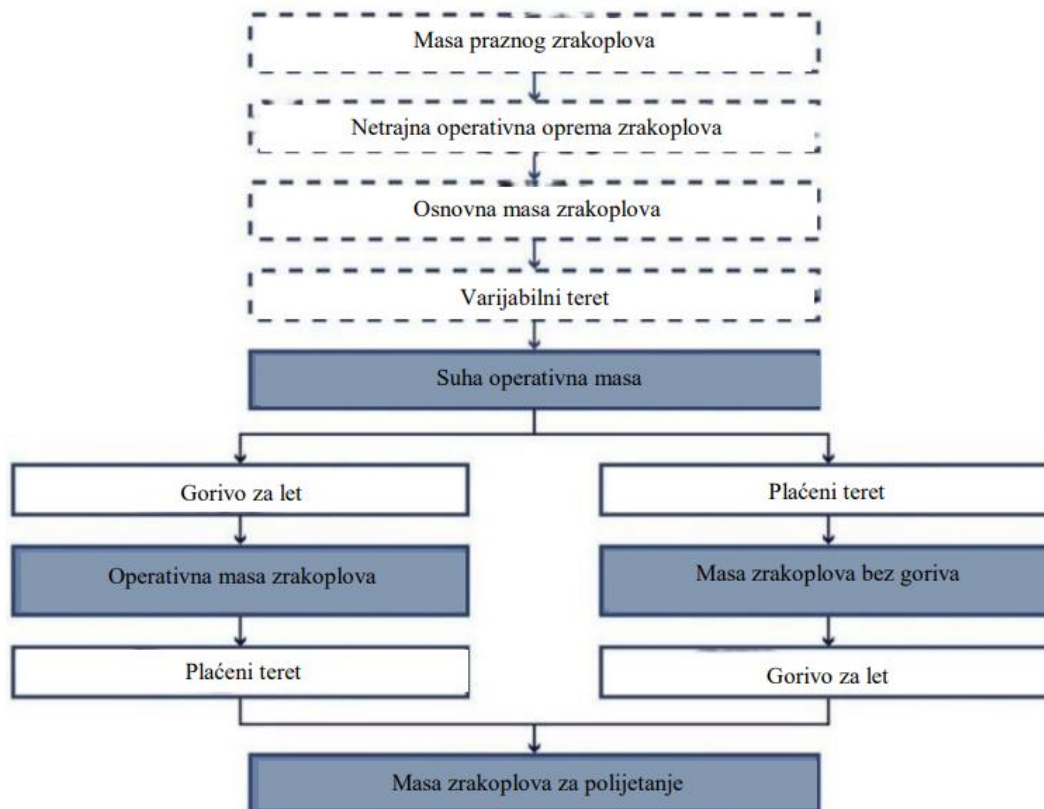
$DOM + TOF = OM$

Masa aviona bez goriva jest masa zrakoplova spremnog za let uključujući suhu operativnu masu i masu putnog tereta. [3]

$DOM + TL = ZFM$

Na slici broj 1 mogu se vidjeti odnosi gore navedenih masa.





Slika 1 Odnos masa zrakoplova. Izvor: [3]

Strukturalna ograničenja mase zrakoplova određena su samom konstrukcijom, te materijalima koji su korišteni prilikom izrade zrakoplova. Strukturalna ograničenja mase zrakoplova su važna kako bi se izbjeglo preopterećenje konstrukcije zrakoplova. Strukturalna ograničenja također definiraju i ovojnicu (envelopu) pozicije težišta zrakoplova. Ovojnica (envelopa) pozicije težišta je važna zbog održavanja stabilnosti i upravljivosti zrakoplova. Postoje maksimalna strukturalna ograničenja mase zrakoplova prilikom polijetanja, slijetanja, te kada je zrakoplov bez goriva.

Maksimalna strukturalna masa zrakoplova pri polijetanju jest maksimalna masa koju zrakoplov smije imati kada se nalazi na početku uzletno-sletne staze, te je spreman za polijetanje otpuštajući kočnice. Ukoliko je masa prekoračena mogu nastati oštećenja na konstrukciji zrakoplova, a zrakoplovu će trebati i veća duljina za zalet. Dulji zalet zrakoplova može prouzročiti i izlijetanje zrakoplova sa uzletno-sletne staze zbog nemogućnosti dostizanja brzine potrebne za uzlet zrakoplova.

Maksimalna strukturalna masa zrakoplova pri slijetanju jest maksimalna masa koju zrakoplov smije imati prilikom slijetanja na određeni aerodrom. Ukoliko dođe do prisilnog slijetanja zrakoplova prije određene destinacije, zrakoplov mora ispustiti gorivo iznad nenaseljenog ili slabo naseljenog područja kako bi masa bila u granicama dozvoljene mase s kojom zrakoplov smije sletjeti. Također ukoliko je prekoračena masa zrakoplova za slijetanje zrakoplov može

iskusiti znatna strukturalna opterećenja kao i veću potrebnu duljinu za slijetanje i zaustavljanje zrakoplova na uzletno-sletnoj stazi, što potencijalno može dovesti do izlijetanja zrakoplova sa staze zbog nemogućnosti zaustavljanja.

Strukturalna ograničenja masa zrakoplova vrijedit će u idealnim uvjetima, stoga je važno prilikom izračuna u obzir uzeti čimbenike koji će utjecati na performanse zrakoplova, a to su: reljef terena, temperatura okolnog zraka, nadmorska visina aerodroma, raspoložive duljine uzletno-sletnih staza za zalet, polijetanje i slijetanje. Trebaju se također razmotriti i dodatna ograničenja koja su mogla nastati nakon većih modifikacija na zrakoplovu.

Uz strukturalna ograničenja mase, važno je poznavati i ograničenja mase zrakoplova s obzirom na performanse. Stoga postoje maksimalna masa u polijetanju zbog uvjeta pri polijetanju (*Performance Limited Take-off Mass – PLTOM*) i maksimalna masa u slijetanju zbog uvjeta pri slijetanju (*Performance Limited Landing Mass – PLLM*). Kada bi se usporedile masa zrakoplova ograničena strukturom i konstrukcijom zrakoplova, te masa ograničena performansama zrakoplova, rezultat bi bio da se mase razlikuju, te će niža od te dvije mase dati dopuštenu masu zrakoplova pri letačkim operacijama. Tako postoje dopuštena masa zrakoplova pri polijetanju (*Regulated Take-off Mass – RTOM*) i dopuštena masa zrakoplova pri slijetanju (*Regulated Landing Mass – RLM*). [3]

Strukturalna masa zrakoplova (uključujući konstrukciju zrakoplova, te elemente poput goriva, posade, putnika i putnog tereta) utječe na položaj težišta zrakoplova. Točka težišta zrakoplova je u teoriji točka u kojoj se nalazi sva ukupna težina zrakoplova. Težište zrakoplova je iznimno važno zbog stabilnosti i upravljivosti zrakoplova. Težište mora biti u dozvoljenim granicama koje su određene od strane proizvođača zrakoplova. Ukoliko je položaj težišta previše naprijed to će rezultirati povećanom stabilnošću, a smanjenom upravljivošću. Pri polijetanju bit će teži nos zrakoplova što uzrokuje veći otklon elevatora. Zrakoplovu će trebati duži zalet pri polijetanju te će slabije penjati. Bit će potrebna veća snaga (potisak) što će rezultirati većom potrošnjom goriva, te naposljetku manji dolet i istrajnost zrakoplova. Suprotno, ukoliko je položaj težišta zrakoplova previše unatrag, to će rezultirati povećanom upravljivošću, a smanjenom stabilnošću zrakoplova. Nos aviona pri polijetanju je lakši, te zrakoplov može prerano uzletjeti. Zrakoplov će imati povećani kut penjanja. Važno je pridržavati se definiranih ograničenja položaja težišta.

Promjena meteoroloških uvjeta, kao i promjena visine leta zrakoplova, može značajno utjecati na položaj težišta zrakoplova. Temperaturne promjene koje se događaju tijekom leta mogu utjecati na visinu po gustoći (*density altitude*). Visina po gustoći se definira kao visina tlaka ispravljena za nestandardnu temperaturu. Porast temperature povećava visinu po gustoći koja smanjuje efektivnu snagu motora što ima za posljedicu povećanje potrebnih duljina za polijetanje i slijetanje. Iako promjena visine po gustoći indirektno utječe na poziciju težišta zrakoplova, promjene su vidljive u performansama. [7]

Raspodjela mase u krilima i trupu zrakoplova imat će utjecaja na performanse zrakoplova. Prekomjerna masa uzrokovat će duži zalet zrakoplova pri polijetanju. Zrakoplov će slabije penjati. Trebat će veću snagu (više sile potiska), bit će veća potrošnja goriva što će naposljetku dovesti do manjeg doleta i istrajnosti.

## 2.2. BRZINA

Prema definiciji iz mehanike trenutna brzina (u daljnjem tekstu samo brzina) jest prva derivacija vektora položaja po vremenu.

Formula za trenutnu brzinu glasi:

$$\vec{v} = \lim_{\Delta t \rightarrow 0} \frac{\Delta \vec{r}}{\Delta t} = \frac{d \vec{r}}{d t} \quad (2.2.1.)$$

Jednostavnije rečeno, brzina jest promjena položaja čestice, tijela, stvari u određenom vremenu. Osnovna mjerna jedinica za brzinu je metar po sekundi, m/s. U zrakoplovstvu se najčešće koristi čvor kao mjerna jedinica za brzinu. Jedan čvor iznosi jednu nautičku milju po satu, NM/h, tj. 0,5148 m/s. [7]

U zrakoplovstvu treba razlikovati brzinu kojom se zrakoplov kreće u odnosu na zemlju od brzine kojom se zrakoplov kreće u odnosu na zrak. Kada se vrše proračuni koji se temelje na mjerenju tlaka zraka, tada će instrumenti u pilotskoj kabini davati podatke o brzini kojom se zrakoplov kreće kroz zrak. Ta brzina može biti manja, veća ili jednaka brzini koju će zrakoplov imati u odnosu prema nekoj referentnoj točki na tlu. [7]

Treba razlikovati dvije komponente brzine kada se mjeri brzina leta zrakoplova, a to su brzina kroz zrak koja ide u smjeru uzdužne produžene osi zrakoplova, tj. brzina leta, te vertikalnu komponentu brzine kroz zrak, tj. vertikalna brzina.

Prije definiranja ograničenih operativnih brzina koje se koriste u letačkim operacijama, važno je prisjetiti se osnovnih brzina u zrakoplovstvu.

Prividna ili indicirana brzina (*Indicated Airspeed – IAS*) je brzina koja se dobije kada se pri mjerenju brzine u obzir za korekciju uzimaju utjecaji mehaničkih pogrešaka instrumenata. Proračun indicirane brzine do oko 200 čvorova glasi: [7]

$$IAS = \sqrt{\frac{2 \cdot (p - p_0)}{\rho}} = \sqrt{\frac{2 \cdot p_d}{\rho}} \quad (2.2.2.)$$

gdje oznake iz formule znače sljedeće:

- $p$  je ukupni tlak,
- $p_0$  je statički tlak,
- $p_d$  je dinamički tlak,
- $\rho$  je gustoća.

Kada se indicirana brzina korigira za utjecaj ugradnje izvora statičkog i ukupnog tlaka dobiva se kalibrirana brzina (*Calibrated Airspeed – CAS*)

$$CAS = IAS - \Delta v_p \quad (2.2.3.)$$

gdje je  $\Delta v_p$  korekcija pogreške ugradnje Pitot-statičkog izvora.

Kalibrirana brzina se može korigirati za utjecaj stlačivosti zraka, te se tako dobije ekvivalentna brzina (*Equivalent Airspeed – EAS*)

$$EAS = CAS - \Delta v_c = \sqrt{\frac{2 \cdot p_d}{\rho \cdot c}} = \sqrt{\frac{2 \cdot p_d}{\rho \cdot c}} = \sqrt{\frac{2 \cdot p_d}{\rho \cdot (1 + \frac{M^2}{4})}}, \text{ za } M = \frac{v}{v_s} \quad (2.2.4.)$$

gdje su oznake sljedeće:

- $\Delta v_c$  je korekcija utjecaja stlačivosti zraka,
- $c$  je faktor stlačivosti zraka,
- $M$  je Machov broj,
- $v$  je brzina,
- $v_s$  je brzina zvuka u zraku.

Ekvivalentna brzina korigirana za utjecaj gustoće i temperature zraka naziva se stvarna ili prava brzina. (*True Airspeed – TAS*). [7]

Formula za stvarnu brzinu glasi:

$$TAS = \frac{EAS}{\sqrt{\frac{\rho_h}{\rho}}} = \frac{EAS}{\sqrt{\sigma}} \quad (2.2.5.)$$

gdje su oznake sljedeće:

- $\rho_h$  je gustoća zraka na visini  $h$ ,
- $\rho$  je gustoća na razini mora,
- $\sigma$  je faktor gustoće.

Putna brzina (*Ground Speed – GS*) jest stvarna brzina korigirana za utjecaj vjetra. [7]

Proizvođač zrakoplova i nadležne zrakoplovne vlasti definiraju niz brzina koje se ograničavaju u svakodnevnim letačkim operacijama kako bi se očuvala sigurnost letenja.

Kada su ograničenja brzine leta zrakoplova u funkciji težine, raspodjele mase, visine ili Machovog broja, trebaju se uspostaviti ograničenja koja će odgovarati svakoj kritičnoj kombinaciji ovih čimbenika.

Najvažnija ograničenja brzina za zrakoplove u klasi performansi A su: dizajnirana brzina manevriranja ( $v_a$ ), stvarna brzina manevriranja ( $v_0$ ), maksimalna brzina manevriranja s izvučenim zakrilcima, maksimalna brzina manevriranja u turbulentnom zraku, ograničenja operativnih brzina kada je izvučeno podvozje zrakoplova, minimalna brzina upravljivosti zrakoplova, te sve ostale ograničene brzine koje je naveo proizvođač zrakoplova za pojedini tip zrakoplova ili nadležne zrakoplovne vlasti.

Zapovjednik zrakoplova mora biti upoznat sa svim ograničenjima brzina prilikom izvođenja letačkih operacija. Također ne smije ni u kojem trenutku prekoračiti bilo koje ograničenje.

Dizajnirana brzina manevriranja je brzina pri kojoj će konstrukcija zrakoplova podnijeti sva opterećenja prilikom punog otklona upravljačkih površina, a da pritom ne dođe do strukturalnog oštećenja.

Stvarna brzina manevriranja jest maksimalna brzina manevriranja zrakoplovom gdje se predviđa prevlačenje (*stall*) zrakoplova prije samog loma strukture zrakoplova. Prilikom letačkih operacija s brzinom jednakom ili malo ispod  $v_0$ , pilot može koristiti puni otklon upravljačkih površina, ali ograničeno, te u mirnom zraku. Dakako da se letačke operacije ne preporučuju pri ovoj brzini jer postoji opasnost od loma strukture zrakoplova i ispod granica ove brzine.

Pilot mora znati razlikovati dvije gore navedene i objašnjene brzine manevriranja. Važno je naglasiti da će kod dizajnirane brzine prilikom leta na brzini jednakoj ili malo ispod dizajnirane brzine manevriranja doći do oštećenja, pa i loma same strukture zrakoplova, dok će kod stvarne brzine manevriranja prvotno doći do prevlačenja (*stall*) zrakoplova prije nego se javi lom konstrukcije. Iz toga proizlazi da je dizajnirana brzina manevriranja jednaka ili veća od stvarne brzine manevriranja.

Uz ograničene operativne brzine treba poznavati i granično i krajnje opterećenje. Granično opterećenje (*limit load*) jest maksimalno opterećenje koje se može tolerirati u operacijama zrakoplovom. Krajnje opterećenje (*ultimate load*) predstavlja opterećenje koje će uzrokovati lom strukture zrakoplova. Faktor sigurnosti ( $n$ ) je omjer ultimativnog i graničnog opterećenja. Faktor sigurnosti mora iznositi najmanje 1.5 da ne bi došlo do oštećenja i loma konstrukcije zrakoplova. Zrakoplov veće mase dosegnut će limit faktora sigurnosti prije nego neki drugi lakši zrakoplov. [10]

Odnos mase zrakoplova i brzina zrakoplova je od velikog značaja za pilota. Ako je masa zrakoplova veća to znači da će i brzina uzlijetanja, brzina slijetanja, brzina manevriranja zrakoplovom, brzina sloma uzgona i ostale značajne brzine, biti veće nego kad je masa zrakoplova manja. Kada je zrakoplov veći samim time je i teži, te mu treba veći uzgon, a posljedično tome i otpor će biti veći.

Ograničenja operativnih brzina podložna su promjenama. Iako se brzine testiraju prije puštanja zrakoplova u svakodnevne letačke operacije, one su podložne i dodatnim ograničenjima tijekom eksploatacije. To se može dogoditi uslijed većih modifikacija na konstrukciji zrakoplova, te proizvođač kao i nadležne vlasti na prvo mjesto stavljaju sigurnost posade i putnika.

### 3. ZAHTJEVI REGULATIVE CS-25

EASA CS-25 je specifikacija Europske agencije za sigurnost zračnog prometa (EASA, *European Aviation Safety Agency*) za certificiranje velikih zrakoplova. Specifikacija se primjenjuje za velike zrakoplove pokretane turbinom, te koji imaju maksimalnu masu pri polijetanju koja prelazi 5700 kg. Ova specifikacija je dio šireg skupa propisa kojima se regulira i uređuje sigurnost zračnog prometa diljem Europe.

Specifikacije za certificiranje (*Certification Specifications*) su neobvezujući pravni akti, no služe kao vodeći principi proizvođačima i operatorima zrakoplova, te nadležnim zrakoplovnim vlastima.

Proces certifikacije zrakoplova uključuje demonstraciju usklađenosti sa svim specifičnim zahtjevima. Ukoliko je zrakoplov usklađen sa zahtjevima regulative, proizvođač će dobiti Certifikat o usklađenosti (*type certificate*), te je zrakoplov spreman za komercijalne svrhe. Proizvođač zrakoplova ne može selektivno izabrati s kojim dijelovima CS-25 će biti usklađen, jer je regulativa sveobuhvatna, te pokriva sva područja proizvodnje jednog zrakoplova od dizajna, same proizvodnje, pa do letačkih operacija zrakoplova. Za potrebe certificiranja zrakoplova, proizvođač je obavezan biti sukladan s cjelokupnom specifikacijom. Ukoliko svi zahtjevi regulative ne mogu biti zadovoljeni, no zrakoplov je i dalje siguran za letačke operacije, tada se može izdati posebno odobrenje zvano „Ekvivalentna razina sigurnosti“ (*ELOS, Equivalent Level of Safety*).

Sam proces certifikacije zrakoplova ovisi o više faktora poput kompleksnosti proizvodnje, dizajna, vremenskom periodu modifikacija na postojećem tipu zrakoplova, vremenu testnog leta, te ostalim. Iako ne postoji točan određeni vremenski period, kroz povijest se pokazalo da proces uobičajeno traje nekoliko godina. Za certifikaciju novog zrakoplova treba otprilike 5 do 10 godina, a ako se već postojeći zrakoplov modificirao, tada za manje modifikacije proces ponovne certifikacije traje 3 do 5 godina, a za veće modifikacije proces traje do 10 godina. Takav vremenski period uključuje inicijalni dizajn, proizvodnju, tijekom modifikacije, testne letove analizu podataka testnih letova, te naposljetku izvješće i odobrenje od EASA-e.

Proces certifikacije je ponovljiv, te EASA može tražiti od proizvođača i operatora zrakoplova ponovno testiranje performansi zrakoplova. Iako je proces dosta dug, naglasak se stavlja na sigurnost zračnog prometa. I dok je proces certifikacije za novi zrakoplov sveobuhvatan i predstavlja osnovnu razinu usklađenosti za cijeli zrakoplov, isti proces za modificirani postojeći zrakoplov ima fokus na procjenu utjecaja modifikacija na cijeli zrakoplov, te usklađenost s regulativom.

Valja spomenuti da postoje situacije kada proizvođač zrakoplova ili operator ne dobiju certifikat o usklađenosti s regulativom (*type certificate*). To predstavlja veliki problem i za proizvođača i operatora zbog dodatnih troškova modifikacija i ponovnog testiranja.

Europska agencija za sigurnost zračnog prometa redovito revidira i nadograđuje CS-25 specifikacije. Izmjene i/ili dopune vrše se otprilike svake godine. One se rade s ciljem povećanja sigurnosti i efikasnosti. Mogu se odnositi na promjene u tehnologiji, operativnim praksama i

regulatornim standardima. Nadopune i/ili izmjene regulative imaju veliki utjecaj na proizvođače zrakoplova i operatore. Oni moraju investirati u procese redizajna, novih testiranja postojećih zrakoplova, te potencijalnih modifikacija kako bi ispunili revidirane standarde regulative. Proces može iziskivati dodatne troškove, ali i dulje vrijeme obnove certifikata usklađenosti. Operatori zrakoplova radi ispunjenja svih standarda regulative moraju ponekad dodatno školovati pilote, što također iziskuje dodatni trošak. Iako izmjene regulative predstavljaju prepreke u procesu certifikacije, proizvodnje, modifikacija itd., nužna je njihova primjena kako bi se osigurala sigurnost zračnog prometa.

Operativna ograničenja zrakoplova nalaze se u pododjeljku G pod nazivom „Operativna ograničenja i informacije“ (*Subpart G – Operating Limitations and Information*). [9]

### **3.1. ZAHTJEVI REGULATIVE CS-25 ZA MASU I POZICIJU TEŽIŠTA**

Definicije najvažnijih masa su već napisane u prethodnom poglavlju ovog rada.

Prema AMC25.1519 (*Weight, Centre of gravity and weight distribution*) maksimalna dozvoljena certificirana masa pri polijetanju i slijetanju, te minimalna dozvoljena certificirana masa pri polijetanju i slijetanju trebaju biti utvrđene. Također se trebaju uspostaviti i sljedeće mase: maksimalna masa zrakoplova na stajanci, masa zrakoplova pri taksiranju (masa zrakoplova uvećana je za masu goriva koje se koristi pri taksiranju zrakoplova od stajanke do početka uzletno-sletne staze), maksimalna masa zrakoplova spremnog za let, ali bez goriva i bilo kojim drugim fiksnim ograničenjem mase uključujući ograničenja mase koja proizlaze iz faktora poput ograničenja energije kočenja, ograničenja guma, itd., a utvrđena su u skladu sa standardima iz regulative CS-25. Također u obzir treba uzeti i ostala ograničenja utovara u zrakoplov, a da su povezana s ograničenjima mase poput maksimalnog goriva za slijetanje, opterećenja i potrošnje goriva tijekom leta, itd. [9]

Postoje i rasponi u kojima smiju biti dozvoljene mase i položaji težišta, a da je zrakoplov i dalje u području sigurnom za letačke operacije, što govori regulativa CS 25.23 pod nazivom *Ograničenja raspodjele opterećenja (Load distribution limits)*. U članku nadalje stoji ako je kombinacija težine i položaja težišta dopuštena samo unutar određenih granica raspodjele opterećenja (npr. raspon) koja bi se mogla nenamjerno prekoračiti, tada se te granice i odgovarajuće kombinacije težine i položaja težišta moraju dodatno utvrditi. [9]

Ograničenja raspodjele opterećenja ne smiju prekoračiti:

- odabrana ograničenja određena od strane proizvođača zrakoplova;
- ograničenja u kojima je dokazana čvrstoća konstrukcije zrakoplova; te
- granice na kojima je dokazana usklađenost sa svakim primjenjivim zahtjevom ovog pododjeljka regulative.

Stavak CS 25.25 regulative govori o maksimalnim i minimalnim dozvoljenim težinama. Trebaju biti definirane maksimalne težine zrakoplova koje će odgovarati različitim režimima leta poput taksiranja na aerodromskim površinama, polijetanja, krstarenja i slijetanja. Zatim

vanjskim čimbenicima poput visine leta zrakoplova i okolne temperature, te uvjetima utovara prtljage i tereta poput maksimalne mase zrakoplova bez goriva, pozicije težišta, te raspodjele mase. Sva masa u navedenim uvjetima ne smije prelaziti maksimalnu dozvoljenu masu odabranu od strane proizvođača u određenim uvjetima, zatim ne smije prelaziti najveću dozvoljenu težinu pri kojoj je dokazana usklađenost sa svakim prikladnim strukturalnim opterećenjima i zahtjevima leta, te ne smije prelaziti najveću dopuštenu težinu koja je usklađena s propisanim zahtjevima razine buke. [9]

Minimalne težine trebaju biti uspostavljene tako da nisu manje od najmanje dozvoljene težine definirane od strane proizvođača zrakoplova. Minimalna težina mora biti veća od minimalne dizajnirane težine, a to je najmanja težina pri kojoj je dokazana usklađenost sa svakim strukturalnim opterećenjem definiranim u CS-25, te minimalna težina mora biti veća od najmanje težine pri kojoj je dokazana usklađenost sa zahtjevima leta. [9]

Stavak CS 25.27 govori o granicama dozvoljenih pozicija težišta zrakoplova. Trebaju se definirati krajnja prednja i krajnja stražnja pozicija težišta za svaki pojedini režim leta. Ograničenja pozicije težišta ne smiju biti u području izvan granica koje je naveo proizvođač zrakoplova, ne smiju biti u području izvan granica u kojima je dokazana čvrstoća strukture zrakoplova, te ne smiju biti u području izvan granica u kojima je dokazana usklađenost sa svakim zahtjevom za let. [9]

O osnovnoj praznoj masi zrakoplova (*Basic Empty Mass*), te pripadajućoj poziciji težišta zrakoplova govori stavak CS 25.29. Osnovna prazna masa aviona te njegova pripadajuća pozicija težišta trebaju se definirati tako što će se avion vagati i to s fiksiranim balastom (ukoliko postoji), s neiskoristivim gorivom koje je definirano stavkom CS 25.959, te ostalim potrebnim fluidima poput ulja za podmazivanje i ulja u motoru, hidraulična tekućina koja se koristi u hidrauličnim sustavima, te svi ostali fluidi potrebni za normalne letačke operacije zrakoplovom osim tekućina i vode u toaletu, te tekućina koje su potrebne za pokretanje motora. Stanje zrakoplova u trenutku vaganja mora biti precizirano i mora se moći ponoviti ukoliko za to postoji potreba. [9]

Prema stavku CS 25.31 može se koristiti i balast u zrakoplovu koji se može i otkloniti. Balast treba koristiti u skladu sa zahtjevima pododjeljka G.

### **3.2. ZAHTJEVI REGULATIVE CS-25 ZA BRZINE ZRAKOPLOVA**

Brzina zrakoplova predstavlja vrlo važan podatak za pilota. Za svaki režim leta postoji raspon brzina kojima zrakoplov smije letjeti, no bitno je ni u kojem trenutku ne prekoračiti definirana ograničenja. Osim bitnih brzina navedenih u prethodnom poglavlju, pilot mora biti upoznat sa svim definiranim brzinama u priručniku za letenje i u regulativama.

Stavak CS 25.1503 govori o tome kako je brzina uvijek u izravnom odnosu s masom, raspodjelom mase, visinom i Machovim brojem. Tada se moraju uspostaviti ograničenja koja će odgovarati svakoj kritičnoj kombinaciji navedenih čimbenika. [9]



Kada se govori o maksimalnoj operativnoj brzini,  $v_{MO}$  (*maximum operating limit speed*) ili  $M_{MO}$  (*maximum operating Mach number*), a to je brzina koja se ni u jednom trenutku leta ne smije prekoračiti, stavak CS 25.1505 navodi da se ona smije prekoračiti isključivo i jedino ako se radi o testnom letu ili o obučavanju pilota. Nadalje stavak navodi da  $v_{MO}$  ili  $M_{MO}$  mora biti definiran tako da ne prelazi konstruktivnu brzinu krstarenja ( $v_c$ ), te tako da je dovoljno ispod brzine  $v_D$  ili  $M_D$ , tj.  $v_{DF}$  ili  $M_{DF}$ , kako bi bilo malo vjerojatno da se posljednje brzine nenamjerno prekorače u letačkim operacijama. [9]

Brzina  $v_D$  je konstruktivna brzina poniranja. To je najveća brzina pri kojoj će zrakoplov sigurno ponirati bez da dođe do strukturalnog oštećenja. Ta brzina treba biti odabrana tako da brzina  $v_c$  (dizajnirana brzina krstarenja, *design cruise speed*) ne prelazi  $0.8*v_D/M_D$ . [9]

Stvarna brzina manevriranja,  $v_0$ , treba biti definirana tako da ne prelazi konstruktivnu brzinu manevriranja,  $v_a$ , koja je određena stavkom CS 25.335 (c). [9]

Dizajnirana brzina manevriranja,  $v_A$ , treba biti manja od vrijednosti koja se dobije računajući izraz  $v_{s1} * \sqrt{n}$ , gdje je  $n$  faktor pozitivnog opterećenja pri brzini  $v_A$ , a  $v_{s1}$  je brzina prevlačenja zrakoplova s uvučenim zakrilcima. Trebaju se razmotriti slučajevi kada  $v_A$  i  $v_s$  ovise o masi i visini. [9]

U regulativi pod stavkom CS 25.335 (a) definira se konstruktivna brzina krstarenja,  $v_c$ . To je brzina koja se koristi radi procjene čvrstoće strukture zrakoplova pri krstarenju. Minimalna vrijednost brzine  $v_c$  treba biti dovoljno veća od brzine  $v_B$  kako bi se osigurala čvrstoća zrakoplovne konstrukcije ukoliko dođe do povećanja brzine uslijed nenamjernog ulaska zrakoplova u područja jake turbulencije. [9]

Brzina zrakoplova s izvučenim zakrilcima,  $v_{FE}$ , treba biti određena tako da ne prelazi konstruktivnu brzinu leta zrakoplova s izvučenim zakrilcima,  $v_F$ . Konstruktivna brzina leta zrakoplova s izvučenim zakrilcima,  $v_F$  (*design wing-flap speed*), za svaku poziciju izvučenih zakrilaca treba biti dovoljno veća od operativne brzine zrakoplova s izvučenim zakrilcima kako bi se omogućile vjerojatne promjene u kontroli brzine leta zrakoplova i promjene položaja zakrilaca, tj. prijelaz iz jedne pozicije zakrilaca u drugu. Nadalje u stavku kaže da ukoliko se koristi program za automatsko postavljanje zakrilaca u određeni položaj, kontrolu brzine i promjene položaja zakrilaca odrađivat će program i sustav zrakoplova bez uplitanja posade. Primjena takvog sustava je dopuštena. Konstruktivna brzina leta zrakoplova s izvučenim zakrilcima ne smije biti manja od sljedećih vrijednosti: [9]

- $1.6 * v_{s1}$ , za položaj zakrilaca u poziciji za polijetanje pri maksimalnoj težini zrakoplova za polijetanje;
- $1.8 * v_{s1}$ , za položaj zakrilaca u konfiguraciji za prilaz na slijetanje pri maksimalnoj težini zrakoplova za slijetanje; te
- $1.8 * v_{s0}$ , za položaj zakrilaca u konfiguraciji za slijetanje pri maksimalnoj težini za slijetanje;

gdje:

- $v_{s1}$  označava brzinu sloma uzgona ili minimalnu brzinu upravljivosti zrakoplova u određenoj konfiguraciji; i
- $v_{s0}$  označava brzinu sloma uzgona ili minimalnu brzinu upravljivosti zrakoplova u konfiguraciji za slijetanje.

Minimalna brzina upravljivosti zrakoplovom,  $v_{MC}$  (*minimum control speed*), je kalibrirana brzina pri kojoj je moguće održavati let ukoliko dođe do iznenadnog otkaza kritičnog motora. Također moguće je održavati horizontalni let bez skretanja ili s maksimalnim kutom nagiba do  $5^\circ$ . Brzina  $v_{MC}$  ne smije prijeći  $1.13 \cdot v_{SR}$  (*reference stall speed*) sa sljedećim parametrima: [9]

- treba imati maksimalnu dostupnu snagu za polijetanje na oba motora;
- treba imati najnepovoljniju poziciju težišta;
- zrakoplov treba biti natriman za polijetanje;
- zrakoplov treba imati maksimalnu dozvoljenu težinu za polijetanje u odnosu na srednju razinu mora;
- zrakoplov treba biti u najnepovoljnijoj konfiguraciji za polijetanje koja postoji tijekom putanje leta nakon što je zrakoplov odlijepio od uzletno-sletne staze;
- kada je zrakoplov uzletio, zanemaruje se utjecaj tla (*ground effect*); te
- ukoliko je moguće, propeler otkazanog motora:
  - ◆ bi trebao biti *windmilling* (propeler se okreće pod djelovanjem nadolazeće struje zraka, kao vjetrenjača);
  - ◆ trebao bi biti u najpovoljnijoj poziciji s obzirom na dizajn, a da ne uzrokuje preveliki otpor;
  - ◆ te bi trebao biti u poziciji za jedrenje, ukoliko na zrakoplovu postoji automatski sustav postave lopatica neoperativnog motora za jedrenje, smije se koristiti.
- sila koju proizvedu pedale, tj. potrebna sila upravljanja, ne smije biti veća od 667 N, te ne smije smanjiti snagu na operativnom motoru. Sila na upravljačkoj površini (*rudder*) može biti drugačija, pa i veća od 667 N, zbog različitih odnosa u prijenosnom mehanizmu od upravljača do upravljačke površine.

Također postoji i minimalna brzina upravljivosti zrakoplova na tlu,  $v_{MCG}$ , (*minimum control speed on the ground*). To je kalibrirana brzina zrakoplova tijekom zaleta pri polijetanju. Kada kritični motor otkáže u trenutku zaleta moguće je održavati kontrolu nad zrakoplovom koristeći se pedalama, te sila koju one proizvedu ne smije biti veća od 667 N. Moguće je također i poletjeti, no zrakoplov ne smije odstupati od produljene osi središnjice uzletno-sletne staze više od 30 stopa (ft.). Prema regulativi, te stavku CS 25.149 (e)  $v_{MCG}$  treba biti definiran na sljedeći način: [9]

- trebaju se razmotriti situacije kada je zrakoplov u svim, pa tako i najkritičnijim, konfiguracijama za polijetanje;
- treba imati maksimalnu dostupnu snagu ili silu na operativnom motoru pri polijetanju;
- treba imati najnepovoljniju poziciju težišta;

- zrakoplov treba biti natriman za polijetanje;
- zrakoplov treba imati najnepovoljniju težinu za polijetanje.

Postoje dva načina kako pilot može primijetiti da je došlo do otkaza kritičnog motora tijekom zaleta prije polijetanja. Prvi način je da pilot osjeti jasnu promjenu u direkcionalnom vođenju zrakoplova, a drugi način je da pilot vidi promjenu smjera zrakoplova u odnosu na horizont i vanjsko okruženje. [9]

Podstavak (f) stavka CS 25.149 govori o minimalnoj brzini upravljivosti zrakoplova u prilazu na slijetanje,  $v_{MCL}$ , (*minimum control speed during approach and landing*). To je kalibrirana brzina pri kojoj je moguće održavati kontrolu nad zrakoplovom i horizontalni let ukoliko otkaze kritični motor. Bočni nagib zrakoplova ne smije prelaziti više od  $5^\circ$ . Brzina  $v_{MCL}$  treba biti uspostavljena tako da: [9]

- zrakoplov bude u najnepovoljnijoj konfiguraciji za prilaz ili za slijetanje, sa svim operativnim motorima;
- zrakoplov ima najnepovoljniju poziciju težišta;
- zrakoplov je natriman za prilaz i za slijetanje, sa svim operativnim motorima;
- treba imati najnepovoljniju težinu prilikom prilaza na slijetanje;
- propelerski motor koji je otkazao, kod zrakoplova s propelerskim motorima, ostao je u poziciji u kojoj je otkazao, bez dodatne akcije pilota, uz pretpostavku da je motor otkazao, ali i dalje je moguće imati prilaz na slijetanje pod kutom od  $3^\circ$ ;
- tako da je operativni motor zrakoplova u prilazu već postavljen na postavke za neuspjeli prilaz. [9]

Navedeni stavak osigurava upravljivost zrakoplovom kada mu tijekom prilaza otkaze jedan od dva motora. Najkritičniji slučaj jest kada zrakoplovu otkaze motor nakon dodavanja snage, tj. postavljanja motora u poziciju za neuspjeli prilaz.

Posadi zrakoplova su važne i brzine leta zrakoplova s izvučenim podvozjem koje su definirane stavkom CS 25.1515 regulative. Brzina zrakoplova sa spuštenim podvozjem,  $v_{LO}$ , (*landing gear operating speed*) treba biti definirana tako da ne prekoračuje brzinu pri kojoj je moguće sigurno izvući i uvući podvozje zrakoplova. Ukoliko brzina leta zrakoplova nije ista kada se podvozje uvlači i izvlači, tada se trebaju definirati dvije različite brzine, tj. postojat će brzina zrakoplova pri kojoj je moguće izvući podvozje  $v_{LO(EXT)}$  i brzina zrakoplova pri kojoj je moguće uvući podvozje  $v_{LO(RET)}$ . [9]

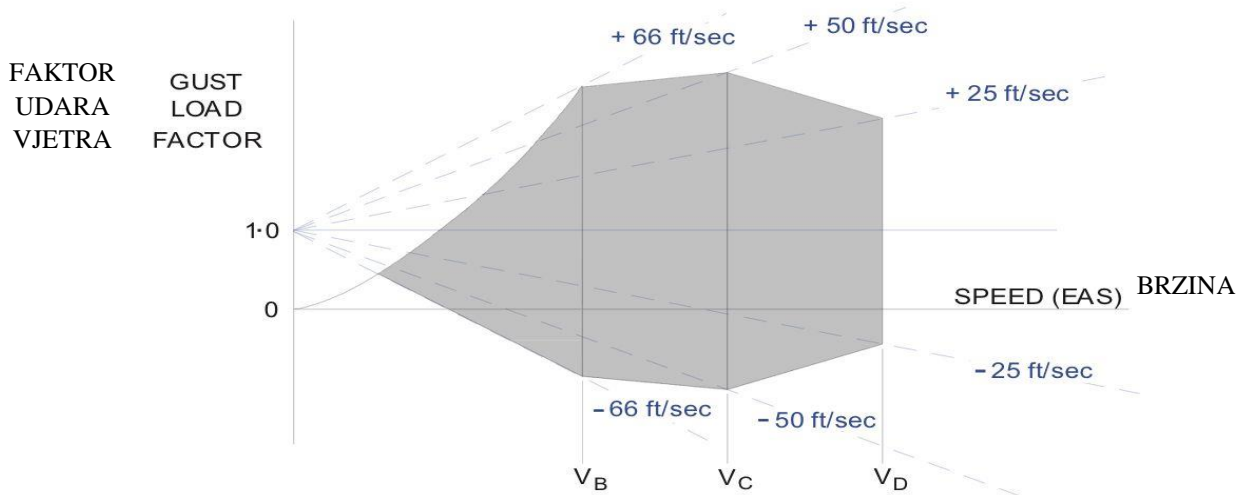
Definirana brzina leta zrakoplova kada je cijelo vrijeme leta izvučeno podvozje,  $v_{LE}$  (*landing gear extended speed*), ne smije prelaziti brzinu pri kojoj je sigurno letjeti s potpuno izvučenim podvozjem. [9]

Nadalje treba spomenuti brzinu leta zrakoplova u turbulentnom zraku,  $v_{RA}$ , (*rough air speed*), koja također predstavlja operativno ograničenje svakog zrakoplova. Turbulencija se definira kao nalet ili udar vjetrova određene vrijednosti. Ukoliko zrakoplov uđe u takvo područje mora osigurati dovoljno malu brzinu kako ne bi došlo do loma konstrukcije zrakoplova, te dovoljno veliku da se izbjegne gubitak uzgona. Kada se izabire brzina leta zrakoplova u turbulentnom zraku,  $v_{RA}$ , treba razmotriti čvrstoću, kao i zahtjeve za minimalnu upravljivost i stabilnost

zrakoplova. Uz brzinu koristi se i Machov broj,  $M_{RA}$ . Stavak CS 25.1517 koji govori o ovim brzinama, kaže da kada pri visinama gdje maksimalna operativna brzina,  $V_{MO}$ , nije ograničena Machovim brojem, zbog nedostatka istraživanja koji bi potkrijepili upotrebu drugih vrijednosti, za  $v_{RA}$  se uzima vrijednost manja od  $V_{MO} - 35$  KTAS. Podstavak (c) stavka CS 25.1517 govori o tome da na visinama kada je  $v_{MO}$  ograničen Machovim brojem,  $M_{RA}$  treba biti izabran tako da se osigura optimalan raspon između malih i velikih brzina granica *buffet-a*. [9]

Treba znati da postoji i konstruktivna brzina leta zrakoplova za maksimalni intenzitet udara vjetra,  $v_B$ , (*design speed for maximum gust intensity*). To je brzina koja će osigurati da ne dođe do loma strukture zrakoplova ukoliko on uleti u turbulentno područje, te iskusiti jake nalete udara vjetra. Pri brzini  $v_B$  zrakoplov može izdržati nalet vjetra od 66 ft/sec, što je otprilike oko 40 čvorova ( $1\text{ft/sec} = 0.592484$  kn). Ova brzina se ne može naći u pilotskim priručnicima jer je konstruktivna, te je više relevantna za velike zrakoplove. Kako je to relativno mala brzina, tako postoje dodatni uvjeti da zrakoplov mora izdržati nalet vjetra od 50 ft/sec (otprilike 30 kn) pri brzini  $v_C$ , te nalet vjetra od 25 ft/sec (otprilike 15 kn) pri brzini  $v_D$ . U letačkim operacijama se ne služi toliko brzinom  $v_B$  već je više u upotrebi brzina leta zrakoplovom u turbulentnom zraku, tj.  $v_{RA}$ . [10]

Na slici 2 možemo vidjeti prikaz dizajniranih brzina  $v_B$ ,  $v_C$  i  $v_D$  i razne brzine naleta vjetra.



Slika 2 Graf ovisnosti faktora udara vjetra i brzine leta zrakoplova. Izvor: [10]

Sva dodatna operativna ograničenja trebaju se definirati i posada zrakoplova treba biti upoznata s istima.

## 4. OPERATIVNA OGRANIČENJA U REŽIMIMA LETA ZRAKOPLOVA I OVISNOST O VANJSKIM ČIMBENICIMA

Za određivanje maksimalne mase pri polijetanju i slijetanju, te određivanje maksimalnih operativnih brzina trebaju se razmotriti sljedeći čimbenici: dostupne duljine uzletno-sletne staze, zahtjevi za penjanje, zahtjevi za nadvisivanjem prepreka, zahtjevi za krstarenje, spuštanje, te brojni drugi.

### 4.1. POLIJETANJE I SLIJETANJE

Maksimalna dozvoljena masa zrakoplova pri polijetanju i slijetanju određena je i zapisana u pilotskim priručnicima.

Masa zrakoplova utječe na potrebnu duljinu uzletno-sletne staze pri zalijetanju, polijetanju i slijetanju. Veća masa znači potrebu za većom duljinom staze. Bitno je da potrebne duljine za zalet, polijetanje i slijetanje ne prekorače dostupne duljine za zalet, polijetanje i slijetanje.

Nagib staze može ograničiti masu zrakoplova. Kako je težina proporcionalna akceleraciji, zrakoplov veće mase trebati će razviti i veću akceleraciju pri polijetanju. No i nagib staze ima utjecaj na akceleraciju. Ako staza ima nisponi nagib, tada će se povećati sila akceleracije, te će zrakoplovu trebati manja duljina za polijetanje. Suprotno, ako staza ima usponi nagib, tada će zrakoplovu trebati i veća duljina staze za ubrzavanje i sila akceleracije će se smanjiti. [10]

Operativna masa zrakoplova može biti ograničena i nosivošću uzletno-sletne staze. PCN (*Pavement Classsification Number*) je broj klasifikacije kolnika koji označava nosivost uzletno-sletne staze za neograničen broj letачkih operacija. ACN (*Aircraft Classification Number*) je broj koji izražava relativno djelovanje zrakoplova na kolnik za određene i specifične standardne kategorije tla. Određeni PCN ukazuje na to da zrakoplov s ACN koji je jednak kao i PCN ili manji od PCN-a može uzletno-sletnu stazu koristiti neograničeno. Ukoliko je ACN veći od PCN-a tada je dozvoljeno ograničeno kretanje zrakoplova, te broj takvih kretanja ne smije prijeći više od 5% na godinu dana.

Masa zrakoplova u ovisnosti je od maksimalnog limita kočenja (*maximum brake energy limit*). Maksimalni limit kočenja ovisi od brzine odluke,  $v_1$  (*decision speed, brzina odluke*). Brzina odluke je brzina kod koje je moguće zastaviti zrakoplov na uzletno-sletnoj stazi ukoliko dođe do otkaza motora ili neke druge izvanredne situacije. U tom slučaju potrebne duljine za zalet i polijetanje neće prijeći dostupne duljine uzletno-sletne staze za zalet i uzlijetanje već će se zrakoplov sigurno zaustaviti. Ukoliko je sve u redu sa zrakoplovom kod brzine odluke, nakon toga zrakoplov će poletjeti. Brzina odluke ovisi o masi. Teži zrakoplov imat će veću brzinu odluke, samim time bit će mu potrebna i veća energija kočenja ukoliko dođe do izvanredne situacije. [10]

Stanje uzletno-sletne staze utječe na maksimalnu dozvoljenu masu zrakoplova pri polijetanju i maksimalnu dozvoljenu masu zrakoplova pri slijetanju. Ukoliko je staza kontaminirana ledom, snijegom, bljuzgom ili stajaćom vodom, zrakoplovu će trebati više energije pri kočenju, te veća duljina za zaustavljanje. Ako je zrakoplov pretežak tada će postojati mogućnost izlijetanja sa staze u uvjetima kontaminirane staze.

Kada masa zrakoplova ovisi o vanjskim čimbenicima poput temperature okolnog zraka, visine leta zrakoplova, duljine uzletno sletne staze, tada će u pilotskom priručniku postojati grafovi prema kojima će pilot odrediti maksimalnu dozvoljenu masu za polijetanje i maksimalnu dozvoljenu masu za slijetanje u danom trenutku i uvjetima atmosfere.

Regulativa propisuje i maksimalne dozvoljene mase pri polijetanju i slijetanju u procedurama smanjenja buke (ograničenjima proizvodnje buke) u naseljenim područjima u blizini zračne luke. Takva ograničenja pilot može pronaći u pilotskim priručnicima.

Maksimalna težina zrakoplova ovisit će i o preprekama nakon polijetanja. Kada je aerodrom okružen planinama, tada bi zrakoplov trebao koristiti manji kut zakrilaca. Takva konfiguracija omogućit će veće potrebne duljine za polijetanje, ali će zrakoplov imati bolji gradijent penjanja. Da bi zrakoplov imao veći gradijent penjanja treba biti lakši, tj. imat će ograničenu maksimalnu težinu pri polijetanju.

Maksimalna težina zrakoplova može ograničiti i brzinu kretanja zrakoplova na tlu. Tako će teži zrakoplov imati manju brzinu.

Atmosferski čimbenici poput temperature, tlaka i gustoće mogu uvelike utjecati na težinu zrakoplova. Kada su vrijednosti tlaka zraka veće od standardne (standardni tlak zraka iznosi 101325 Pa, tj. 1013,25 hPa) tada je zrak gušći i zrakoplov može imati veću maksimalnu dozvoljenu masu pri polijetanju. Suprotno, kada su vrijednosti okolnog tlaka zraka manje od standardne tada je zrak rjeđi, te su dopuštene manje vrijednosti maksimalne dozvoljene mase zrakoplova. Aerodromi i uzletno-sletne staze koji se nalaze u brdovitim područjima, te na višim nadmorskim visinama imat će niži atmosferski tlak, pa će to ograničiti i masu.

Temperatura okolnog tlaka zraka je povezana s gustoćom. Veća temperatura znači da se zrak širi, pa se gustoća smanjuje. Sa smanjenjem gustoće, zrakoplov će imati manje dostupne potisne sile, pa će samim time i maksimalna masa pri polijetanju biti manja. Suprotno, niže temperature dat će veću gustoću i gušći zrak, pa tako i veću dostupnu potisnu silu za polijetanje i veće mase. Iz toga je vidljivo da će se na primjer zimi moći utovariti teret i gorivo u zrakoplov za koji kilogram više nego ljeti.

Atmosferski utjecaj na brzinu zrakoplova je više vidljiv kroz performanse.

## 4.2. PENJANJE

Nakon polijetanja zrakoplov će penjati do faze krstarenja. Tijekom penjanja, postojat će određeni gradijent penjanja. Gradijent penjanja definira se kao omjer visine i prijedene horizontalne udaljenosti. On ovisi o višku potisne sile i o masi zrakoplova. Kada bi postojala veća masa zrakoplova, tada bi se povećao otpor i smanjio višak potiska, te će se smanjiti i gradijent penjanja. Brzina pri kojoj postoji najveći višak potiska je  $v_x$ , te će se i ona povećati s povećanjem mase. Brzina  $v_x$  još se naziva i brzina pri kojoj zrakoplov ima najveći kut penjanja (*speed for best angle of climb*). Gradijent penjanja zavisi i o gustoći na način da kad se ona smanji, smanjit će se i višak potisne sile pa samim time i gradijent penjanja. Masa zrakoplova utječe i na brzinu uzdizanja (*rate of climb*). Povećana masa će smanjit višak snage pa će se smanjiti i brzina uzdizanja. Brzina za najbolje uzdizanje (*speed for best rate of climb*) je  $v_y$ , te će se povećati povećanjem mase. [10]

## 4.3. KRSTARENJE

Kada zrakoplov dosegne visinu krstarenja koju je dobio od kontrole zračne plovidbe, mora paziti da ne prekorači operativna ograničenja. Zrakoplov veće mase ne može letjeti previsoko, tj. postojat će ograničenje visine. Praktična visina leta (*service ceiling*) još se naziva i plafon leta, je visina pri kojoj će zrakoplov moći penjati s brzinom penjanja od 100 ft/min. Povećanjem mase, plafon leta se smanjuje.

Masa zrakoplova se tijekom leta smanjuje, te se tako mijenja i pozicija težišta. No, ako je pilot prije leta dobro izračunao potrošnju goriva od polazišnog aerodroma do odredišnog aerodroma, tada se pozicija težišta mora nalaziti unutar dozvoljenih granica.

U krstarenju pilot ne smije prijeći maksimalnu operativnu brzinu ili maksimalni operativni Machov broj. Postoji raspon dozvoljenih brzina krstarenja koji se nalazi unutar pilotskih priručnika, te posada zrakoplova mora biti upoznata s njima. [10]

## 4.4. SPUŠTANJE

Prilikom spuštanja zrakoplova motori su obično u poziciji *idle* (bez potiska). Lakši zrakoplov spuštati će sporije, te će mu trebati više vremena, dok će se teži zrakoplov brže spuštati za kraće vrijeme. Zrakoplov u spuštanju imat će ograničenu brzinu spuštanja (*rate of descent, ROD*). Brzina spuštanja je omjer viška snage i težine zrakoplova. Iako u regulativi nije striktno propisana najveća dopuštena brzina spuštanja, piloti ju trebaju prilagoditi tako da se osigura sigurnost, kontinuirano snižavanje, te da imaju kontrolu nad avionom. Kada zrakoplov spušta treba paziti da se ne prekorači maksimalna operativna brzina,  $v_{MO}$ . Piloti trebaju biti upoznati i s činjenicom da su dijelovi zrakoplova poput podvozja i zakrilaca ograničeni na brzine puno ispod  $v_{MO}$ . Prema formuli za ROD koja glasi:

$$\text{ROD} = \frac{\text{Power required} - \text{Power available}}{\text{Weight}} \quad (4.2.1.)$$

vidljivo je da se masa zrakoplova nalazi u nazivniku, no ona je također „skrivena“ i u brojniku. Naime, potrebna snaga (*power required*) će se povećati povećanjem mase zrakoplova, pa se prema tome i brojnik i nazivnik povećavaju kako se povećava i masa.

Kada bi zrakoplov imao izvanrednu situaciju (*emergency descent*), tada se zahtjeva maksimalna brzina spuštanja, no i dalje treba imati sigurnost i kontrolu nad zrakoplovom na prvom mjestu.  
[10]



## 5. ODREĐIVANJE OPERATIVNIH OGRANIČENJA ZRAKOPLOVA AIRBUS A320

Proizvođač zrakoplova *Airbus* dizajnirao je liniju zrakoplova A320 još nazvanu i obitelj A320 (*Airbus A320 family*). Među njih spadaju zrakoplovi tipa A318, A319, A320 i A321. Oni se smatraju jednim od najboljih i najuspješnijih zrakoplova ikad proizvedenih. Obitelj Airbus A320 nedvojbeno je najistaknutija među zrakoplovima s jednim prolazom između sjedala, te ga operatori diljem svijeta koriste za letove na kratkim udaljenostima (*short-haul flights*), ali i za letove na dalekim udaljenostima (*long-haul flights*). [14]

Zrakoplov je započeo proizvodnju davne 1984. godine, te je prvi let bio 1987. godine. *Air France* je bio prvi operator A320. Godine 1994. proizvedena je inačica A321 kao malo duža verzija zrakoplova, zatim inačica A319 proizvedena 1996. godine kao kraća verzija A320, te najkraća inačica zrakoplova A318 proizvedena je 2003. godine.

Obitelj A320 je prvi uveo *fly-by-wire*, tj. elektronsko vođenje i navigaciju zrakoplova, kao i *side-stick* komande za letenje zrakoplovom.

U prosincu 2010. godine *Airbus* je predstavio nove inačice obitelji zrakoplova A320 s novim i boljim motorom zvane A319neo, A320neo i A321neo (*new engine option*). Ovi tipovi zrakoplova imaju poboljšana aerodinamička svojstva i najnoviju generaciju mlaznih motora koji znatno smanjuju potrošnju goriva i emisije CO<sub>2</sub>. [14]

Posada zrakoplova s ovlaštenjem za jedan tip zrakoplova, npr. A320, može letjeti cijelu obitelj A320 zrakoplova jer je to omogućeno upravo *fly-by-wire* tehnologijom.

Broj putnika koje tip A320 može primiti iznosi između 140 i 170 putnika što ovisi o konfiguraciji unutrašnje kabine i zahtjevima operatora, dok je maksimalni broj putnika 180.

Motori koji se koriste u obitelji A320 zrakoplova su mlazni motori tipa CFM56, IAE V2500 ili PW6000. [14]

Visina zrakoplova A320 je 11.76 metara, a raspon krila iznosi 35.80 metara.

U nastavku će se obraditi ograničenja masa zrakoplova i brzine.

### 5.1. OGRANIČENJA MASA

Pilotski priručnik za A320 još zvan i *Aircraft Flight Manual, AFM*, sadrži sva ograničenja koja posada treba poznavati.

Maksimalna masa zrakoplova spremnog za let, no bez goriva (*maximum zero fuel weight*) iznosi 62.5 tona ili 62500 kilograma.

Maksimalna masa zrakoplova pri polijetanju iznosi 77 tona, tj. 77000 kilograma.

Maksimalna masa zrakoplova pri slijetanju iznosi 66 tona, tj. 66000 kilograma.

Maksimalna masa zrakoplova pri taksiranju iznosi 77.4 tone ili 77400 kilograma.

Minimalna masa zrakoplova iznosi 37230 kilograma. [12]

Sve mase vidljive su na slici 3. Mase su izražene u kilogramima i funtama (*pounds, lb*).

Weight Variant : WV 12		
Maximum Taxi Weight	77 400 kg	170 637 lb
Maximum Takeoff Weight (MTOW)	77 000 kg	169 755 lb
Maximum Landing Weight (MLW)	66 000 kg	145 505 lb
Maximum Zero Fuel Weight (MZFW)	62 500 kg	137 788 lb
Minimum Weight	37 230 kg	82 079 lb

Slika 3 Tablica maksimalnih masa zrakoplova A320. Izvor: [12]

Obitelj Airbus A320 u pilotskim priručnicima ima zadane i operativne mase zrakoplova koje imaju nešto niže vrijednosti od maksimalnih, tj. limitirajućih.

Prema AFM-u za Airbus A320, zrakoplov je certificiran za operacije s operativnim masama i pozicijama težišta. Postoje dvije kategorije operativnih masa. U prvoj kategoriji operativne mase su sljedeće: maksimalna masa u taksiranju je 70400 kilograma, maksimalna masa u polijetanju iznosi 70000 kilograma, maksimalna masa u slijetanju je 64500 kilograma, maksimalna masa bez goriva iznosi 60500 kilograma, te minimalna masa iznosi 31230 kilograma. U drugoj kategoriji operativne mase su nešto veće te maksimalna masa u taksiranju iznosi 77400 kilograma, maksimalna masa u polijetanju iznosi 77000 kilograma, maksimalna masa u slijetanju iznosi 64500 kilograma, maksimalna masa bez goriva iznosi 61000 kilograma, te je minimalna masa 37230 kilograma. [12]

Kategorije operativnih masa vidljive su na sljedećim slikama broj 4 i 5.

Weight Variant : WV 02		
Maximum Taxi Weight	70 400 kg	155 205 lb
Maximum Takeoff Weight (MTOW)	70 000 kg	154 323 lb
Maximum Landing Weight (MLW)	64 500 kg	142 198 lb
Maximum Zero Fuel Weight (MZFW)	60 500 kg	133 379 lb
Minimum Weight	37 230 kg	82 079 lb

Slika 4 Tablica prve kategorije operativnih masa zrakoplova A320. Izvor: [12]

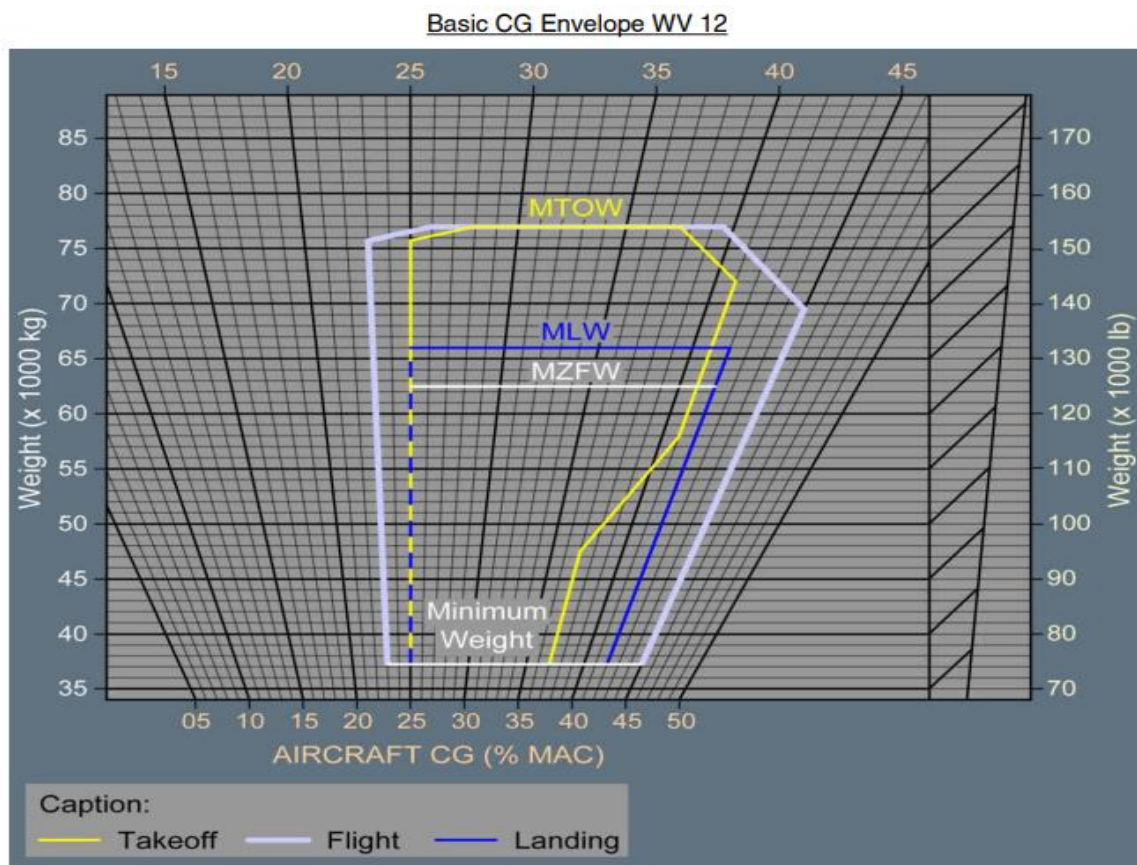
Weight Variant : WV 10		
Maximum Taxi Weight	77 400 kg	170 637 lb
Maximum Takeoff Weight (MTOW)	77 000 kg	169 755 lb
Maximum Landing Weight (MLW)	64 500 kg	142 198 lb
Maximum Zero Fuel Weight (MZFW)	61 000 kg	134 481 lb
Minimum Weight	37 230 kg	82 079 lb

Slika 5 Tablica druge kategorije operativnih masa zrakoplova A320. Izvor: [12]

Odnos masa zrakoplova i položaja težišta uobičajeno je prikazan grafom. Tako i za masu zrakoplova u polijetanju, masu zrakoplova u slijetanju i masu zrakoplova bez goriva postoji određeni raspon položaja težišta.

Prema priručniku, položaj težišta prikazan na grafu kada zrakoplov polijeće i slijeće dat je u konfiguraciji zrakoplova kada je spušten podvozje, dok je položaj težišta u preostalim režimima leta prikazan kada je podvozje uvučeno.

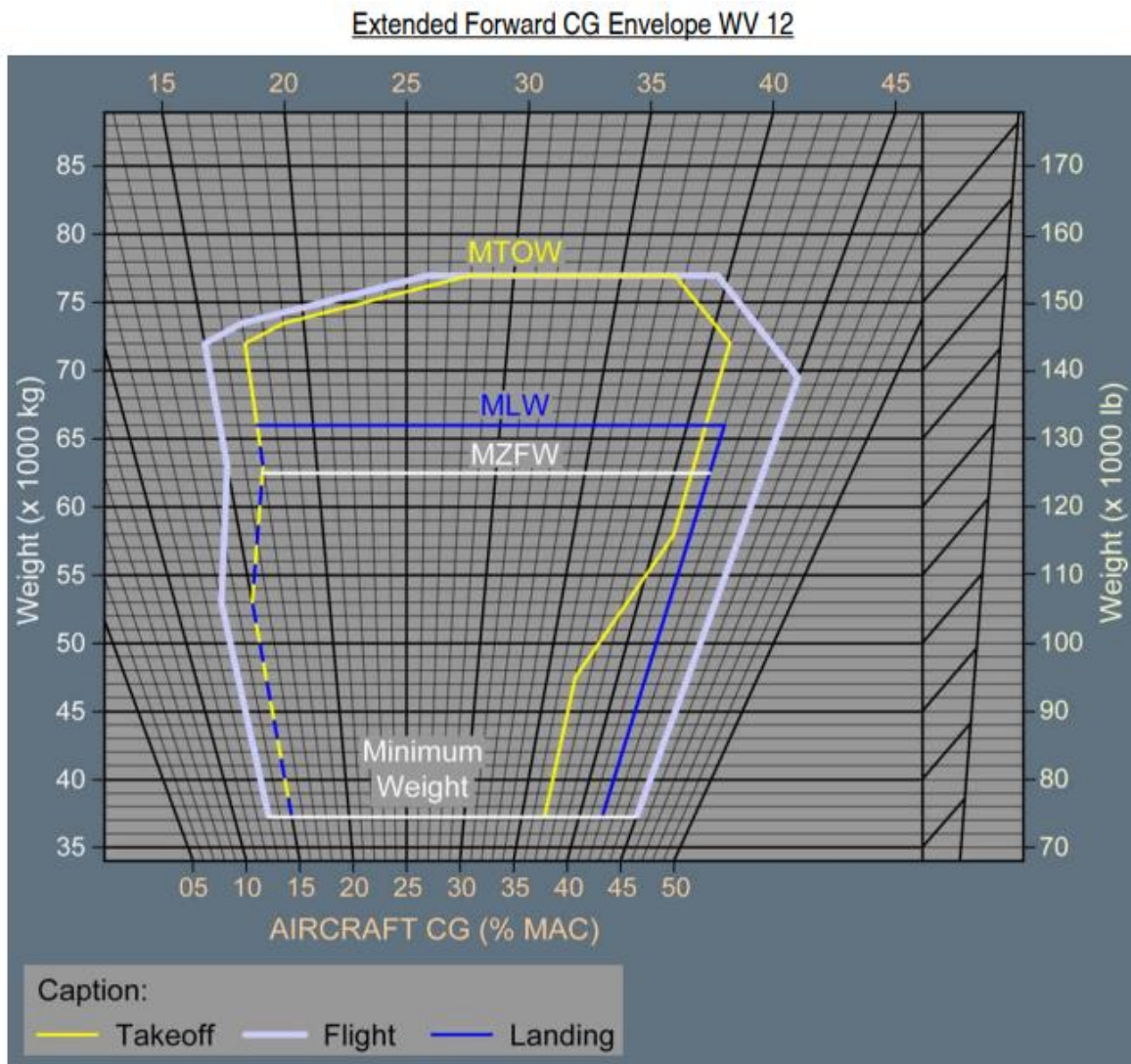
Na slici 6 može se vidjeti graf ovisnosti masa i pozicija težišta A320.



Slika 6 Graf ovisnosti pozicije težišta i maksimalnih masa zrakoplova. Izvor: [12]

U AFM-u se također može naći i graf ovisnosti masa o poziciji težišta ukoliko je težište pomaknuto više prema naprijed. Kada težište nije u granicama normalnih vrijednosti (slika 6),

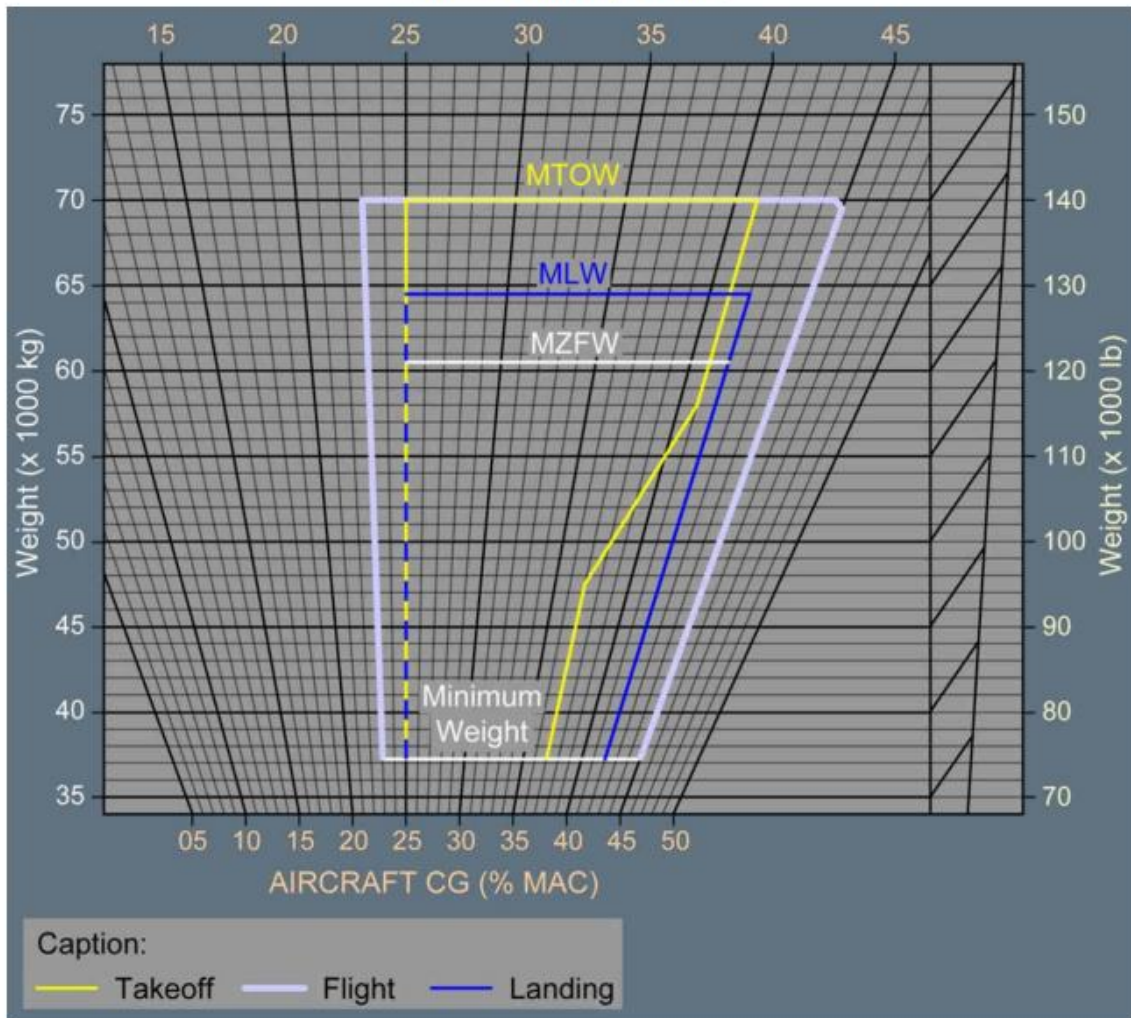
ali se nalazi u granicama pomaknutog položaja težišta prema naprijed, tada se za proračun performansi i izračun relevantnih masa uzima sljedeći graf prikazan slikom 7.



Slika 7 Graf ovisnosti prednje pozicije težišta i maksimalnih masa zrakoplova. Izvor: [12]

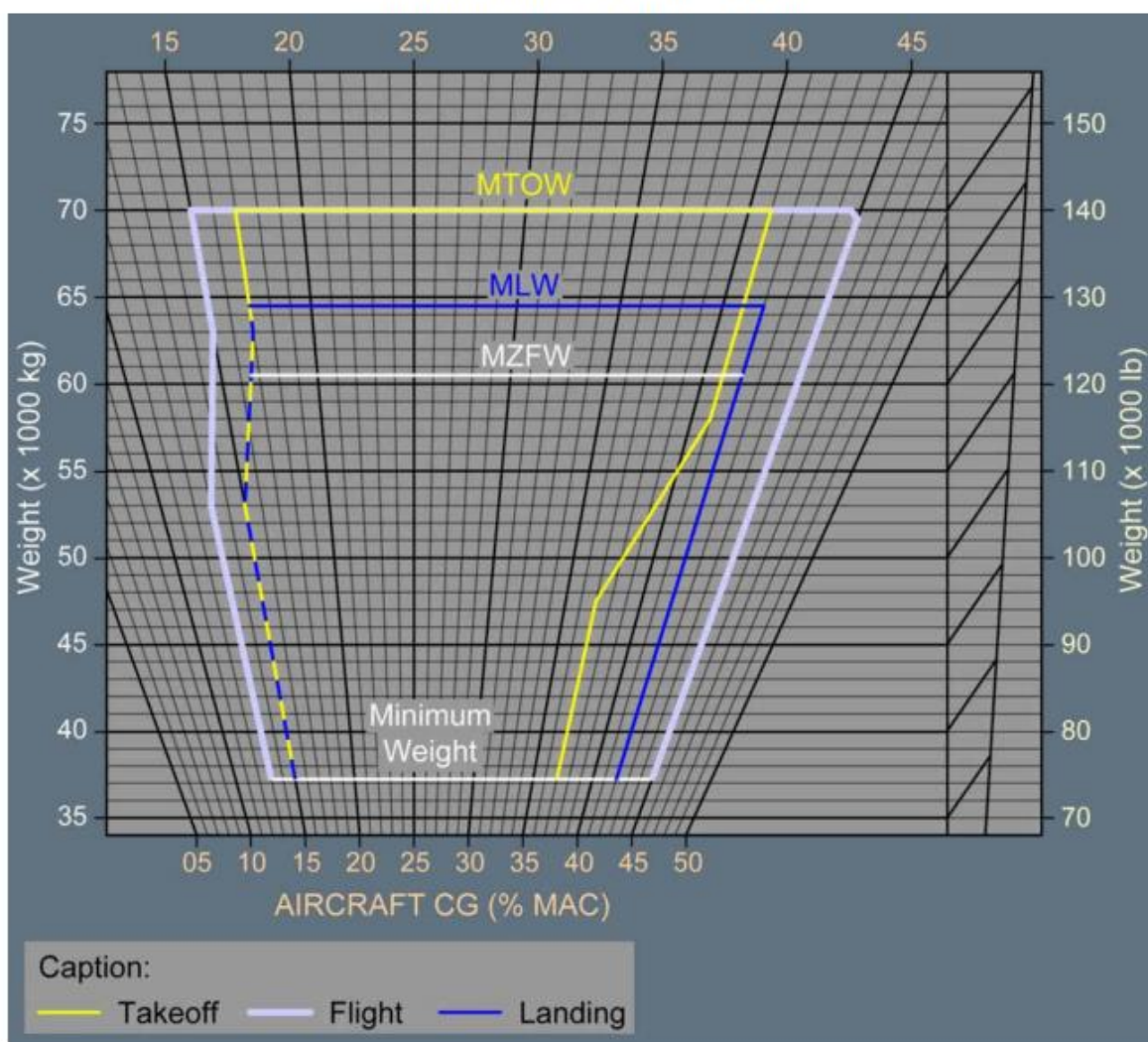
Za operativne mase se također određuje položaj težišta. Slika 8 prikazuje granice položaja težišta zrakoplova s masom u polijetanju, slijetanju i masom zrakoplova bez goriva. Nadalje je na slici 9 prikazan raspon težišta kada je ono pomaknuto više prema naprijed.

Basic CG Envelope WV 02



Slika 8 Graf ovisnosti pozicije težišta i prve kategorije operativnih masa zrakoplova. Izvor: [12]

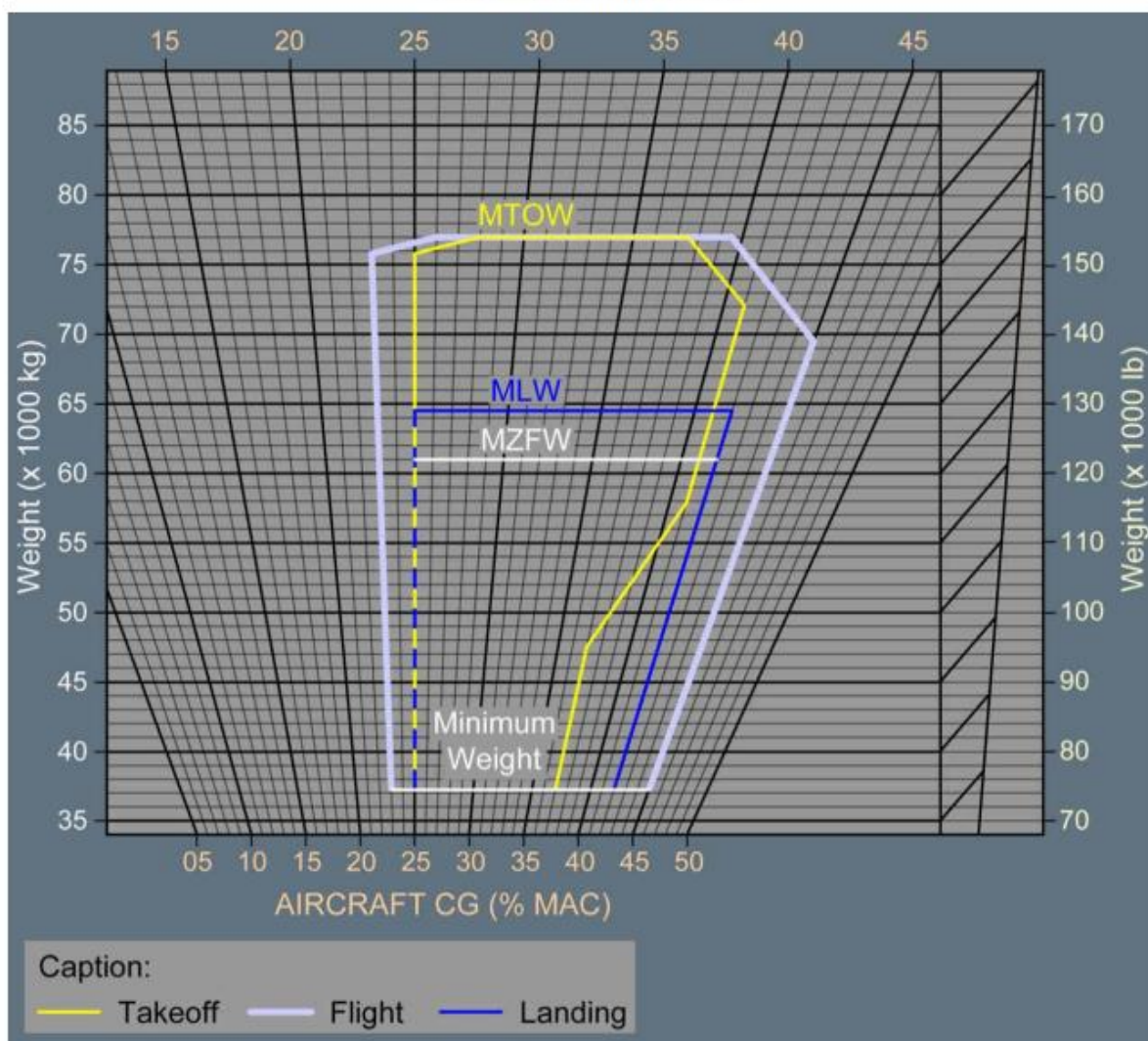
Extended Forward CG Envelope WV 02



Slika 9 Graf ovisnosti prednjeg položaja težišta i prve kategorije operativnih masa zrakoplova. Izvor: [12]

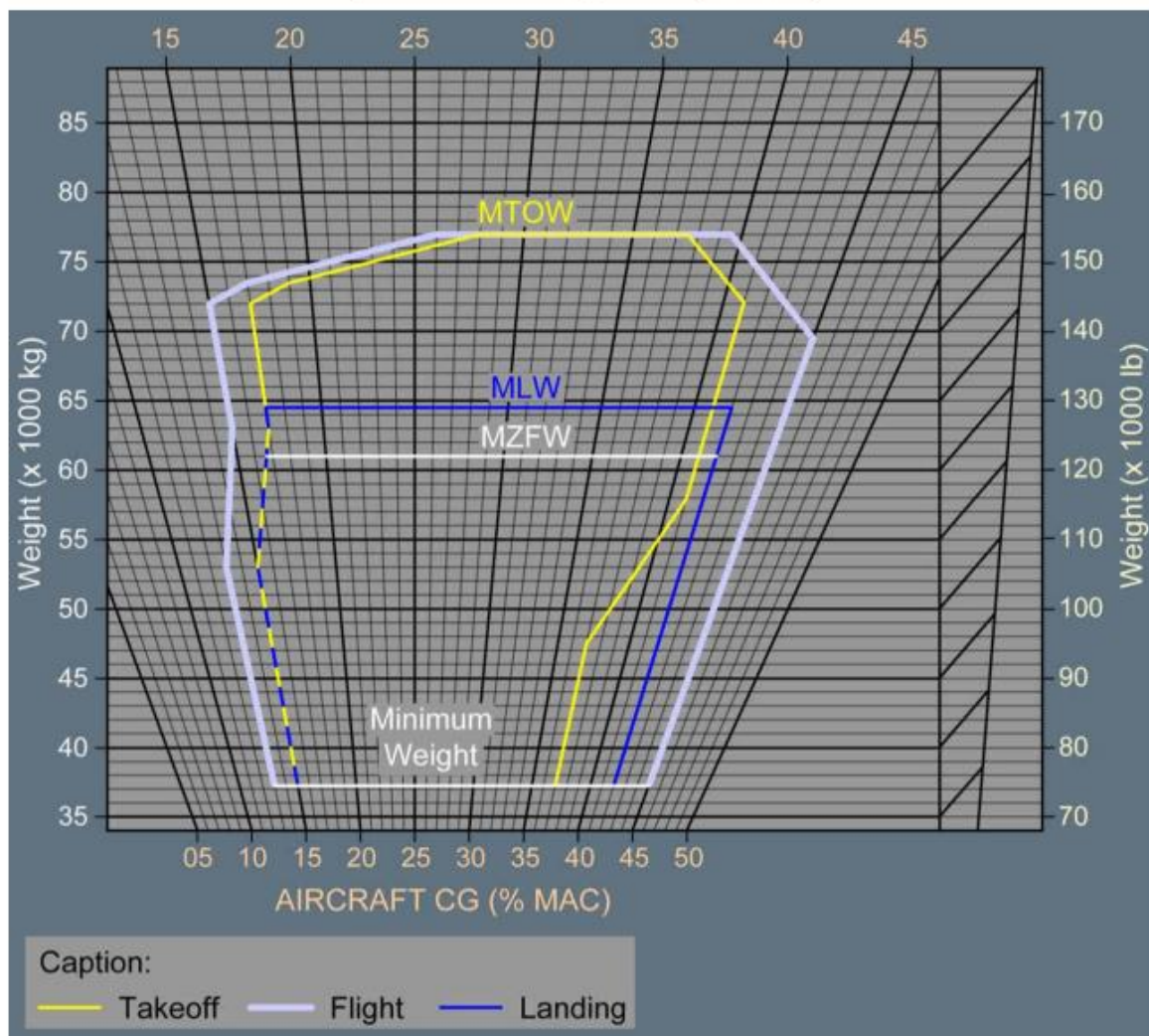
Za drugu kategoriju operativne mase zrakoplova A320 vidljivi su odnosi pozicija težišta i masa na sljedećim slikama. Slika broj 10 prikazuje položaj težišta u normalnim granicama, dok slika broj 11 prikazuje položaj težišta kada je ono pomaknuto više prema naprijed.

Basic CG Envelope WV 10



Slika 10 Graf ovisnosti pozicije težišta i druge kategorije operativnih masa zrakoplova. Izvor: [12]

**Extended Forward CG Envelope WV 10**



Slika 11 Graf ovisnosti prednjeg položaja težišta i druge kategorije operativnih masa zrakoplova. Izvor: [12]

Prema pilotskom priručniku maksimalna količina goriva koja se smije utovariti u spremnike za gorivo ovisit će o gustoći goriva. Zrakoplov može koristiti sljedeća goriva: JET A1, JET B, JP4, JET A, JP5, JP8, RT, TS-1, N°3 JET. [12]

Priručnik također strogo zabranjuje polijetanje s gorivom iz isključivo središnjeg spremnika (slika 12).

Na slici 12 vidljive su maksimalne količine goriva koje se mogu uliti u spremnike.

Iz tablice je vidljivo da je moguće uliti ukupno 24 209 litara goriva, tj. kada se ta količina goriva pomnoži sa specifičnom gustoćom koja iznosi 0.80 kilograma po litri, dobije se iznos od 19 367 kilograma goriva. [12]



Fuel loading varies with specific fuel gravity without any fuel weight limitation.

Tanks	Fuel Quantity	
2 Wing Tanks	15 959 l	4 216 US Gal
1 Center Tank	8 250 l	2 179 US Gal
<b>Total</b>	<b>24 209 l</b>	<b>6 396 US Gal</b>

Tanks	Fuel Specific Gravity	
		0.80 kg/l
Tanks	Fuel Weight	
2 Wing Tanks	12 767 kg	28 148 lb
1 Center Tank	6 600 kg	14 547 lb
<b>Total</b>	<b>19 367 kg</b>	<b>42 699 lb</b>

Note: When the quantity indications reach "zero" the remaining fuel cannot safely be used.

**WARNING** Takeoff on center tank feeding is prohibited.

Slika 12 Tablica količina goriva. Izvor: [12]

U AFM-u su također navedena ograničenja performansi zrakoplova. Tako maksimalna masa zrakoplova u polijetanju i maksimalna masa zrakoplova u slijetanju mogu biti smanjene i ograničene zbog performansi poput zahtjeva za penjanjem nakon polijetanja, zahtjevima za krstarenjem na ruti, zahtjevima za prilaz, dostupnom duljinom uzletno-sletne staze, zahtjevima za nadvisivanjem prepreka, ograničenjem energije kočenja (za A320 navodi se da je maksimalna temperatura kočnica 300°C), te ograničenjem kretanja guma. [12]

Postoji i ograničenje brzine taksiranja koje je navedeno u pilotskom priručniku. Ono iznosi 20 čvorova prilikom zaokreta ukoliko težina pri polijetanju prelazi 76000 kilograma. [12]

## 5.2. OGRANIČENJA BRZINA

U pilotskom priručniku stoji da maksimalna operativna brzina,  $v_{MO}$ , cijele obitelji zrakoplova A320 iznosi 350 čvorova indicirane brzine (350 kt IAS). Maksimalni operativni Machov broj,  $M_{MO}$ , također za cijelu obitelj A320 iznosi 0.82 ( $M 0.82$ ). Ova ograničenja ne smiju se namjerno prekoračiti niti u jednom trenutku. [12]

Maksimalna brzina leta zrakoplova s izvučenim zakrilcima ovisit će o stupnju i poziciji izvučenih zakrilaca. Na tabličnom prikazu, slike 13 i 14, vidljivo je u kojim fazama leta je dopušten određeni stupanj položaja zakrilaca, te respektivno maksimalna brzina. Usporedbom tablica na slikama 13 i 14 uočljivo je da jedino kod slijetanja pilot može birati stupanj pozicije zakrilaca između 35° i 40° što ovisi o inačici tipa A320. Sve ostale vrijednosti poput brzina ostaju nepromijenjene. [12]

Flight Phase	Slats Position	Flaps Position	Flaps Lever Position	VFE
Intermediate approach	18 °	0 °	1	230 kt IAS
Takeoff 1+F	18 °	10 °	1	215 kt IAS
Approach and takeoff	22 °	15 °	2	200 kt IAS
Approach, takeoff and landing	22 °	20 °	3	185 kt IAS
Landing	27 °	35 °	FULL	177 kt IAS

Slika 13 Tablica brzina leta zrakoplova s izvučenim zakrilcima. Izvor: [12]

Flight Phase	Slats Position	Flaps Position	Flaps Lever Position	VFE
Intermediate approach	18 °	0 °	1	230 kt IAS
Takeoff 1+F	18 °	10 °	1	215 kt IAS
Approach and takeoff	22 °	15 °	2	200 kt IAS
Approach, takeoff and landing	22 °	20 °	3	185 kt IAS
Landing	27 °	40 °	FULL	177 kt IAS

Slika 14 Tablica brzina leta zrakoplova s izvučenim zakrilcima. Izvor: [12]

Postoje tri različite maksimalne brzine kada se govori o brzinama leta zrakoplova s izvučenim podvozjem. Maksimalna brzina leta zrakoplova kada se podvozje izvlači,  $v_{LO(EXT)}$ , i maksimalna brzina leta zrakoplova kada se podvozje uvlači,  $v_{LO(RET)}$ , za obitelj A320 nisu jednake. Zrakoplov može letjeti pri određenoj maksimalnoj brzini i kada mu je podvozje izvučeno, te zaključano u toj poziciji. Sve vrijednosti su prikazane na slici 15. [12]

#### **MAXIMUM SPEED DURING LANDING GEAR EXTENSION**

$$VLO = 250 \text{ kt IAS}$$

#### **MAXIMUM SPEED DURING LANDING GEAR RETRACTION**

$$VLO = 220 \text{ kt IAS}$$

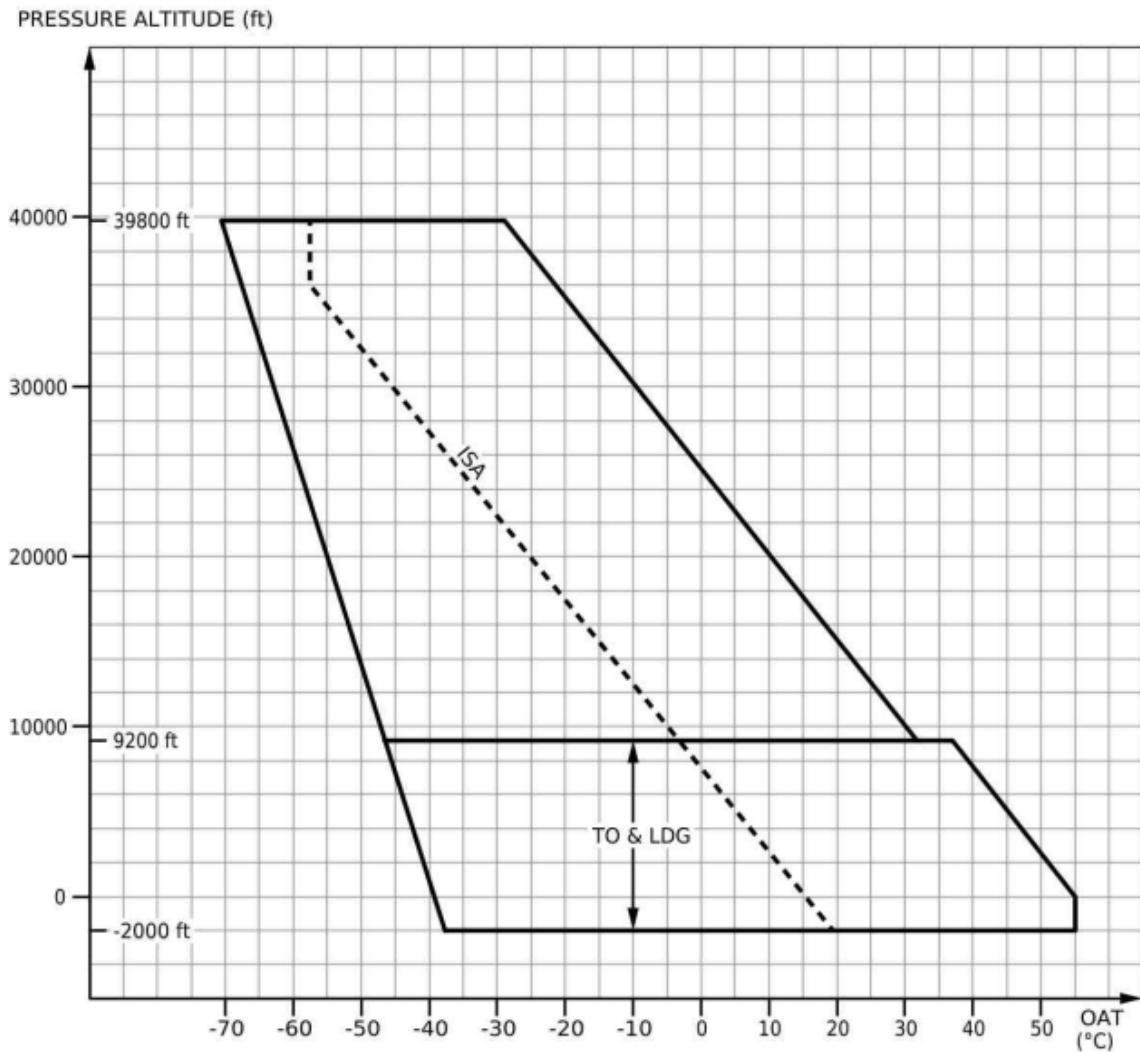
#### **MAXIMUM SPEED WITH LANDING GEAR LOCKED DOWN**

$$VLE/MLE = 280 \text{ kt IAS} / M 0.67$$

Slika 15 Prikaz vrijednosti brzina leta s izvučenim podvozjem. Izvor: [12]

Za cijelu obitelj A320 zrakoplova maksimalna brzina kretanja guma (*maximum tyre speed*) iznosit će 195 čvorova, što je definirano u AFM-u. [12]

Pod operativna ograničenja spada i okolišna envelope (*environmental envelope*). Okolna temperatura zraka, bilo da je visoka ili niska, ima značajan utjecaj na performanse zrakoplova. Svi komercijalni zrakoplovi, pa tako i A320, imaju okolišnu envelope u svojim pilotskim priručnicima koja prikazuje odnos temperature i visine po tlaku (*pressure altitude*). Na sljedećoj slici broj 16 vidljiv je jedan takav graf. Na njemu su prikazane granice u kojima zrakoplov može poletjeti ili sletjeti ovisno o vanjskoj temperaturi zraka i nadmorskoj visini aerodroma s kojeg zrakoplov polijeće ili na koji slijeće. [12]



Slika 16 Graf okolišne envelope (*environmental envelope*). Izvor: [12]

### **5.3. USPOREDBA OGRANIČENJA SA ZAHTJEVIMA REGULATIVE CS-25**

Svi operatori i proizvođači zrakoplova prilikom izdavanja pilotskih priručnika trebaju se držati propisane regulative. Kako regulativa CS-25 propisuje navođenje maksimalnih dozvoljenih masa u taksiranju, polijetanju, slijetanju, bez goriva, te minimalne mase, tako i priručnik, tj. AFM za Airbus A320 u tabličnim prikazima ima navedene maksimalne i minimalne mase. Zadovoljeni su zahtjevi stavka CS 25.25 koji govore upravo o maksimalnim i minimalnim masama.

Nadalje zadovoljeni su i zahtjevi stavka CS 25.27 koji govore o ograničenjima i definiranju krajnjih granica pozicije težišta. U pilotskom priručniku vidljivi su grafički prikazi odnosa masa i pozicija težišta, te određene granice u kojima su dozvoljene maksimalne mase.

Usporedbom zahtjeva regulative za brzinama i pilotskim priručnikom utvrđeno je da su napisane propisane maksimalne operativne brzine zrakoplova, čime su zadovoljeni zahtjevi stavki CS 25.1503 i CS 25.1505.

Pilotski priručnik propisuje i brzine zrakoplova u različitim režimima leta s izvučenim podvozjem. Kako stavak regulative CS 25.1515 govori o brzinama leta zrakoplova s izvučenim podvozjem, uočljivo je kako su zahtjevi regulative zadovoljeni.

Brzine leta zrakoplova sa izvučenim zakrilcima su ispisane u pilotskom priručniku, te je vidljivo da ispunjavaju zahtjeve regulative određene stavkom CS 25.335.

## 6. ODREĐIVANJE OPERATIVNIH OGRANIČENJA ZRAKOPLOVA BOEING B777

Drugi najveći proizvođač zrakoplova je *Boeing*, te je glavna konkurencija *Airbus*-u. Među najpoznatijim zrakoplovima ističu se B747, te B777.

*Boeing 777* smatra se najvećim dvomotornim zrakoplovom na svijetu. On također ima ugrađene i najveće mlazne motore ikad proizvedene za putnički avion. Zrakoplov je imao probni let 1994., te je već iduće godine ušao u svakodnevne letačke operacije. Prvi operator je bio *United Airlines*. Sam tip zrakoplova ima 6 inačica, a to su: 777-200, 777-200ER (*Extended Range*), 777-200LR (*Long Range*), 777-300, 777-300ER i 777 *Freighter* (namijenjen je prijevozu tereta). Kompletan zrakoplov B777 dizajniran je isključivo putem računala bez upotrebe papira i olovke, što ga predstavlja jedinstvenim proizvodom toga doba. [15]

Motori koji se koriste na ovom tipu zrakoplova su: *Pratt & Whitney PW4000*, *RollsRoyce Trent 800*, te *General Electric GE90*. Motor *GE90* ima promjer od 3,2 metra što ga čini najvećim mlaznim motorom ikad proizvedenim.

Zrakoplov može primiti između 301 i 550 putnika, ovisno o inačici. Dolet je između 9000 kilometara i 17370 kilometara, što ovisi o inačici.

B777 je zrakoplov koji letačke operacije vrši pomoću *fly-by-wire* tehnologije, kao i *Airbus*. Zrakoplov ima upravljač *yoke* za upravljanje.

Maksimalna visina leta zrakoplova je 43000 stopa (1 stopa je jednaka 0,3048000 metara, pa je 43000 stopa jednako 13106,40 metara) što predstavlja najvišu visinu leta komercijalnog zrakoplova. [16]

U nastavku rada obrađivati će se ograničenja masa i brzina.

### 6.1. OGRANIČENJA MASA

U pilotskom priručniku propisane su maksimalne mase zrakoplova pri uzlijetanju, maksimalne mase zrakoplova pri slijetanju, maksimalne mase zrakoplova bez goriva, te maksimalne mase zrakoplova pri taksiranju. Kako postoji više inačica tipa B777, tako ni spomenute mase nisu jednake za sve inačice zrakoplova. Postoje čak i razlike masa unutar iste inačice što ovisi o dizajnu interijera, te zahtjevima operatora.

Na tabličnom prikazu broj 1 izneseni su primjeri gore navedenih maksimalnih masa za svih 6 inačica zrakoplova i njihovih pojedinih registarskih oznaka. Sve vrijednosti iskazane u tablici su u kilogramima.

Tablica 1 Prikaz primjera maksimalnih masa zrakoplova B777. Izvor: [13]

Inačica zrakoplova	-200LR	777F	-300	-300ER	-300ER/ULR	
Registarska oznaka	A6-EWA	A6-EFD	A6-EMM	A6-EBA	A6-EBQ	A6-ECC
Maksimalna masa u taksiranju	344,279	348,358	300,278	341,101	350,173	352,441
Maksimalna masa u polijetanju	343,369	347,451	299.370	340,194	349,266	351,534
Maksimalna masa u slijetanju	223,167	260,815	237,682	251,290	251,290	251,290
Minimalna masa u slijetanju	154,222	154,222	N/A	N/A	N/A	N/A
Maksimalna masa bez goriva	209,106	248,115	224,528	237,682	237,682	237,682

Prema pilotskom priručniku kada zrakoplov B777 polijeće s minimalnom masom tada treba postaviti manju snagu za polijetanje.

Također je za određenu vrijednost mase prilikom leta na dugim relacijama propisana i optimalna dozvoljena visina, te granična visina prilikom koje bi došlo do *buffet-a*. Na slici broj 17 vidljiva je tablica koja prikazuje odnos masa, optimalnih visina, te graničnih visina za *buffet*. Na primjer ukoliko je masa zrakoplova 300000 kilograma njegova optimalna visina za let je 31300 stopa (9540,240 metara). Granična visina za stvaranje *buffet-a* ovisit će o  $g$  opterećenju, te kutu bočnog nagiba, pa tako za  $g = 1,30$ , kut nagiba je  $39^\circ$ , te optimalna visina 33700 stopa (10271,76 metara) Za vrijednost  $g = 1,40$ , kut nagiba iznosi  $44^\circ$ , te optimalna visina 32100 stopa (9784,080 metara). Za vrijednost  $g = 1,50$ , kut nagiba  $48^\circ$ , te optimalna visina iznosi 30600 stopa (9326,880 metara). Iz tablice je također vidljivo da se optimalna visina za let smanjuje kako se masa povećava, te se smanjuje i granična visina za *buffet*. Tablica se odnosi na letove dalekih udaljenosti, s postavkom snage na maksimalnu vrijednost u penjanju, te temperature  $10^\circ$  Celzijevih i ispod u odnosu na standardnu vrijednost temperature koja iznosi  $+15^\circ$  Celzijevih na razini mora. [13]

**Long Range Cruise Maximum Operating Altitude**  
**Max Climb Thrust**  
**ISA + 10°C and Below**

WEIGHT (1000 KG)	OPTIMUM ALT (FT)	TAT (°C)	MARGIN TO INITIAL BUFFET 'G' (BANK ANGLE)		
			1.30 (39°)	1.40 (44°)	1.50 (48°)
360	27300	5	30400	28800	27200
350	27900	4	31000	29400	27800
340	28500	3	31700	30000	28500
330	29200	1	32200	30500	29000
320	29900	0	32700	31000	29500
310	30600	-2	33200	31600	30000
300	31300	-4	33700	32100	30600
290	32000	-5	34300	32700	31200
280	32800	-7	34900	33300	31800
270	33600	-9	35500	33900	32400
260	34400	-11	36100	34500	33100
250	35200	-12	36800	35200	33800
240	36000	-14	37500	35900	34500
230	36900	-15	38200	36600	35200
220	37800	-15	39000	37400	36000
210	38800	-15	39800	38200	36800
200	39800	-15	40600	39000	37700
190	40900	-15	41500	39900	38600
180	42000	-15	42500	40900	39600
170	43100	-15	43100	42100	40800
160	43100	-15	43100	43100	42000

Slika 17 Tablični prikaz odnosa masa i optimalnih visina leta zrakoplova. Izvor: [13]

Na slici broj 18 vidljiva je slična tablica, samo je vrijednost temperature 15 stupnjeva Celzijevih iznad standardne vrijednosti. Na primjer kada bi se razmatrala masa od 300000 kilograma kao i u prvom primjeru optimalna visina leta iznosit će 31300 stopa (9540,240 metara), no zaustavna temperatura iznosi 2°. preostale vrijednosti granične visine za pojavu *buffet-a* se ne mijenjaju. [13]

### ISA + 15°C

WEIGHT (1000 KG)	OPTIMUM ALT (FT)	TAT (°C)	MARGIN TO INITIAL BUFFET 'G' (BANK ANGLE)		
			1.30 (39°)	1.40 (44°)	1.50 (48°)
360	27300	11	30400	28800	27200
350	27900	10	31000	29400	27800
340	28500	8	31700	30000	28500
330	29200	7	32200	30500	29000
320	29900	5	32700	31000	29500
310	30600	4	33200	31600	30000
300	31300	2	33700	32100	30600
290	32000	0	34300	32700	31200
280	32800	-1	34900	33300	31800
270	33600	-3	35500	33900	32400
260	34400	-5	36100	34500	33100
250	35200	-7	36800	35200	33800
240	36000	-9	37500	35900	34500
230	36900	-9	38200	36600	35200
220	37800	-9	39000	37400	36000
210	38800	-9	39800	38200	36800
200	39800	-9	40600	39000	37700
190	40900	-9	41500	39900	38600
180	42000	-9	42500	40900	39600
170	43100	-9	43100	42100	40800
160	43100	-9	43100	43100	42000

Slika 18 Tablično prikaz odnosa masa i optimalne visine leta zrakoplova. Izvor: [13]

Na sljedećoj slici prikazan je tablični prikaz odnosa masa i optimalnih visina leta zrakoplova kada su slični uvjeti kao i u prethodna dva primjera, te se jedino razlikuje temperaturna vrijednost. Na slici broj 19 prikazan je odnos masa i visina kada je temperatura za 20 stupnjeva Celzijevih veća od standardne vrijednosti. Na primjer ako je masa zrakoplova 300000 kilograma, optimalna visina leta bit će ponovno 31000 stopa (9448,800 metara). Zaustavna temperatura zraka iznositi će 8 stupnjeva. Sve ostale vrijednosti za graničnu visinu leta prije pojave *buffet-a* ostaju jednake. [13]



**ISA + 20°C**

WEIGHT (1000 KG)	OPTIMUM ALT (FT)	TAT (°C)	MARGIN TO INITIAL BUFFET 'G' (BANK ANGLE)		
			1.30 (39°)	1.40 (44°)	1.50 (48°)
360	27300	17	30400	28800	27200
350	27900	15	31000	29400	27800
340	28500	14	31700	30000	28500
330	29200	12	32200	30500	29000
320	29900	11	32700	31000	29500
310	30600	9	33200	31600	30000
300	31300	8	33700	32100	30600
290	32000	6	34300	32700	31200
280	32800	4	34900	33300	31800
270	33600	3	35500	33900	32400
260	34400	1	36100	34500	33100
250	35200	-1	36800	35200	33800
240	36000	-3	37500	35900	34500
230	36900	-3	38200	36600	35200
220	37800	-3	39000	37400	36000
210	38800	-3	39800	38200	36800
200	39800	-3	40600	39000	37700
190	40900	-3	41500	39900	38600
180	42000	-3	42500	40900	39600
170	43100	-3	43100	42100	40800
160	43100	-3	43100	43100	42000

Slika 19 Tablični prikaz odnosa masa i optimalnih visina leta zrakoplova. Izvor: [13]

Masa zrakoplova B777 u izravnom je odnosu s potrebnom duljinom uzletno-sletne staze. Što je masa veća bit će potrebna veća udaljenost za zalet, polijetanje i slijetanje. U sljedećem primjeru vidljiv je odnos masa i potrebnih duljina. Na tabličnom prikazu na slici broj 20, masa zrakoplova u slijetanju ovisit će i o nadmorskoj visini aerodroma na koji zrakoplov slijeće. Primjer, ako je zrakoplov u slijetanju na suhu pistu, te ima izvučena zakrilca na 30°, dostupna duljina iznosi 3000 metara, te ukoliko je aerodrom na 0 stopa nadmorske visine maksimalna masa za slijetanje iznosit će 361900 kilograma. Ukoliko je aerodrom nadmorskoj visini od 2000 stopa (609,600 metara), tada je maksimalna masa za slijetanje 348000 kilograma za istu dostupnu duljinu staze za slijetanje. Primjer je vidljiv na slici 20. [13]

Također je vidljivo da će se maksimalna masa smanjivati povećanjem nadmorske visine aerodroma za istu dostupnu udaljenosti uzletno-sletne staze.

### Field Limit Weight (1000 KG)

WIND CORRECTED FIELD LENGTH (M)	AIRPORT PRESSURE ALTITUDE (FT)				
	0	2000	4000	6000	8000
1400	182.6	171.4	160.6	150.2	
1600	219.0	205.3	192.6	180.5	168.9
1800	257.1	241.2	225.9	211.4	197.8
2000	292.9	277.6	260.3	243.8	228.0
2200	309.3	301.3	292.8	276.6	258.8
2400	321.9	313.1	305.0	297.0	287.1
2600	334.6	324.5	315.2	307.0	298.8
2800	347.8	336.0	325.7	316.1	307.8
3000	361.9	348.0	336.2	325.8	316.0
3200	373.7	361.1	347.0	335.3	324.7
3400	385.1	371.8	359.1	344.2	333.4
3600		382.1	368.9	356.2	341.5
3800			378.2	365.1	352.3
4000			387.4	373.6	360.5
4200				381.9	368.3
4400					375.9
4600					383.5

Slika 20 Tablični prikaz ovisnosti masa pri slijetanju, duljine USS i nadmorske visine aerodroma. Izvor: [13]

Kada bi zrakoplov slijetao na mokru pistu pod istim uvjetima, zakrilca spuštenu na 30°, tada se maksimalna masa u slijetanju dodatno ograničava. Primjer, ukoliko je dostupna duljina uzletno-sletne staze 3000 metara, aerodrom se nalazi na 0 stopa nadmorskoj visini, tada će maksimalna masa u slijetanju iznositi 335200 kilograma. Kada bi aerodrom bio na 2000 stopa (609,600 metara) nadmorskoj visini, dostupna duljina uzletno-sletne staze je 3000 metara, maksimalna masa za slijetanje je 325000 kilograma. Povećanjem nadmorske visine, smanjuje se maksimalna dozvoljena masa za istu dostupnu duljinu uzletno-sletne staze. Cijeli primjer je vidljiv na slici broj 21, u tabličnom prikazu odnosa masa za slijetanje, nadmorskih visina aerodroma i dostupnih udaljenosti uzletno-sletnih staza. [13]

### Field Limit Weight (1000 KG)

WIND CORRECTED FIELD LENGTH (M)	AIRPORT PRESSURE ALTITUDE (FT)				
	0	2000	4000	6000	8000
1400	150.2				
1600	181.0	169.9	159.2		
1800	212.5	199.3	187.0	175.2	163.9
2000	245.5	230.2	215.6	201.8	189.0
2200	278.9	261.7	245.3	229.7	214.7
2400	300.6	291.9	275.4	258.0	241.3
2600	313.3	305.3	297.4	286.2	268.3
2800	324.1	315.0	306.9	298.8	289.4
3000	335.2	325.0	315.6	307.4	299.2
3200	346.4	335.1	324.8	315.3	307.0
3400	359.3	344.9	334.0	323.7	314.3
3600	369.7	357.2	342.6	332.0	321.7
3800	379.7	366.8	354.2	340.0	329.3
4000		375.9	363.0	349.6	336.6
4200		384.8	371.4	358.5	343.5
4400			379.4	366.3	353.4
4600			387.4	373.6	360.5
4800				380.8	367.3
5000				388.0	373.9
5200					380.5
5400					387.1

Slika 21 Tablični prikaz ovisnosti masa za slijetanje, dostupnih udaljenosti USS i nadmorskih visina aerodroma.  
Izvor: [13]

U pilotskom priručniku postoji još niz tabličnih prikaza ograničenja masa u uvjetima kada se let izvodi sa spuštanjem podvozjem, potom u uvjetima otkaza kritičnog motora itd., no zbog velike opsežnosti neće biti razmatrani u ovome radu.

## 6.2. OGRANIČENJA BRZINA

Pilotski priručnik za B777 sadrži ograničenja brzina koje je svaki pilot dužan poštivati.

Referentna brzina ili brzina u slijetanju,  $v_{REF}$ , brzina je koja mora biti za 30% veća od brzine prevlačenja zrakoplova. Na slici broj 22 vidljiv je tablični prikaz referentne brzine kada zrakoplov ima izvučena zakrilca za 30°. Iz tablice je vidljivo kako za različite mase pri slijetanju, bit će i različite brzine slijetanja pri različitim nadmorskim visinama aerodroma na koji zrakoplov slijeće. Što je masa manja, s povećanjem nadmorske visine brzina će opadati, no pri većim masama, pri svim nadmorskim visinama brzina ostaje ili jednaka ili se neznatno mijenja za 1 do 2 čvora naviše. Primjer, ukoliko je masa zrakoplova pri slijetanju 300 000 kilograma, pri 0 stopa nadmorske visine, referentna brzina iznositi će 164 čvora, dok će za nadmorsku visinu od 10 000 stopa pri istoj masi brzina biti 165 čvorova. Na istom tabličnom prikazu ako je masa pri slijetanju 160 000 kilograma i aerodrom je na 0 stopa nadmorske visine, tada će referentna brzina iznositi 137 čvorova, dok će pri istoj masi ali na 10 000 stopa

nadmorske visine brzina iznositi 117 čvorova. U tom je primjeru vidljivo znatno smanjenje brzine u slijetanju. [13]

## VREF Flaps 30

WEIGHT (1000 KG)	PRESSURE ALTITUDE (FT)					
	0	2000	4000	6000	8000	10000
360	184	184	184	184	184	184
340	180	180	180	180	180	180
320	173	173	173	173	173	173
300	164	164	164	164	164	165
280	158	158	158	158	158	158
260	149	149	149	150	150	150
240	143	144	144	144	144	144
220	137	137	138	138	138	138
200	137	134	131	131	131	131
180	137	134	130	126	124	124
160	137	134	130	126	121	117

Slika 22 Tablični prikaz odnosa masa u slijetanju, nadmorskih visina aerodroma i brzine zrakoplova u slijetanju. Izvor: [13]

Kada bi zrakoplov slijetao s postavkom zakrilaca na 25° tada za masu od 300 000 kilograma na nadmorskoj visini od 0 stopa brzina slijetanja iznosi 169 čvorova. Pri nadmorskoj visini od 10 000 stopa i istoj masi, zrakoplov će slijetati s brzinom od 170 čvorova. Za masu u slijetanju od 160 000 kilograma i nadmorskoj visini od 0 stopa brzina u slijetanju iznositi će 137 čvorova, a pri nadmorskoj visini od 10 000 stopa brzina će biti 124 čvorova, a masa je nepromijenjena. Prikaz navedenog primjera vidljiv je na slici broj 23.

## Flaps 25

WEIGHT (1000 KG)	PRESSURE ALTITUDE (FT)					
	0	2000	4000	6000	8000	10000
360	183	183	183	183	183	183
340	180	180	180	180	181	181
320	175	175	175	175	175	176
300	169	170	170	170	170	170
280	164	164	164	164	164	164
260	158	158	158	158	158	158
240	152	152	152	152	152	152
220	145	145	146	146	146	146
200	139	139	139	139	139	139
180	137	134	131	131	131	132
160	137	134	130	126	124	124

Slika 23 Tablični prikaz odnosa masa zrakoplova, nadmorskih visina i brzine u slijetanju. Izvor: [13]

Na slici broj 24 vidljiv je primjer slijetanja zrakoplova u konfiguraciji s izvučenim zakrilcima na 20°. Kada bi zrakoplov slijetao s masom od 300 000 kilograma i nadmorskoj visini od 0 stopa brzina za slijetanje iznositi će 179 čvorova, a pri nadmorskoj visini od 10 000 stopa, brzina će biti 180 čvorova. Pri masi od 160 000 kilograma i nadmorskoj visini od 0 stopa zrakoplov će slijetati brzinom od 137 čvorova, dok će pri nadmorskoj visini od 10 000 stopa brzina u slijetanju iznositi 131 čvor.

### Flaps 20

WEIGHT (1000 KG)	PRESSURE ALTITUDE (FT)					
	0	2000	4000	6000	8000	10000
360	193	193	193	193	194	195
340	190	190	190	191	191	192
320	185	185	185	185	185	186
300	179	179	179	179	180	180
280	173	173	173	173	174	174
260	167	167	167	167	167	167
240	160	160	161	161	161	161
220	154	154	154	154	154	154
200	147	147	147	147	147	147
180	139	139	139	139	139	139
160	137	134	131	131	131	131

Slika 24 Tablični prikaz odnosa masa zrakoplova, nadmorskih visina i brzine slijetanja zrakoplova. Izvor: [13]

Iz prethodna tri primjera (slike 22, 23 i 24) vidljivo je da se povećanjem stupnja izvučenih zakrilaca pri istoj masi kojom zrakoplov slijeće i iste nadmorske visine, brzina u slijetanju ili referentna brzina smanjuju.

Kada zrakoplov ima spušteno podvozje, maksimalna operativna brzina,  $v_{MO}$  iznositi će 270 čvorova kalibrirane brzine, tj. maksimalni operativni *Machov* broj bit će 0.73.

Maksimalna operativna brzina zrakoplova B777 ovisi o inačici, te iznosi između 500 i 510 čvorova što bi kao *Machov* broj iznosilo između 0.87 do 0.89.

U pilotskom priručniku za različite inačice tipa B777 postoji još niz ograničenih brzina u slučajevima kada je otkazao kritični motor ili su nepovoljni meteorološki uvjeti, no zbog opsežnosti neće se obrađivati u ovome radu. [13]

### **6.3. USPOREDBA OGRANIČENJA SA ZAHTJEVIMA REGULATIVE CS-25**

Pilotski priručnik B777 sadrži propisana ograničenja maksimalnih dozvoljenih masa koje su propisane regulativom. Vidljivo je kako su zadovoljeni zahtjevi stavka CS 25.25 koji propisuje obavezno definiranje ograničenja masa.

Ograničenja maksimalnih operativnih brzina zrakoplova također su propisane regulativom, stavkom CS 25.1505 , te su navedene u AFM-u, čime su zadovoljeni zahtjevi.

Propisane brzine zrakoplova u slijetanju navedene u pilotskom priručniku ispunjavaju zahtjeve regulative definirane stavkom CS 25.1515.

Letenje zrakoplovom s izvučenim zakrilcima povećava otpor, pa su samim time manje brzine leta. One su propisane u pilotskom priručniku, te iskazane u tabličnom prikazu. Kao takve ispunjavaju zahtjeve regulative stavka CS 25.335.

## 7. ZAKLJUČAK

U procesu proizvodnje zrakoplova, operator postavlja određene zahtjeve. Ti zahtjevi trebaju biti unutar određenih granica koje su propisale nadležne zrakoplovne vlasti. Važno je da svaki segment koji utječe na upravljanje zrakoplovom, a posljedično i sigurnost zrakoplova, ima svoja ograničenja. Regulativa izdana od strane EASA-e služi kao smjernica u određivanju operativnih ograničenja. Mase zrakoplova posebno su značajne za performanse zrakoplova, stoga regulativa detaljno propisuje ograničenja vezana za mase u svim režimima leta. Brzine zrakoplova su također detaljno razrađene u regulativi.

Analizom operativnih ograničenja za zrakoplov u klasi performansi A vidljivo je da su proizvođači i operateri u priručnicima držali smjernica regulative za maksimalne mase i brzine. Airbus i Boeing kao dva najveća proizvođača zrakoplova, operativna ograničenja detaljno razrađuju i propisuju u pilotskim priručnicima. Brojne tablice i grafovi prikazuju maksimalne mase i maksimalne brzine kojih se posada zrakoplova treba striktno pridržavati tijekom letenja.

Također, analizirajući operativna ograničenja vidljive su ovisnosti masa i brzina o vanjskim čimbenicima poput temperatura, tlaka i gustoće, što je isto tako navedeno u pilotskim priručnicima. Operativna ograničenja imaju značajnu ulogu u svim režimima leta.

Imperativ u svim letačkim operacijama je sigurnost. Svako nepridržavanje odredbi i ograničenja danih od strane zrakoplovnih vlasti, te propisane regulativama i priručnicima, može imati katastrofalne posljedice. Od velike je važnosti da posada zrakoplova bude dobro upoznata s operativnim ograničenjima i da ih se pridržava u svim letačkim operacijama.

## LITERATURA

- [1] Kitplanes: *Know Your (Operating) Limitations*. Preuzeto s: <https://www.kitplanes.com/know-your-operating-limitations/> [Pristupljeno 08. travnja 2024.]
- [2] Flight Manuals and Other Documents, Chapter 9. Preuzeto s: [https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/11\\_phak\\_ch9.pdf](https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/11_phak_ch9.pdf) [Pristupljeno 08. travnja 2024.]
- [3] Krajček Nikolić, K. *Performanse zrakoplova*. [Prezentacija] Mass and Balance. Fakultet prometnih znanosti Sveučilišta u Zagrebu, Listopad 2022.
- [4] Sexstone, M. *Aircraft Structural Mass Property Prediction*. Preuzeto s: <https://www.cs.odu.edu/~mln/ltrs-pdfs/NASA-98-sawe-mgs.pdf> [Pristupljeno 13. travnja 2024.]
- [5] Aircraft Performance, Chapter 11. Preuzeto s: [https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/13\\_phak\\_ch11.pdf](https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/13_phak_ch11.pdf) [Pristupljeno 13. travnja 2024.]
- [6] Wikipedia, *Aircraft Gross Weight*. Preuzeto s: [https://en.wikipedia.org/wiki/Aircraft\\_gross\\_weight](https://en.wikipedia.org/wiki/Aircraft_gross_weight) [Pristupljeno 13. travnja 2024.]
- [7] Aopa, *Density Altitude*. Preuzeto s: <https://www.aopa.org/training-and-safety/active-pilots/safety-and-technique/weather/density-altitude> [Pristupljeno 16. travnja 2024.]
- [7] Bucak T., Zorić I., *Zrakoplovni instrumenti i prikaznici*. Zagreb: Fakultet prometnih znanosti Sveučilišta u Zagrebu, 2002.
- [8] Franjković, D. *Performanse zrakoplova*. [Prezentacija] *Limitations*. Fakultet prometnih znanosti Sveučilišta u Zagrebu, Siječanj 2023.
- [9] EASA. CS-25. Amendment 28. Izdanje: 2023.
- [10] Franjković, D. *Performanse zrakoplova*. Autorizana predavanja. Fakultet prometnih znanosti Sveučilišta u Zagrebu, 2022., 2023.
- [11] EASA. *What is the definition of an IR, AMC, and CS and GM and what differences can be proposed?* Preuzeto s: <https://www.easa.europa.eu/en/faq/19026> [Pristupljeno 08. svibnja 2024.]
- [12] *Airplane Flight Manual*, Airbus A318/A319/A320/A321. 26. kolovoz 2021.
- [13] *Flight Crew Operating Manual*, Boeing, 777-21H/-31H, 777-31HER/-31NER. Emirates. Izdanje 53., 2017.
- [14] Airbus. Preuzeto s: <https://www.airbus.com/en/products-services/commercial-aircraft/passenger-aircraft/a320-family> [Pristupljeno 20. svibnja 2024.]
- [15] Wikipedia. *Boeing*. Preuzeto s: [https://en.wikipedia.org/wiki/Boeing\\_777](https://en.wikipedia.org/wiki/Boeing_777) [Pristupljeno 25. svibnja 2024.]
- [16] Boeing. Preuzeto s: <https://www.boeing.com/commercial/777#Anchor2> [Pristupljeno 25. svibnja 2024.]



## POPIS SLIKA

Slika 1 Odnos masa zrakoplova .....	4
Slika 2 Graf ovisnosti faktora udara vjetra i brzine leta zrakoplova .....	15
Slika 3 Tablica maksimalnih masa zrakoplova A320 .....	21
Slika 4 Tablica prve kategorije operativnih masa zrakoplova A320.....	21
Slika 5 Tablica druge kategorije operativnih masa zrakoplova A320.....	22
Slika 6 Graf ovisnosti pozicije težišta i maksimalnih masa zrakoplova .....	22
Slika 7 Graf ovisnosti prednje pozicije težišta i maksimalnih masa zrakoplova .....	23
Slika 8 Graf ovisnosti pozicije težišta i prve kategorije operativnih masa zrakoplova.....	24
Slika 9 Graf ovisnosti prednjeg položaja težišta i prve kategorije operativnih masa zrakoplova .....	25
Slika 10 Graf ovisnosti pozicije težišta i druge kategorije operativnih masa zrakoplova.....	26
Slika 11 Graf ovisnosti prednjeg položaja težišta i druge kategorije operativnih masa zrakoplova .....	27
Slika 12 Tablica količina goriva.....	28
Slika 13 Tablica brzina leta zrakoplova s izvučenim zakrilcima .....	29
Slika 14 Tablica brzina leta zrakoplova s izvučenim zakrilcima .....	29
Slika 15 Prikaz vrijednosti brzina leta s izvučenim podvozjem.....	29
Slika 16 Graf okolišne envelope (environmental envelope) .....	30
Slika 17 Tablični prikaz odnosa masa i optimalnih visina leta zrakoplova .....	34
Slika 18 Tablično prikaz odnosa masa i optimalne visine leta zrakoplova .....	35
Slika 19 Tablični prikaz odnosa masa i optimalnih visina leta zrakoplova .....	36
Slika 20 Tablični prikaz ovisnosti masa pri slijetanju, duljine USS i nadmorske visine aerodroma .....	37
Slika 21 Tablični prikaz ovisnosti masa za slijetanje, dostupnih udaljenosti USS i nadmorskih visina aerodroma .....	38
Slika 22 Tablični prikaz odnosa masa u slijetanju, nadmorskih visina aerodroma i brzine zrakoplova u slijetanju .....	39
Slika 23 Tablični prikaz odnosa masa zrakoplova, nadmorskih visina i brzine u slijetanju.....	39
Slika 24 Tablični prikaz odnosa masa zrakoplova, nadmorskih visina i brzine slijetanja zrakoplova ..	40

## POPIS TABLICA

Tablica 1 Prikaz primjera maksimalnih masa zrakoplova B777 .....	33
--	----

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  
(vrsta rada)

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.

Svojim potpisom potvrđujem i dajem suglasnost za javnu objavu završnog/diplomskog rada pod naslovom Analiza operativnih ograničenja za avion u klasi A, u Nacionalni repozitorij završnih i diplomskih radova ZIR.

Student/ica:

U Zagrebu, srpanj, 2024.

Mila Ivanković, Mila Ivanković  
(ime i prezime, potpis)