Analiza performansi modernog lovačkog zrakoplova

Konjevod, Damjan

Undergraduate thesis / Završni rad

2019

Degree Grantor / Ustanova koja je dodijelila akademski / stručni stupanj: **University of Zagreb, Faculty of Mechanical Engineering and Naval Architecture / Sveučilište u Zagrebu, Fakultet strojarstva i brodogradnje**

Permanent link / Trajna poveznica: https://urn.nsk.hr/urn:nbn:hr:235:615003

Rights / Prava: In copyright / Zaštićeno autorskim pravom.

Download date / Datum preuzimanja: **2024-03-29**

Repository / Repozitorij:

Repository of Faculty of Mechanical Engineering and Naval Architecture University of Zagreb



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

ZAVRŠNI RAD

Damjan Konjevod

Zagreb, 2019.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

ANALIZA PERFORMANSI MODERNOG LOVAČKOG ZRAKOPLOVA

Mentor:

Prof. dr. sc. Milan Vrdoljak, dipl. ing.

Student:

Damjan Konjevod

Zagreb, 2019.

Izjavljujem da sam ovaj rad izradio samostalno koristeći znanja stečena tijekom studija i navedenu literaturu.

Zahvaljujem se mentoru prof. dr. sc. Milanu Vrdoljaku te asistentu Marijanu Andriću na pomoći, strpljenju i savjetima tijekom izrade ovog rada.

Damjan Konjevod

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE
Središnje povjerenstvo za završne i diplomske ispite
Povjerenstvo za završne i diplomske ispite studija zrakoplovstva

Sveučilište u Zagrebu Fakultet strojarstva i brodogradnje	
Datum: 23 -09- 2019	Prilog
Klasa: 602-04/19-6/3	
Ur.broj: 15-1703-19-3581	

ZAVRŠNI ZADATAK

Student: **Damjan Konjevod** Mat. br.: 0035203103

Naslov rada na hrvatskom jeziku: **Analiza performansi modernog lovačkog zrakoplova**

Naslov rada na engleskom jeziku: **Performance analysis for modern fighter aircraft**

Opis zadatka:

Za moderne lovačke zrakoplove karakteristična je konfiguracija kanard – delta krilo. Zanimljiv primjer takvog zrakoplova je kineski lovac Chengdu J-20, višenamjenski borbeni dvomotorni jednosjed s mogućnošću prikrivanja odraza, a koji je prošle godine uvršten u kineske zračne snage. Performanse od interesa za lovačke zrakoplove vezane su za horizontalni let, poput doleta i trajanja leta, penjanja te zaokreta kao i ovojnica uporabe. Rezultati metode ukupne energije prikladni su za usporedbu s drugim zrakoplovima.

U radu je potrebno istražiti dostupne podatke o zrakoplovu J-20 te za zrakoplov usvojene geometrije i drugih značajki nalik na J-20 provesti analizu performansi. Konkretno, u završnom radu potrebno je:

- prikazati sve potrebne podatke o promatranom zrakoplovu;
- izračunati i prikazati otpor te značajke pogona;
- analizirati odabrane performanse;
- usporediti rezultate promatranog zrakoplova s dostupnim podacima sličnog zrakoplova.

U radu je potrebno navesti korištenu literaturu i eventualno dobivenu pomoć.

Zadatak zadan:
6. svibnja 2019.

Zadatak zadao:
Prof. dr. sc. Milan Vrdoljak

Rok predaje rada:
2. rok (izvanredni): 28. lipnja 2019.
3. rok: 20. rujna 2019.

Predviđeni datumi obrane:
2. rok (izvanredni): 2.7. 2019.
3. rok: 23.9. - 27.9. 2019.

Predsjednik Povjerenstva:
Prof. dr. sc. Milan Vrdoljak

Sadržaj

1. UVOD 1

2. PODACI, GEOMETRIJA I POGON 3

2.1. Podaci i geometrija 3
2.1.1. Krilo 7
2.1.2. Trup 7
2.1.3. Kanard 8
2.1.4. Vertikalni rep 9
2.1.5. Zrakoplov 10
2.2. Pogon 11

3. KOEFICIJENT OTPORA ZRAKOPLOVA 13

3.1. Otpor u subsonici 13
3.1.1. Krilo 15
3.1.2. Trup 15
3.1.3. Kanard 17
3.1.4. Vertikalni rep 18
3.1.5. Zrakoplov 18
3.2. Otpor u supersonici 19
3.3. Otpor u transonici 20
3.4. Ukupni nulti otpor 21
3.5. Inducirani otpor 22

4. ANALIZA ODABRANIH PERFORMANSI 24

4.1. Područje uporabe zrakoplova 26
4.2. Višak snage zrakoplova 27
4.3. Brzina penjanja 28
4.4. Koordinirani zaokret 29

5. USPOREDBA ODABRANIH PERFORMANSI SA ZRAKOPLOVOM EUROFIGHTER TYPHOON 30

5.1. Usporedba područja uporabe zrakoplova 32
5.2. Usporedba specifičnog viška snage 33
5.3. Usporedba brzine penjanja 34
5.4. Usporedba koordiniranog zaokreta 35

6. ZAKLJUČAK 36

7. LITERATURA 37

POPIS SLIKA

Slika 1.1. Chengdu J-20 Kineskih zrakoplovnih snaga 1
Slika 1.2. Proširenje korijena napadnog ruba krila 2
Slika 2.1. Dimenzije zrakoplova MD-20 3
Slika 2.2. 3D model MD-20 4
Slika 2.3. Površina opstrujavanja 8
Slika 2.4. AL-31FM2 zrakoplova Chengdu J-20 11
Slika 2.5. Prikaz sile potiska motora MD-31 12
Slika 3.1. $(MaDD)_{L=0} = f(\Lambda 1/4, t/c)$, [3] 20
Slika 3.2. Ukupni nulti otpor zrakoplova MD-20 21
Slika 3.3. Koeficijent induciranog otpora zrakoplova MD-20 23
Slika 4.1. Područje uporabe zrakoplova MD-20 26
Slika 4.2. Krivulje *Ps(Ma,H)=const*, za *n*=1 za MD-20 27
Slika 4.3. Krivulje *Ps(V,H)=const*, za *n*=1 za MD-20 27
Slika 4.4. Brzina penjanja zrakoplova MD-20 28
Slika 4.5. Ograničenje kutnih brzina zrakoplova MD-20 na 8000 m 29
Slika 5.1. Eurofighter Typhoon 30
Slika 5.2. Usporedba područja uporabe 32
Slika 5.3. Usporedba specifičnog viška snage 33
Slika 5.4. Usporedba brzine penjanja 34
Slika 5.5. Usporedba koordiniranog zaokreta 35

POPIS TABLICA

Tablica 2.1. Osnovni podaci zrakoplova J-20 5
Tablica 2.2. Osnovni podaci zrakoplova MD-20 6
Tablica 5.1. Osnovne karakteristike zrakoplova Eurofighter Typhoon 31

POPIS OZNAKA

Oznaka	Jedinica	Opis
a	m/s	brzina zvuka
AR	-	vitkost (aspect ratio)
b	m	raspon krila s podtrupnim dijelom
b_c	m	raspon kanarda bez podtrupnog dijela
b_V	m	dvostruka visina vertikalnog repa
b_w	m	raspon krila bez podtrupnog dijela
c_A	m	srednja aerodinamička tetiva
C_D	-	koeficijent otpora
C_{Df}	-	koeficijent otpora tijela uslijed trenja
C_{DW}	-	koeficijent valnog otpora tijela
C_{D0}	-	koeficijent nultog otpora
c_f	-	koeficijent trenja ploče
$C_{L\alpha}$	-	koeficijent uzgona krila uslijed napadnog kuta
c_r	m	korijenska tetiva
c_t	m	vršna tetiva
c_0	m	tetiva krila u osi simetrije zrakoplova
D	N	sila otpora
d_D	m	visina usisnika
d_e	m	ekvivalentni promjer trupa
E	J	energija
f	-	vitkost tijela
F_F	-	koeficijent oblika
F_{Ma}	-	koeficijent stlačivosti
F_S	-	Koeficijent prelaska iz 2D u 3D strujanje
g	m/s^2	ubrzanje sile teže
h	m	visina
h_e	m	energetska visina
K	-	koeficijent induciranog otpora
l_B	m	duljina trupa
l_D	m	duljina usisnika
m	kg	masa zrakoplova
n	-	koeficijent opterećenja
Ps	m/s	višak specifične snage
Re	-	Reynoldsov broj
S	-	koeficijent usisavanja napadnog ruba krila

S_B	m^2	površina opstrujavanja trupa
S_C	m^2	površina dvaju kanarda
S_D	m^2	površina usisnika
S_{max}	m^2	maksimalna površina presjeka trupa
S_{ref}	m^2	referentna površina
S_V	m^2	površina vertikalnog repa
S_w	m^2	površina dvaju polukrila
T	N	sila potiska
t	-	najveća relativna debljina
V	m/s	brzina
V_{stall}	m/s	brzina sloma uzgona
V_V	m/s	vertikalna brzina
W	N	težina
x_A	m	aerodinamička apcisa napadnog ruba
x_t	-	mjesto najveće relativne debljine
γ	°	kut penjanja
Λ_{LE}	°	kut strijele napadnog ruba
$\Lambda_{1/4}$	°	kut strijele mjesta točaka četvrtine tetiva
Λ_t	°	kut strijele maksimalne debljine profila
λ	-	suženje krila
υ	m^2/s	kinematska viskoznost
ρ	kg/m^3	gustoća zraka

SAŽETAK

Tema ovog završnog rada je analiza performansi modernog lovačkog zrakoplova Chengdu J-20, dvomotornog jednosjeda s mogučnošću prikrivanja odraza konfiguracije kanard - delta krilo koji je prošle godine uvršten u kineske zračne snage. U svrhu te analize promatrat će se zrakoplov značajkama nalik na J-20 kojemu je dodijeljen mlazni motor modeliran prema sličnim motorima te koji po karakteristikama nalikuje motoru AL-31FM2 zrakoplova J-20. Usvojena je polazna geometrija i prikupljeni su svi potrebni podatci o zrakoplovu. Izračunat je otpor te su prikazane značajke pogona. Primjenom metode ukupne energije analizirane su performanse od interesa za lovačke zrakoplove: područje uporabe, višak specifične snage zrakoplova, brzine penjanja i koordiniranog zaokreta te su ti rezultati uspoređeni sa zrakoplovom Eurofighter Typhoon.

Ključne riječi: Chengdu J-20, koeficijent otpora, analiza performansi, AL-31FM2, Eurofighter Typhoon

SUMMARY

The topic of this thesis is performance analysis of a modern fighter Chengdu J-20, a twinjet single-seat stealth aircraft with canard-delta wing configuration, which was enlisted in the Chinese Air Force last year. For the purposes of this analysis, an aircraft with features similar to the J-20, which has a jet engine assigned modeled on similar engines and which resemble the engine AL-31FM2 of the J-20 aircraft, will be observed. The starting geometry was adopted and all the necessary aircraft data was collected. The drag has been calculated and the engine characteristics are shown. With application of the total energy method the performance of interest for the fighter jets were analyzed: area of use, excess specific power of the aircraft, climb speed and the coordinated turn. These results were then compared with the Eurofighter Typhoon aircraft.

Keywords: Chengdu J-20, coefficient of drag, performance analysis, AL-31FM2, Eurofighter Typhoon

1. UVOD

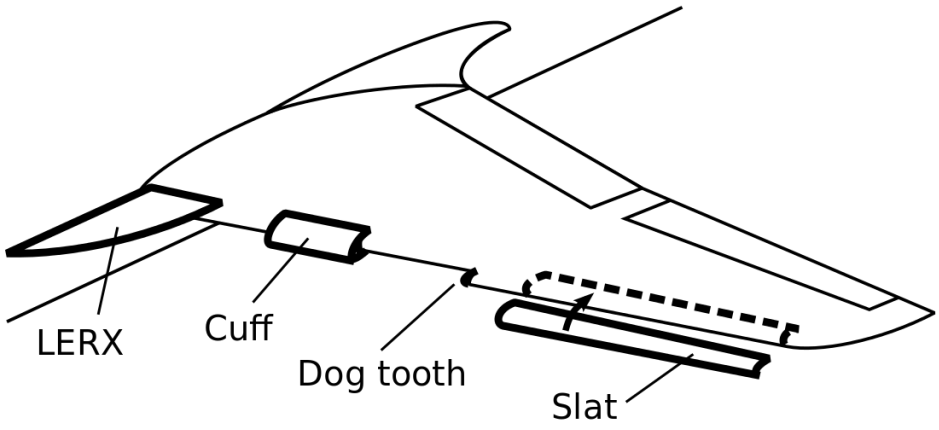
Zrakoplov J-20, također znan kao i Mighty Dragon, višenamjenski je borbeni dvomotorni jednosjed konfiguracije kanard-delta krilo 5. generacije. Razvijan je od strane kineske zrakoplovne korporacije Chengdu Aircraft Industry Group za Kineske zrakoplovne snage - People's Liberation Army Air Force (PLAAF) kako bi mogli konkurirati američkom zrakoplovu F-22 [1].



Slika 1.1. Chengdu J-20 Kineskih zrakoplovnih snaga

Razvoj zrakoplova Chengdu J-20 počeo je još kasnih 90-ih godina kada je Chengdu korporacija pobijedila na natječaju raspisanog od strane PLAAF-a. Svoj prvi let ostvario je 2011. godine a javnosti je otkriven 2016. na Kineskoj međunarodnoj izložbi zrakoplova. Konstruiran je kao zrakoplovni presretač sa mogučnošću preciznog zemljanog udara te prikrivanja odraza a uvršten je u kineske zračne snage prošle godine. Tijekom godina došlo je do nekoliko promjena u konstrukciji ovog zrakoplova. Usisnici su izmijenjeni kako bi bili manje vidljivi a vertikalni stabilizatori su rekonstruirani. Također, dodana je nova oprema i uređaji za višenamjenske operacije te šest dodatnih pasivnih infra-crvenih senzora po trupu aviona sposobnih za traženje i praćenje meta.

Ono po čemu je karakterističan ovaj kineski lovac je široki i dugi trup sa oštrim nosom i „bubble“ kabinom koja omogućava bolju vidljivost pilotu (slika 1.1). Odmah iza kabine su usisnici čija slaba vidljivost doprinosi prikrivanju odraza a na njih se nastavljaju pokretni kanari sa izraženom dihedralom. Kanard–delta krilo konfiguracija ima malu statičku marginu odnosno nestabilnost (engl. relaxed stability) kako bi imao veću upravljivost što je bio jedan od glavnih kriterija pri projektiranju ovog zrakoplova. Konstrukcija s kanardima također pokazuje dobre performanse kod supersoničnog leta, odlične performanse kod supersoničnog i transsoničnog zaokreta i uvelike smanjuje potreban put slijetanja za razliku od konvencionalne delta konstrukcije krila. Između kanara i delta krila nalazi se proširenje korijena napadnog ruba krila (engl. leading-edge root extension, LERX) (slika 1.2.). Primarna funkcija toga proširenja je poboljšanje protoka zraka pod velikim napadnim kutevima i niskim brzinama zraka kako bi se poboljšale performanse zrakoplova te povećanje uzgona. Kako je J-20 relativno novi zrakoplov ovo je trenutno jedini model a kineski mediji su u siječnju 2019. izvijestili kako je moguće da je dvosjed inačica u razvoju u svrhu izvođenja kompleksnih taktičkih scenarija te obuku mladih pilota.



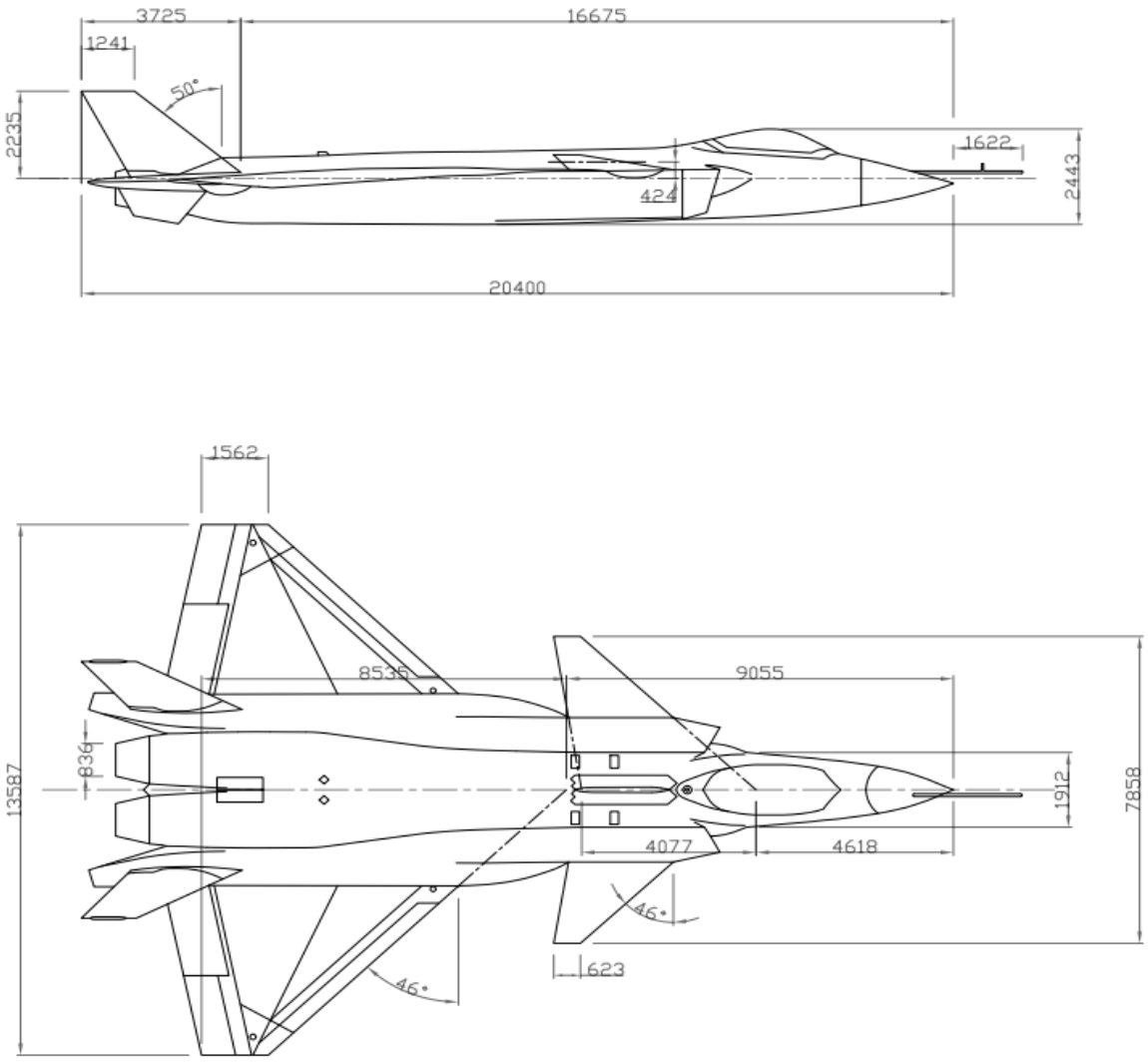
Slika 1.2. Proširenje korijena napadnog ruba krila

U svrhu analiza performansi ovog zrakoplova, a zbog manjka informacija o istom, izrađen je model zrakoplova naziva MD-20 koji je geometrijom i performansama nalik na Chengdu J-20. Cilj ovog završnog zadatka je usvojiti polaznu geometriju zrakoplova MD-20, izračunati ukupni aerodinamički koeficijent sile otpora, analizirati performanse zrakoplova u horizontalnom letu te značajke pogonske sile motora.

2. PODACI, GEOMETRIJA I POGON

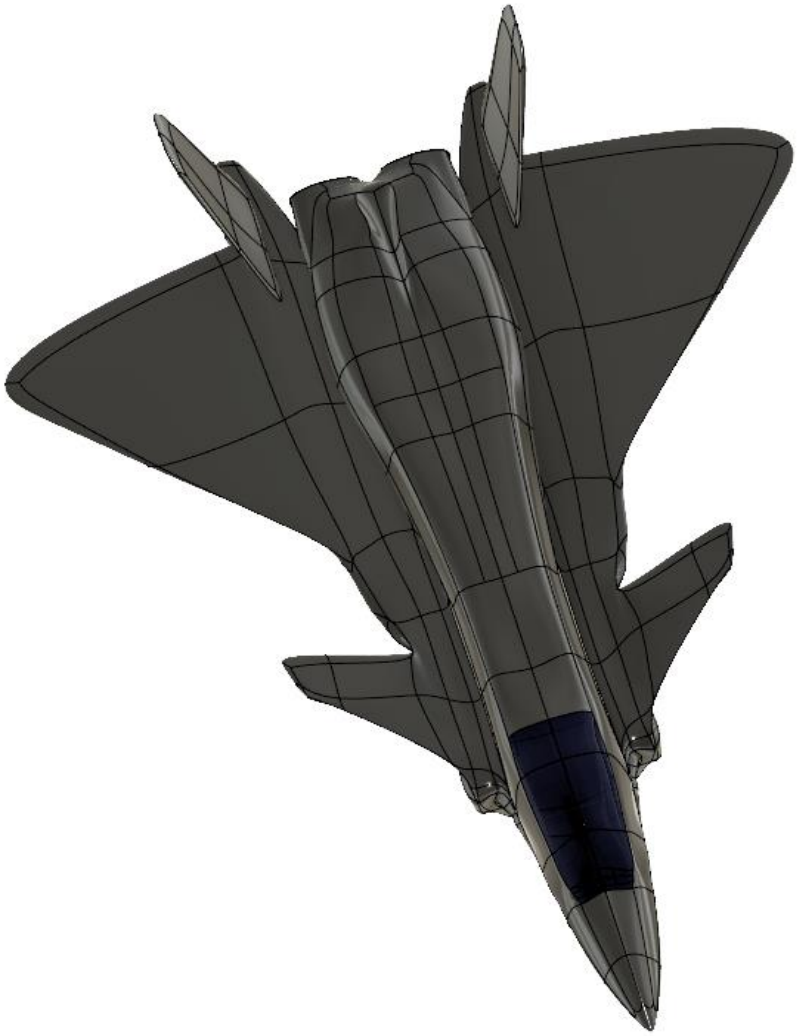
2.1. Podaci i geometrija

Kako je zrakoplov J-20 zrakoplov pete generacije i tek je prošle godine ušao u uporabu, nije poznato puno podataka o njegovoj geometriji i performansama. Srećom, dostupno je dovoljno podataka za izradu crteža zrakoplova MD-20, koji je geometrijom i performansama sličan J-20. Svi podaci i geometrija uzeti su iz [1] te je crtež zrakoplova MD-20 izrađen u programskom paketu *Autocad* (slika 2.1.).



Slika 2.1. Dimenzije zrakoplova MD-20

Pomoću crteža izrađenih u *Autocad*-u u programskom paketu *Autodesk Fusion 360* izrađuje se 3D model zrakoplova MD-20 (slika 2.2.) u svrhu dobivanja podataka potrebnih za nastavak proračuna. Mora se uzeti u obzir da je to pojednostavljena verzija zrakoplova J-20, odnosno naoružanje i nosači na krilima su zanemareni a podvozje je uvučeno. Zbog nedostataka podataka kutevi uvijanja i kutevi dihedrala krila i kanara su zanemareni.



Slika 2.2. 3D model MD-20

Osnovni dostupni podaci o zrakoplovu J-20, preuzeti iz [1] te iz [2], prikazani su u tablici 2.1.

Tablica 2.1. Osnovni podaci zrakoplova J-20

Duljina trupa	18.87 m
Visina	4.39 m
Raspon krila s podtrupnim dijelom	13.5 m
Površina opstrujavanja S_{wet}	281 m^2
Volumen trupa	220 m^3
Masa zrakoplova	18337 kg
Maksimalna poletna masa	37000kg
Profil krila	NACA 64206 X_t= 0.40 t=0.06
Maksimalna brzina	2.5 Ma
Inicijalna brzina penjanja	304 m/s
Duljina potrebne uzletne staze	426 m
Duljina potrebna za ostvarivanje visine iznad piste propisane prema MIL standardu	44 m
Ukupna duljina uzleta	470 m
Kut penjanja za ostvarivanje najveće brzine penjanja (BRC)	19.2°
Motor	2 x AL-31FM2
Maksimalna sila potiska jednog motora s naknadnim izgaranjem	145 kN
Kapacitet spremnika goriva	11340 kg
Dolet zrakoplova	6000 km
Borbeni radius	2000 km
Maksimalno dopušteno opterećenje	+9/-3

U tablici 2.2. nalaze se osnovni podaci zrakoplova MD-20 dobiveni iz crteža i 3D modela a koji su potrebni za nastavak proračuna.

Tablica 2.2. Osnovni podaci zrakoplova MD-20

KRILO	
Korijenska tetiva	c_r = 6.903 m
Vršna tetiva	c_t = 1.562 m
Raspon dva polukrila	b_w=8.624 m
Kut strijele napadnog ruba	Λ_{LE}=46˚
Profil	NACA 64206, x_t= 0.40, t=0.06
TRUP	
Ukupna duljina trupa zrakoplova	l_b=18.87 m
KANARD	
Profil	NACA 64206, x_t= 0.40, t=0.06
Raspon dvaju kanarda bez podtrupnog dijela	b_c = 4.156 m
Korijenska tetiva	c_r = 2.452 m
Vršna tetiva	c_t = 0.623 m
Kut strijele napadnog ruba	Λ_{LE}=46˚
VERTIKALNI REP	
Profil	x_t= 0.40, t=0.07
Dvostruka visina vertikalnog repa	b_V = 4.47 m
Korijenska tetiva	c_r = 2.578 m
Vršna tetiva	c_t = 1.241 m
Kut strijele napadnog ruba	Λ_{LE} = 50˚
ZRAKOPLOV	
Raspon krila s podtrupnim dijelom	b= 13.587 m
Tetiva u osi simetrije zrakoplova	c_0= 8.535 m

Nastavak aerodinamičkog proračuna i procjena aerodinamičkih koeficijenata vrši se prema [3]. Radi olakšanja proračuna oblik našeg zrakoplova MD-20 je pojednostavljen.

2.1.1. Krilo

Prvo se računa kut strijele geometrijskog mjesta točaka 25% tetive krila prema:

$$\tan\Lambda_{1/4} = tan\Lambda_{LE} - 0.25\frac{c_r - c_t}{\frac{b_w}{2}} = 0.7259 \implies \Lambda_{\frac{1}{4}} = 35.97°. \quad (2.1)$$

Zatim se računa kut strijele maksimalne debiljine krila:

$$\tan\Lambda_t = tan\Lambda_{LE} - x_t\frac{c_r - c_t}{\frac{b_w}{2}} = 0.54 \implies \Lambda_t = 28.37°.$$

Površina dvaju polukrila iznosi:

$$S_w = \frac{c_r + c_t}{\frac{b_w}{2}} = 36.5\ \text{m}^2.$$

Nadalje, računamo vitkost krila:

$$\text{AR} = \frac{b_w^2}{S_w} = 2.04.$$

Suženje krila,što je zapravo omjer vršne i korjenske tetive, iznosi:

$$\lambda = \frac{c_t}{c_r} = 0.23.$$

Aerodinamička apscisa za trapeznu noseću površinu iznosi:

$$x_A = \frac{1 + 2\lambda}{1 + \lambda} \cdot \frac{b_w tan\Lambda_{LE}}{6} = 1.77\ \text{m}.$$

Za trapeznu noseću površinu potrebno je izraćunati i aerodinamičku tetivu prema:

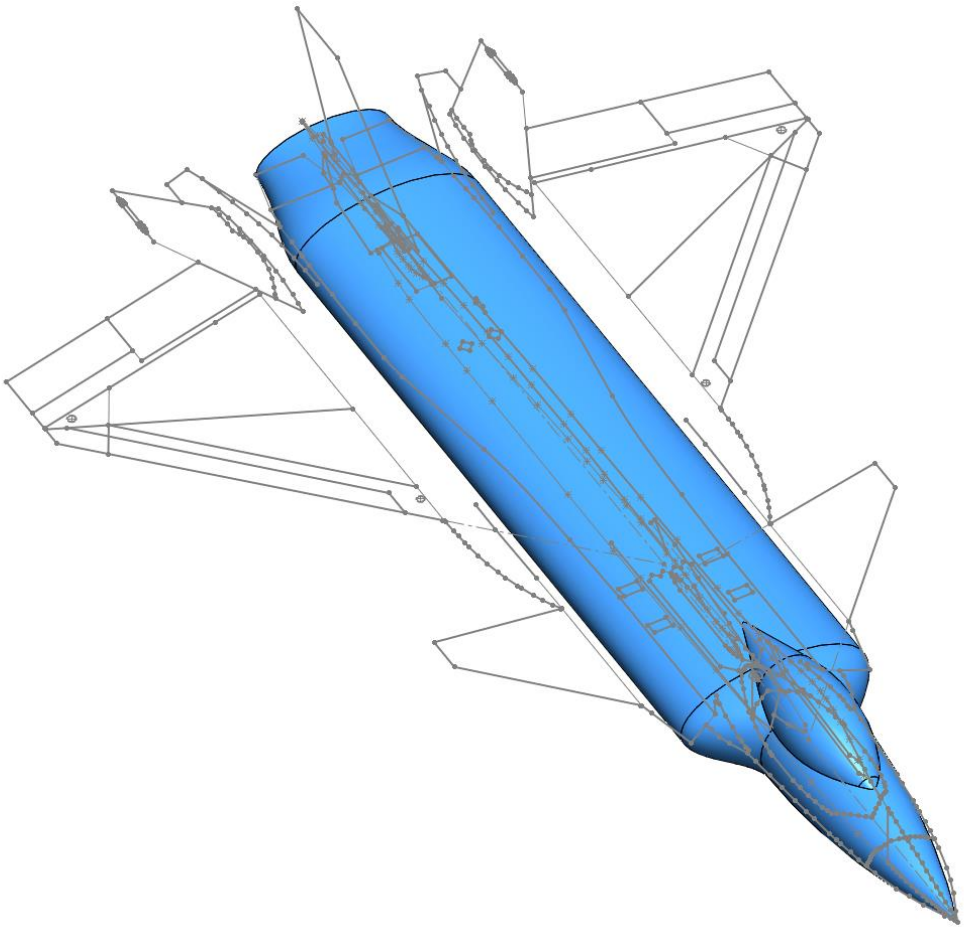
$$c_A = \frac{2}{3}c_r\left[1 + \frac{\lambda^2}{1 + \lambda}\right] = 4.8\ \text{m}.$$

2.1.2. Trup

Maksimalna površina presjeka trupa zrakoplova iznosi S_{max} = 4.84 m^2 i izmjerena je iz 3D modela. Pomoću nje se računa ekvivalentni promjer zrakoplova prema:

$$d_e = 2\sqrt{\frac{S_{max}}{\pi}} = 2.48\ \text{m}.$$

Opstrujavana površina zrakoplova, potrebna za proračun otpora, iznosi S_B=165 m^2. Izmjerena je iz grubog modela dobivenog u programskom paketu *Solidworks* prikazanog na slici 2.3.



Slika 2.3. Površina opstrujavanja

2.1.3. Kanard

Analiza geometrijskih podataka kanarda ista je kao i za krilo.

Prvo se računa kut strijele geometrijskog mjesta točaka 25% tetive kanarda:

$$\tan\Lambda_{1/4} = tan\Lambda_{LE} - 0.25\frac{c_r - c_t}{\frac{b_c}{2}} = 0.8155 \implies \Lambda_{\frac{1}{4}} = 39.2°.$$

Zatim se računa kut stijele maksimalne debiljine kanarda:

$$\tan\Lambda_t = tan\Lambda_{LE} - x_t\frac{c_r - c_t}{\frac{b_c}{2}} = 0.6835 \implies \Lambda_t = 34.35°.$$

Površina dvaju kanarda iznosi:

$$S_c = \frac{c_r + c_t}{\frac{b_c}{2}} = 6.39 \text{ m}^2.$$

Vitkost kanarda:

$$\text{AR} = \frac{b_c^2}{S_c} = 2.7.$$

Suženje kanarda:

$$\lambda = \frac{c_t}{c_r} = 0.25.$$

Za trapeznu noseću površinu aerodinamička apcisa iznosi:

$$x_A = \frac{1 + 2\lambda}{1 + \lambda} \cdot \frac{b_c tan\Lambda_{LE}}{6} = 0.86 \text{ m}.$$

Nadalje, računamo aerodinmičku tetivu kanarda koja iznosi:

$$c_A = \frac{2}{3} c_r \left[1 + \frac{\lambda^2}{1 + \lambda}\right] = 1.7164 \text{ m}.$$

2.1.4. Vertikalni rep

Analiza geometrijskih podataka vertikalnog repa isti je kao i za krilo te kanard.

Kut strijele geometrijskog mjesta točaka 25% tetive vertikalnog repa:

$$\tan\Lambda_{1/4} = tan\Lambda_{LE} - 0.25 \frac{c_r - c_t}{\frac{b_v}{2}} = 1.04 \implies \Lambda_{\frac{1}{4}} = 46.18°.$$

Kut strijele maksimalne debljine vertikalnog repa iznosi:

$$\tan\Lambda_t = tan\Lambda_{LE} - x_t \frac{c_r - c_t}{\frac{b_v}{2}} = 0.952 \implies \Lambda_t = 43.6°.$$

Površina vertikalnog repa je:

$$S_v = \frac{c_r + c_t}{\frac{b_v}{4}} = 4.27 \text{ m}^2$$

dok vitkost vertikalnog repa iznosi:

$$\text{AR} = \frac{b_v^2}{2S_v} = 2.34.$$

Omjer vršne i korijenske tetive, odnosno suženje vertikalnog repa je:

$$\lambda = \frac{c_t}{c_r} = 0.48.$$

Aerodinamička apcisa iznosi:

$$x_A = \frac{1+2\lambda}{1+\lambda} \cdot \frac{b_v tan\Lambda_{LE}}{6} = 1.16 \text{ m},$$

a aerodinamička tetiva je:

$$c_A = \frac{2}{3} c_r \left[1 + \frac{\lambda^2}{1+\lambda}\right] = 1.99 \text{ m}.$$

2.1.5. Zrakoplov

Referentna površina zrakoplova, izračunata prema podacima iz tablice (2.2), iznosi:

$$S_{ref} = \frac{(c_0 + c_t)b}{2} = 68.59 \text{ m}^2.$$

Vitkost krila s podtrupnim dijelom računa se prema:

$$\text{AR} = \frac{b^2}{2S_{ref}} = 2.69 .$$

Suženje krila s podtrupnim dijelom iznosi:

$$\lambda = \frac{c_t}{c_0} = 0.18 .$$

Za trapeznu noseću površinu aerodinamička apcisa računa se prema:

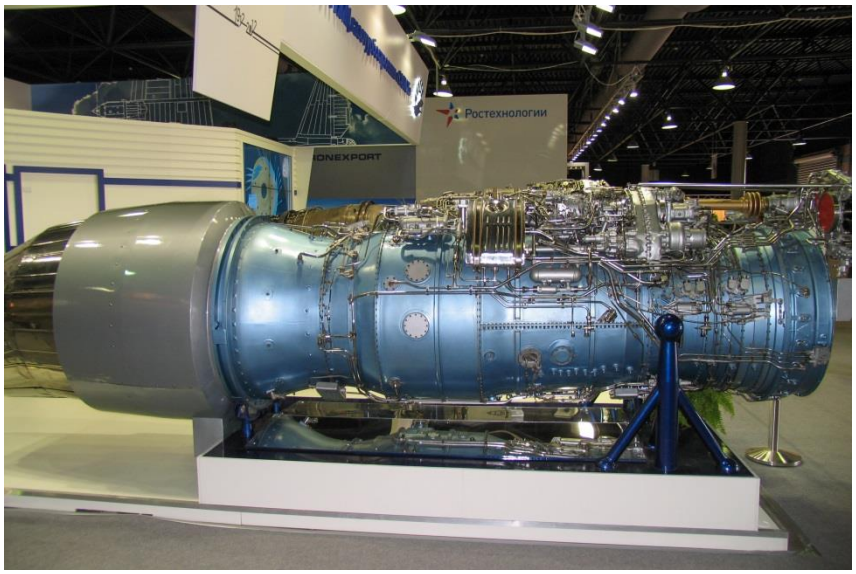
$$x_A = \frac{1+2\lambda}{1+\lambda} \cdot \frac{b tan\Lambda_{LE}}{6} = 2.7 \text{ m} .$$

Također je potrebno i izračunati aerodinamičku tetivu prema:

$$c_A = \frac{4}{3} \frac{S_{ref}}{b} \left[1 + \frac{\lambda}{(1+\lambda)^2}\right] = 5.86 \text{ m} .$$

2.2. Pogon

Saturn AL-31 serija je vojnih turbo-ventilacijskih motora, koje je razvio Lyulka, sada NPO Saturn, u Sovjetskom Savezu i Rusiji. Izvorno su razvijani za zrakoplov Sukhoi Su-27 a danas pogone razne inačice ruskih i kineskih vojnih zrakoplova.

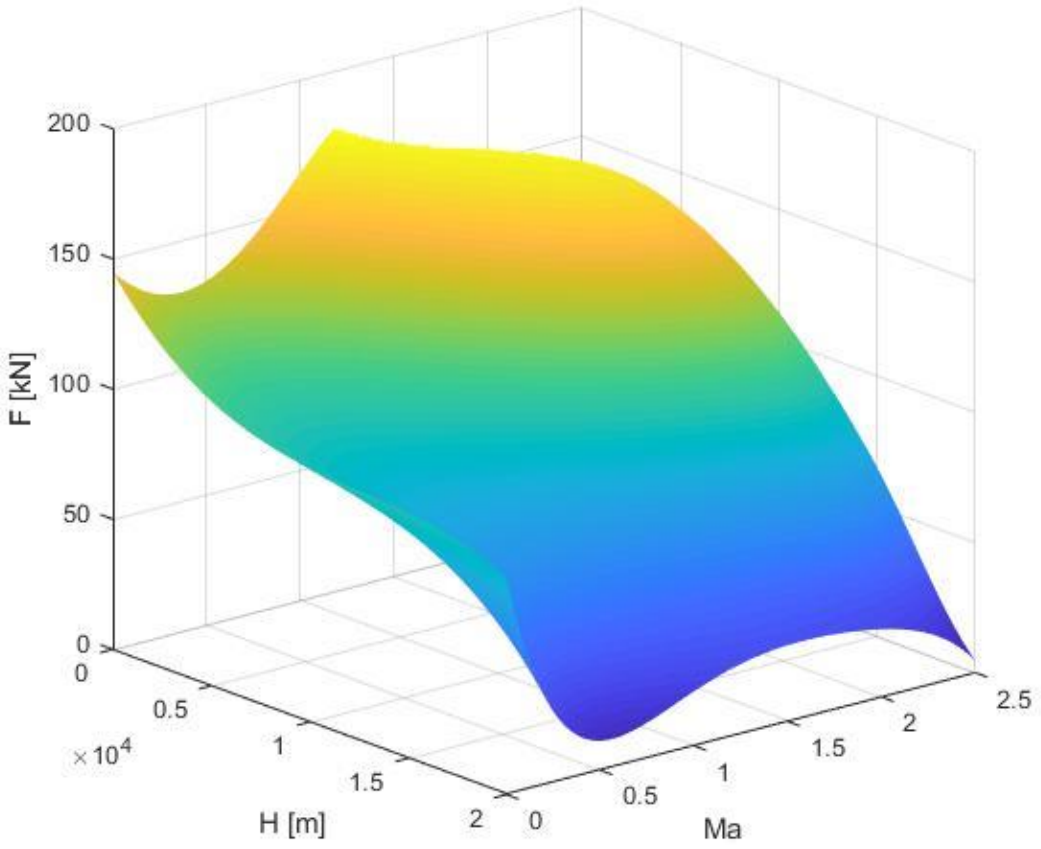


Slika 2.4. AL-31FM2 zrakoplova Chengdu J-20

Al-31FM2 turbo-ventilatorski je motor s maksimalnim vektorom potiska od 145 kN s naknadnim izgaranjem (slika 2.4). Unaprijeđena je verzija Al-31F i danas osim J-20 pogoni i Sukhoi Su-34.

Radi nedostataka podataka o karakteristikama AL-31FM2 motora u svrhu ove analize promatranom zrakolovu MD-20 dodijelili smo motor MD-31, koji po karakteristikama nalikuje motoru Al-31FM2 a dobiven je skaliranjem motora RD-33 ugrađenim u borbeni zrakoplov MIG-29 na željenu maksimalnu silu potiska od 145 kN. Model RD-33 preuzet je iz [4].

Graf sile potiska u ovisnosti o brzini i visini dobiven je pomoću programskog paketa *Matlab* i prikazan je na slici 2.4. Može se očitati da nazivna snaga, odnosno snaga motora na razini mora i nultoj brzini, iznosi 145 kN.



Slika 2.5. Prikaz sile potiska motora MD-31

3. KOEFICIJENT OTPORA ZRAKOPLOVA

Otpor zrakoplova je sila koja djeluje na zrakoplov suprotno smjeru aerodinamičke brzine.

Ukupni otpor zrakoplova dobiva se zbrajanjem nultog i induciranog otpora. Nulti otpor je otpor zrakoplova kada ne postoji uzgon. Određuje se kao zbroj nultih otpora svih komponenti konfiguracije letjelice: krila, tijela, vertikalnog stabilizatora i kanarda. Ovisan je o Machovom broju i označavamo ga sa C_{D0}. Također se može podijeliti prema uzorku nastajanja na tri dijela: otpor dna, otpor trenja i valni otpor. Inducirani otpor je posljedica postojanja uzgona i označavamo ga sa C_{Di}. U svrhu što lakšeg uspostavljanja veze između karakteristika i performansi zrakoplova uvodimo sljedeću jednadžbu:

$$C_D = C_{D0} + KC_L^2 \tag{3.1}$$

koja se također zove i polara zrakoplova. K predstavlja koeficijent induciranog otpora i također je funkcija Machova broja. Logično je da želimo da taj koeficijent bude što manji pošto porastom vrijednosti povećava ukupni koeficijent otpora zrakoplova.

Nastavak proračuna vrši se prema [3] i [5].

3.1. Otpor u subsonici

Do otpora dna dolazi zbog sile kočenja koja je posljedica podtlaka koji nastaje iza površina na dnu pojedinih komponenti zrakoplova. U ovome slučaju njega zanemarujemo jer mu je kabina dobro uklopljena u oblik trupa, ispuh motora smješten je na kraju trupa, nema vanjskih spremnika goriva te naoružanja i nosača istih.

Valni otpor je komponenta aerodinamičkog otpora koja se pojavljuje na krilima i trupu zrakoplova u letu te je posljedica rasporeda tlaka po površini. Kod subsonike je, prema d'Alambertovom principu zasnovanom na neviskoznom strujanju, jednak nuli. Iako znamo da realni uvjeti opstrujavanja ne prate taj princip, opravdano ga je zanemariti zbog zanemarivanja utjecaja stlačivosti pri malim brzinama.

Kod otpora trenja potrebno je odrediti iznos Reynoldsovog broja koji nam određuje hoće li na površini zrakoplova biti laminaran, turbulentan ili prijelazan granični sloj. Računa se pri

brzini sloma uzgona V_{stall} = *185 m/s* i sa vrijednošću kinematske viskoznosti zraka υ = $1.46 \cdot 10^6$.

Bez obzira dali je opstrujavanje subsonično ili supersonično, eksperimentalna ispitivanja pokazala su da je granični za sloj vrijednost Reynoldsovog broja manjeg od 10^5 laminaran a za vrijednost veću od 10^6 turbulentan. Ako je vrijednost Reynoldsovog broja između onda govorimo o laminarno-turbulentnom graničnom sloju. Za proračun koeficijenta trenja c_f u dvodimenzionalnom laminarnom opstrujavanju površine koristimo se formulom (3.2):

$$c_f = \frac{1.3}{\sqrt{Re}}\,, \tag{3.2}$$

dok se za proračun koeficijenta trenja c_f u dvodimenzionalnom turbulentom opstrujavanju koristimo Schlichtingovom formulom (3.3):

$$c_f = \frac{3.91}{(lnRe)^{2.58}}\,. \tag{3.3}$$

Za slučaj dvodimenzionalnog lamianrno-turbulentnog opstrujavanja proračun koeficijenta trenja c_f vršimo formulom (3.4):

$$c_f = \frac{1.3}{\sqrt{Re}}\sqrt{l_t} + \frac{3.91}{(lnRe)^{2.58}}(1 - l_t^{0.8})\,, \tag{3.4}$$

gdje je l_t duljina tijela na kojoj je potpuno razvijen turbulentan granični sloj.

Navedene formule vrijede za opstrujavanje ravnih površina, a pošto su u promatranom slučaju one zakrivljene, dolazi do promjene rasporeda tlaka što bitno utječe na koeficijent trenja. Stoga se koeficijent trenja dvodimenzionalnog strujanja množi koeficijentom oblika F_F koji ovisi o obliku opstrujavane površine i koeficijentom F_S zbog prelaska iz dvodimenzionalnog u trodimenzionalno strujanje. Kod proračuna u subsonici zanemarujemo utjecaj stlačivosti te je koeficijent stlačivosti F_{Ma} jednak je jedinici. Također valja napomenuti da se u režimu subsonike radi pojednostavljenja proračuna otpor trenja uzima kao konstantan.

3.1.1. Krilo

Za slučaj promatranog zrakoplova Reynoldsov broj na kraju krila iznosi:

$$Re = \frac{V \cdot c_A}{\upsilon} = 6.1 \cdot 10^7.$$

Granični sloj koji se formira na krilu je turbulentan, s obzirom da je Reynoldsov broj veći od 10^6, pa se koeficijent trenja c_f u ravninskom strujanju izračunava koristeći se formulom (3.3):

$$c_f = \frac{3.91}{(lnRe)^{2.58}} = 0.0023 .$$

Koeficijent korekcije zbog relativne debljine iznosi:

$$F_F = \left(1 + \frac{0.6\ t}{x_t} + 100t^4\right) = 1.0913 .$$

Dok je koeficijent prijelaza iz dvodimenzionalnog u trodimenzionalno strujanje:

$$F_S = (cos\Lambda_t)^{0.28} = 0.9648 .$$

Koeficijent otpora jednak je:

$$c_d = 2F_F F_{Ma} c_f = 0.005 .$$

Konačno se dobiva koeficijent otpora krila za referentnu površinu S_{ref} = 68.59 m^2:

$$(C_{Df})_W = \frac{S_W}{S_{ref}} c_d F_s = 0.0026 .$$

3.1.2. Trup

Reynoldsov broj se računa za duljinu trupa:

$$Re = \frac{V \cdot l_B}{\upsilon} = 2.6 \cdot 10^8 .$$

S obzirom da je Reynoldsov broj veći od 10^6, granični sloj koji se formira na trupu je turbulentan, pa koeficijent trenja iznosi:

$$c_f = \frac{3.91}{(lnRe)^{2.58}} = 0.0019 .$$

Sada se određuje vitkost tijela koja je definirana kao omjer duljine trupa i ekvivalentnog promjera i iznosi:

$$f = \frac{l_B}{d_e} = 8.16.$$

Koeficijenti korekcije za trup s dobro oblikovanom kabinom iznose:

$$F_F \cdot F_S = 1 + \frac{60}{f^3} + \frac{f}{400} = 1.1308\,.$$

Konačno se računa koeficijent otpora trupa uslijed trenja kojeg treba uvećati za 30% zbog dobre uklopljenosti kabine i kvadratnog poprečnog presjeka:

$$(C_{Df})_B = \frac{S_B}{S_{ref}} \cdot 1.3 \cdot F_F \cdot F_s \cdot F_{Ma} \cdot c_f = 0.0067.$$

Dodatni otpor javlja se kod usisnika, zbog dvostrukog klinastog odvajača graničnog sloja, a proračunava se prema [6].

Potrebne veličine za proračun otpora kod usisnika izmjerene su iz 3D modela zrakoplova i iznose:

visina d_D = 1.215 m,

duljina l_D = 3.54 m,

površina oba usisnika S_D = 1.52 m^2.

Sada se računa Reynoldsov broj za duljinu usisnika:

$$Re = \frac{V l_D}{\nu} = 4.5 \cdot 10^7.$$

S obzirom da je Reynoldsov broj veći od 10^6 , granični sloj koji se formira u usisniku je turbulentan, pa se koeficijent trenja računa prema:

$$c_f = \frac{3.91}{(lnRe)^{2.58}} = 0.0024\,.$$

Koeficijent korekcije zbog oblika usisnika iznosi:

$$F_F = 1 + \frac{d_D}{l_D} = 1.3432\,.$$

Zatim se računa koeficijent otpora usljed trenja u usisnicima:

$$(C_{Df})_D = \frac{S_D}{S_{ref}} \cdot F_F \cdot F_{Ma} \cdot c_f = 0.00007.$$

Konačno se dobiva ukupni otpor trupa zrakoplova:

$$(C_{Df})_{BD} = (C_{Df})_B + (C_{Df})_D = 0.00677.$$

3.1.3. Kanard

Kao i do sad, prvo se računa Reynoldsov broj za kanare koji iznosi:

$$Re = \frac{V \cdot c_A}{\upsilon} = 2.2 \cdot 10^7 .$$

S obzirom da je Reynoldsov broj veći od 10^6 , granični sloj koji se formira na kanardu je turbulentan, pa se koeficijent trenja računa prema:

$$c_f = \frac{3.91}{(lnRe)^{2.58}} = 0.0027 .$$

Koeficijent korekcije zbog relativne debljine kanarda iznosi:

$$F_F = \left(1 + \frac{0.6\ t}{x_t} + 100t^4\right) = 1.0913 .$$

Koeficijent prijelaza iz dvodimenzionalnog u trodimenzionalno strujanje:

$$F_S = (cos\Lambda_t)^{0.28} = 0.9478 .$$

Slijedi da je koeficijent otpora profila jednak:

$$c_d = 2F_F F_{Ma} c_f = 0.0059 .$$

Konačno se računa koeficijent otpora kanarda za referentnu površinu S_{ref}=68.59 m^2:

$$(C_{Df})_C = \frac{S_C}{S_{ref}} c_d F_s = 0.00052 .$$

3.1.4. Vertikalni rep

Reynoldsov broj iznosi:

$$Re = \frac{V \cdot c_A}{\upsilon} = 2.5 \cdot 10^7.$$

S obzirom da je Reynoldsov broj veći od 10^6 , granični sloj koji se formira na vertikalnom repu je turbulentan, pa se koeficijent trenja računa prema:

$$c_f = \frac{3.91}{(lnRe)^{2.58}} = 0.0026\,.$$

Koeficijent korekcije zbog relativne debljine vertikalnog stabilizatora iznosi:

$$F_F = \left(1 + \frac{0.6\,t}{x_t} + 100t^4\right) = 1.1074\,.$$

Koeficijent prijelaza iz dvodimenzionalnog u trodimenzionalno strujanje:

$$F_S = (cos\Lambda_t)^{0.28} = 0.9136\,.$$

Slijedi da je koeficijent otpora profila jednak:

$$c_d = 2F_F F_{Ma} c_f = 0.0058\,.$$

Konačno se računa koeficijent otpora vertikalnog stabilizatora za referentnu površinu S_{ref}=68.59 m^2:

$$(C_{Df})_V = \frac{S_V}{S_{ref}} c_d F_s = 0.00033\,.$$

3.1.5. Zrakoplov

U subsonici zbroj koeficijenata otpora komponenti zrakoplova jednak je ukupnom koeficijentu otpora zrakoplova kojega treba uvećati za 12% zbog toga što se promatra čista konfiguracija sa proširenjem korijena napadnog ruba krila te bez dodatnih antena, usisnika i ostalih detalja.

$$\begin{aligned} C_{D0} &= 1.12\left[\left(C_{Df}\right)_w + \left(C_{Df}\right)_{BD} + \left(C_{Df}\right)_C + \left(C_{Df}\right)_V\right] \\ &= 1.12[0.0026 + 0.00677 + 0.00052 + 0.00033] \\ &= 0.0115 \end{aligned} \tag{3.5}$$

3.2. Otpor u supersonici

Koeficijent otpora zrakoplova u supersoničnom području sastoji se od otpora trenja, koji je konstantan i valnog otpora. Valni otpor u supersonici nastaje uslijed stvaranja udarnih valova a pri konstantnom Machovom broju ovisi samo o promjeni veličine površine poprečnog presjeka zrakoplova *S(x)* okomito na brzinu opstrujavanja. Prema teoriji tankog tijela, za zadani volumen *W* i duljinu tijela *l*, postoji optimalno tijelo odnosno tijelo sa najmanjim valnim otporom (Sears-Haackovo tijelo).

Nastavak proračuna vrši se prema [5] i [7].

Volumen tijela izmjeren je iz 3D modela i iznosi W=120.18 m^3 a duljina trupa iznosi l_b=18.87 m.

Koeficijent A_2 iznosi:

$$A_2 = -\frac{16W}{\pi l^3} = -0.0911\,,$$

a maksimalna površina:

$$S_{max} = -\frac{l^2 A_2}{3} = 10.8121\ \text{m}^2.$$

Koeficijent valnog otpora Sears Haackova tijela je:

$$C_{DW(SH)} = \frac{128W^2}{\pi l^4 S_{max}} = 0.4293\,,$$

Dok se koeficijent otpora zrakoplova uslijed valnog otpora definira pri *Ma=1.2*:

$$C_{DW}(1.2) = \frac{E_{WD} C_{DW(SH)}}{S_{ref}} = 0.025\,,$$

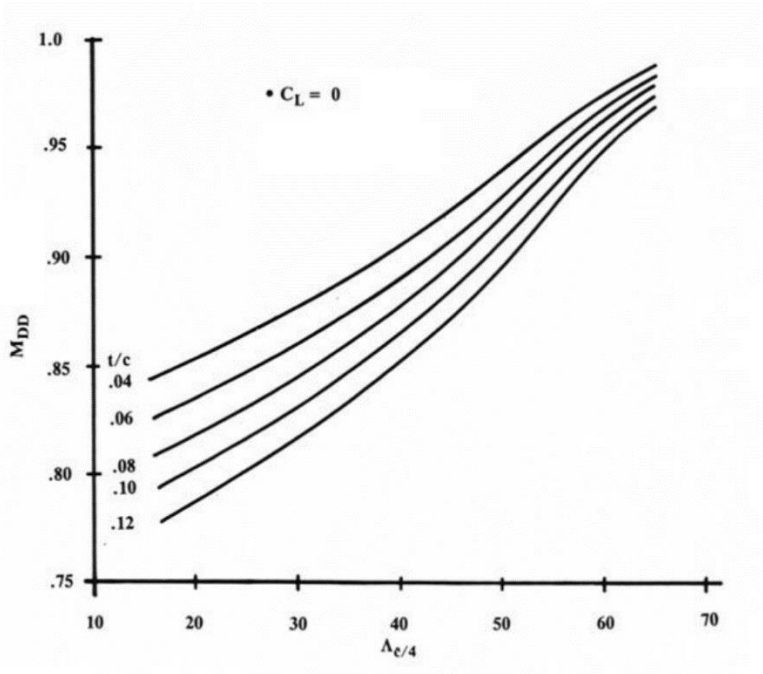
gdje je E_{WD} koeficijent koji opisuje koliko dobro realni oblik zrakoplova prati oblik Sears-Haackova tijela. Za promatrani zrakoplov procjenjeno je E_{WD}=4 prema [6].

S promjenom Machova broja iznad *Ma = 1.2*, valni otpor zrakoplova opada po zakonu:

$$C_{DW}(Ma) = C_{DW}(1.2)[1 - 0.386(Ma - 1.2)^{0.57} - (1 - 0.709\Lambda_{LE}^{0.77})] \qquad (3.6)$$

3.3. Otpor u transonici

Do povećanja otpora u transonici dolazi zbog stvaranja lokalnih udarnih valova koji su posljedica diskontinuiranog povratka supersoničnog strujanja na subsonično strujanje. Ta pojava slabi s udaljavanjem od zrakoplova. *Kritičnim Machovim brojem* nazivamo prvi lokalni Machov broj koji je dostigao supersoničnu vrijednost na zrakoplovu i označavamo ga sa Ma_{cr}. Pored kritičnog Machovog broja definira se točka Ma_{DD} za koju je $C_{D0}(Ma)$ porastao za 0.002 u odnosu na $C_{D0}(Ma<Macr)$. Kako se povećava Machov broj letjelice tako se prva pojava lokalne brzine jednake brzini zvuka može pojaviti na trupu ili na krilu zrakoplova, a usvajamo onu vrijednost koja je manja za kritičnu vrijednost Machova broja letjelice. Za promatrani slučaj zrakoplova ta vrijednost je manja na krilu nego na trupu te se procjena Ma_{DD} na krilu vrši prema metodi tvrtke Boeing [3] (slika 3.1.) i procjenjuje se Ma_{DD}= 0.87.



Slika 3.1. ***(MaDD)$_{L=0}$ = f(Λ1/4,t/c),*** **[3]**

Kako je valni otpor poznat u subsonici i supersonici i kako je sada poznata vrijednost Ma_{DD} i $C_{Dw}(Ma_{DD})$=0.002 preostaje nam još samo odrediti $C_D(Ma)$ u području transonike (u intervalu od Ma_{DD} do 1.2). To vrlo složena zadaća pa ćemo se zadovoljit približnom metodom te definiramo pet točaka:

$$C_{DW}(Ma_{DD} - 0.08) = 0$$

$$C_{DW}(Ma_{DD}) = 0.002$$

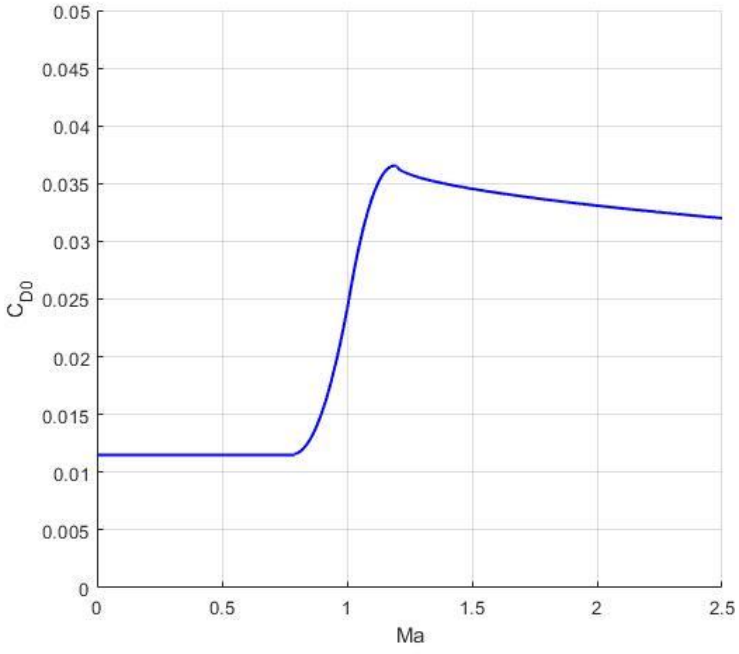
$$C_{DW}(1.00) = \frac{C_{DW}(1.2)}{2} = 0.0125$$

$$C_{DW}(1.05) = C_{DW}(1.2) = 0.025$$

$$C_{DW}(1.2) = 0.025$$

3.4. Ukupni nulti otpor

Budući da su sada poznati otpori u cijelom režimu leta, mogu se prikazati grafičkim prikazom pomoću programskog paketa *Matlab*, slika 3.2. Vidljivo je da je otpor konstantan do područja transonike zato što ovisi samo o trenju. Zatim naglo raste zbog pojave udarnih valova te u području supersonike opada po zakonu $C_{Dw}(Ma)$ (3.6).



Slika 3.2. Ukupni nulti otpor zrakoplova MD-20

3.5. Inducirani otpor

Kod subsonike, radi postojanja sile uzgona, dolazi do nastajanja podtlaka oko prednjeg ruba krila radi prelaska vrtloga zraka sa donje na gornju stranu koji uzrokuje silu u pravcu gibanja.

Tu silu nazivamo silom sisanja i ona smanjuje prirast aksijalne sile. Rezultantna sila tih dviju sila je inducirani otpor i procjenjuje se pomoću Oswaldovog koeficijenta *e* prema Glauertovoj teoriji.

Procjena Oswaldova koeficijenta za zrakoplov s trapeznim strelastim krilom iznosi:

$$e = 4.61(1 - 0.045AR^{0.68})(cos\Lambda_{LE})^{0.15} - 3.1 = 0.9459$$

Koeficijent uzgona krila uslijed napadnog kuta:

$$C_{L\alpha} = \frac{\pi AR(e - eS)}{1 - eS} = 4.077\ ,$$

gdje je koeficijent usisavanja napadnog ruba krila *S*=0.9 .

Koeficijent induciranog otpora za 100% usisavanja napadnog ruba iznosi:

$$K_{100} = \frac{1}{e\pi AR} = 0.165\ ,$$

a koeficijent induciranog otpora za 0% usisavanja napadnog ruba je:

$$K_0 = \frac{1}{C_{L\alpha}} = 0.2453\ .$$

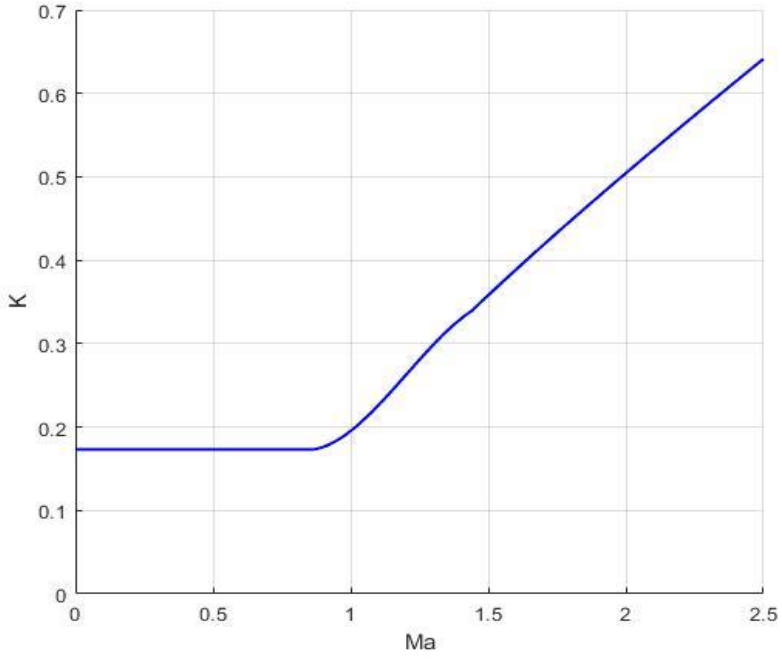
Dozvučni koeficijent *K* induciranog otpora za promatrani slučaj 90% usisavanja napadnog ruba krila, koji vrijedi za subsoniku do brzine Ma_{DD}, računa se pomoću:

$$K = SK_{100} + (1 - S)K_0 = 0.173\ .$$

Koeficijent induciranog otpora poprima vrijednost K_0 za supersoniku od vrijednosti Machova broja:

$$Ma = \frac{1}{cos\Lambda_{LE}} = 1.4396\ .$$

Na slici 3.3. prikazana je ovisnost koeficijenta induciranog otpora o vrijednosti Machova broja.



Slika 3.3. Koeficijent induciranog otpora zrakoplova MD-20

4. ANALIZA ODABRANIH PERFORMANSI

Performanse zrakoplova nam govore o općenitim karakteristikama leta za zadanu energiju letjelice kada nas ne zanima njena stabilnost. U ovome poglavlju analizirati će se područje uporabe zrakoplova, specifična snaga zrakoplova, maksimalna brzina penjanja te koordinirani zaokret. Za analizu performansi koristi se metoda ukupne energije prema [3] gdje je postavljena jednadžba za centar mase zrakoplova:

$$\frac{W}{g}\frac{dV}{dt} = T - D - W sin\gamma. \tag{4.1}$$

Ako joj se pridruži jednadžba koja definira brzinu penjanja kao derivaciju visine leta:

$$\frac{dh}{dt} = V sin\gamma\,, \tag{4.2}$$

eliminacijom kuta γ dobiva se:

$$\frac{d}{dt}\left(h + \frac{V^2}{2g}\right) = \frac{VT - VD}{W}. \tag{4.3}$$

Ako se uvede oznaka:

$$h_e = h + \frac{V^2}{2g}\,, \tag{4.4}$$

zbroj potencijalne i kinetičke energije iznosi:

$$E = mgh + \frac{mV^2}{2} = Wh_e\,, \tag{4.5}$$

što nam predstavlja ukupnu energiju zrakoplova (engl. energy state). Specifična energija h_e je ukupna energija svedena na jedinicu težine zrakoplova te predstavlja visinu na koju se zrakoplov može podići, polazeći od stvarne visine, dok ne potroši svu kinetičku energiju. Također se naziva i energetska visina (engl. energy hight) i mjeri se u metrima.

Za višak snage svedenu na jedinicu težine zrakoplova, odnosno višak specifične snage, sa dimenzijom brzine [m/s] uvodi se sljedeća oznaka:

$$P_s = \frac{VT - VD}{W}. \tag{4.6}$$

Konačno se pomoću (4.4) i (4.6) može napisati energetska jednadžba koja pokazuje da je derivacija specifične energije jednaka višku specifične snage:

$$\frac{dh_e}{dt} = P_s\,. \tag{4.7}$$

Iz (4.6) se vidi da višak specifične snage ovisi o otporu *D* koji je ovisan o brzini leta, normalnom opterećenju te svojstvima zraka:

$$D = qSC_{D0} + \frac{K(nW)^2}{qS} \tag{4.8}$$

Uvrštavanjem (4.8) u (4.6) i dijeljenjem s težinom dobiva se:

$$P_s = \frac{VT}{W} - \frac{\rho S}{2W} C_{D0} V^3 - 2n^2 \frac{KW}{\rho S}\frac{1}{v}, \tag{4.9}$$

gdje raspoloživa pogonska sila *T* i raspoloživa pogonska snaga *VT* čine pogonsku grupu zrakoplova. Ovisne su o Machovom broju i svojstvima zraka.

Za proračun specifičnog viška snage potrebno je znati funkciju pogona *T(Ma,h)* i funkcije otpora C_{D0}*(Ma) i K(Ma)* proračunate u prethodnim poglavljima. Isto tako potrebno je poznavati ovisnost gustoće zraka i brzine zvuka o nadmorskoj visini.

Za nastavak analize odabranih performansi, koja se obavlja pomoću programskog paketa *Matlab* i prema [4], potrebno je još znati masu *m* i referentnu površinu S_{ref} zrakoplova.

Masi zrakoplova odgovara približan zbroj težine praznog zrakoplova i polovice maksimalne težine goriva u unutarnjim spremnicima i ona iznosi:

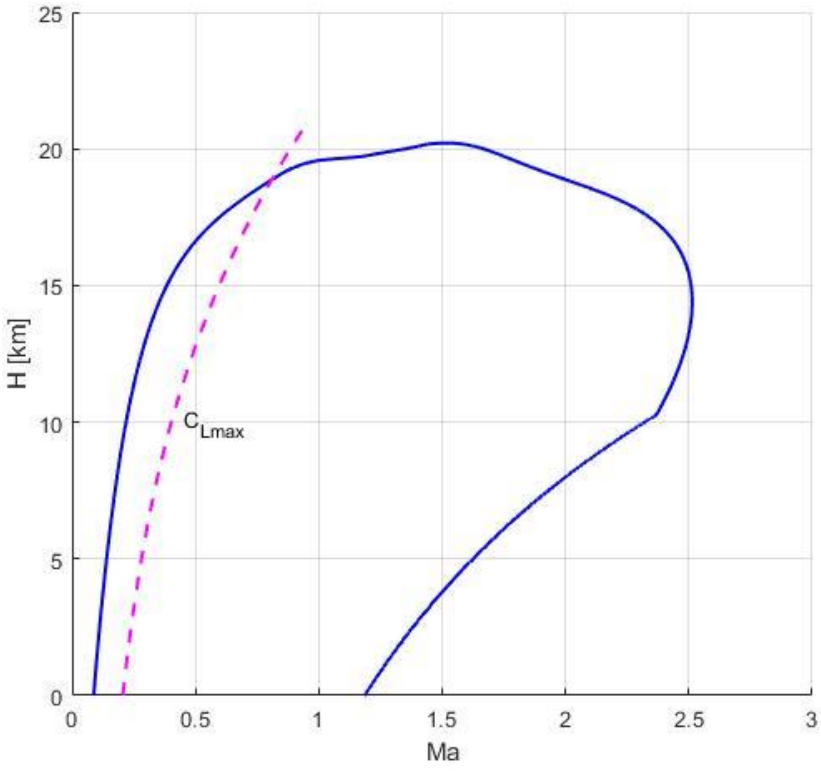
$$m = 25000 \text{ kg},$$

dok referentna površina iznosi:

$$S_{ref} = 68.59 \text{ m}^2.$$

4.1. Područje uporabe zrakoplova

Za određivanje najveće i najmanje moguće brzine leta za različite visine leta promatra se najveća raspoloživa snaga koja se smanjuje kada tlak zraka pada. Kako otpor ovisi o gustoći zraka, a zrak i gustoća ovise o nadmorskoj visini, tako će najmanja i najveća moguća brzina biti različita za razne visine leta. Te brzine ograničavaju područje horizontalnog leta zrakoplova, pa je tako područje u kome je snaga motora veća ili jednaka potrebnoj snazi kod konstantnog opterećenja (n=1) ograničena sa P_s = 0. To se područje naziva i ovojnicom zrakoplova a prikazano je na slici 4.1



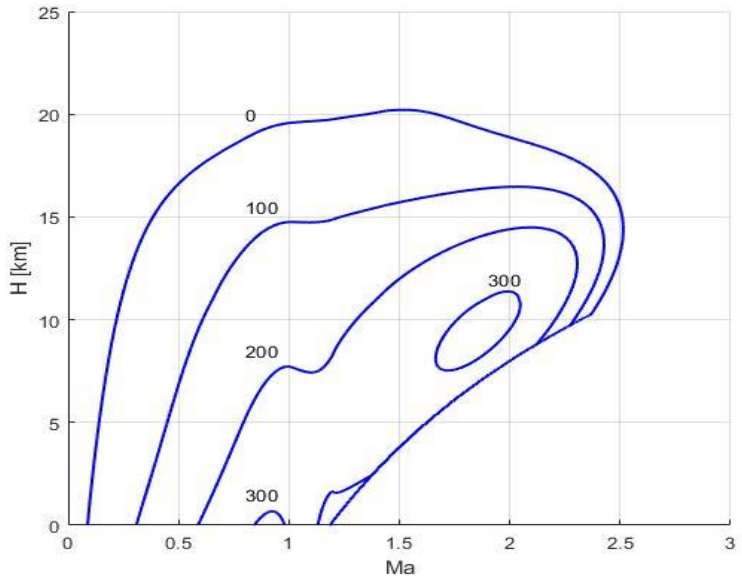
Slika 4.1. Područje uporabe zrakoplova MD-20

Iz dobivene ovojnice moguće je očitati da zrakoplov MD-20 leti nadzvučno na svim visinama i da je mu maksimalna brzina 2.5 Macha. Također se vidi da maksimalna visina leta iznosi 20000 metara.

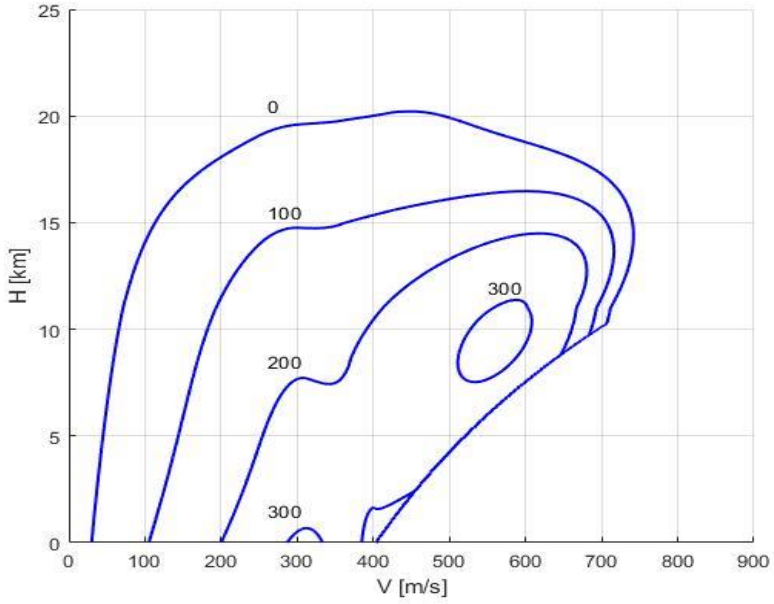
Na istom dijagramu ljubičastom bojom prikazana je vrijednosti maksimalnog koeficijent uzgona C_{Lmax} o ovisnosti Machova broja i visini izračunatog za brzinu sloma uzgona V_{stall} = 70 m/s i o njemu ovisi raspoloživa kutna brzina zrakoplova.

4.2. Višak snage zrakoplova

Kako je pokazana direktna povezanost između sile potiska, odnosno sile otpora sa visinom i Machovim brojem, preko jednadžbe (4.3) može se prikazati promjena viška snage, slika 4.2 i slika 4.3



Slika 4.2. Krivulje *Ps(Ma,H)=const,* za *n*=1 za MD-20



Slika 4.3. Krivulje *Ps(V,H)=const,* za *n*=1 za MD-20

Pomoću ovih rezultata moguće je još odrediti minimalno vrijeme penjanja te režim penjanja s najmanjom potrošnjom goriva što nije uključeno u ovaj rad.

4.3. Brzina penjanja

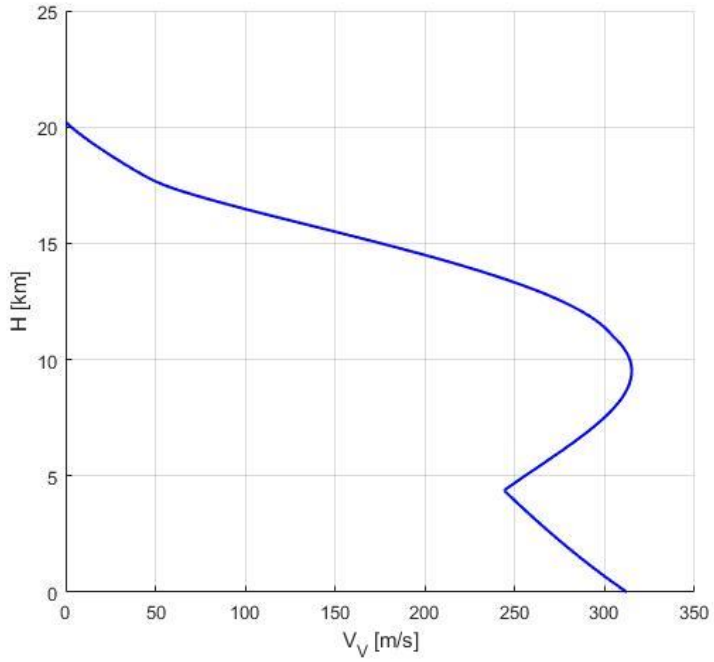
Za pretpostavku konstantne brzine *V*, prema [8], derivacijom jednadžbe (4.4) po vremenu slijedi:

$$\frac{dh_e}{dt} = \frac{dh}{dt} = V_V \, , \tag{4.10}$$

tako da u tim uvjetima vrijedi:

$$P_S = V_V \, . \tag{4.11}$$

Vidi se da brzina penjanja za konstantnu brzinu *V* zapravo odgovara višku specifične snage. Ovisnost brzine penjanja o nadmorskoj visini *H* grafički je prikazana na slici 4.4.

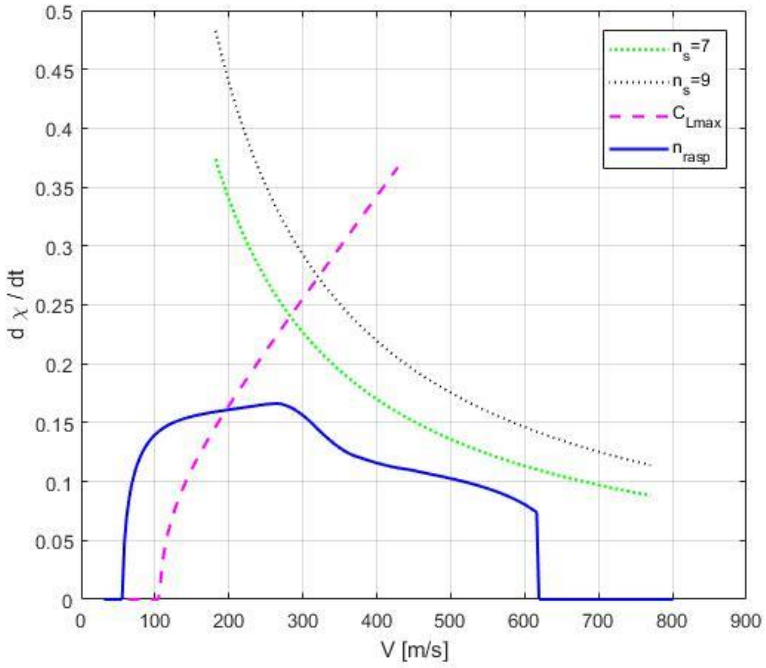


Slika 4.4. Brzina penjanja zrakoplova MD-20

Može se očitati da brzina penjanja na razini mora zrakoplova MD-20 iznosi V_V = 312 m/s a za zrakoplov J-20,prema [9], ona iznosi V_V = 304 m/s. Time je moguće zaključiti da smo vrlo blizu poznatoj performansi.

4.4. Koordinirani zaokret

Poznato je da se koeficijent uzgona a time i inducirani otpor povećavaju kod zaokreta. Zbog povećanja tog otpora potrebno je povećati pogonsku silu kako nebi došlo do pada brzine. Za takav zaokret moraju se uskladiti otkloni krilaca δ_l, kormila visine δ_m i pogonske sile δ_p. Zbog potrebe usklađivanja tih veličina takav zaokret se također naziva i koordinirani zaokret i u njemu se leti sa zadanom konstantnom brzinom, na zadanoj visini te se izvodi sa zadanim polumjerom R. Najveća kutna brzina $\dot{\chi}$ u koordiniranom zaokretu, za zadanu brzinu leta V, određena je sa maksimalnim vrijednostima opterećenja n_s, uzgona C_{Lmax} i pogonske sile T_a i prikazana je na slici 4.5. Izračunata je za masu zrakoplova m = 25000 kg



Slika 4.5. Ograničenje kutnih brzina zrakoplova MD-20 na 8000 m

Zelenom bojom prikazana je kutna brzina pri očekivanom ograničenju koeficijenta opterećenja n_s = 7 u supersonici a crnom bojom pri očekivanom ograničenju koeficijenta opterećenja n_s = 9 u subsonici.

Ljubičastom bojom prikazan je koeficijent maksimalnog uzgona C_{Lmax} a plavom bojom raspoloživo opterećenje zrakoplova n_{rasp}. Raspoloživo opterećenje govori o tome koliko je moguće povećavati normalno opterećenje s obzirom na raspoloživu snagu motora i ono ovisi kako o brzini leta tako i o gustoći zraka.

5. USPOREDBA ODABRANIH PERFORMANSI SA ZRAKOPLOVOM EUROFIGHTER TYPHOON

Kako bi se odredila kvaliteta performansi zrakoplova MD-20 usporedit ćemo ih sa europskih višenamjenskim borbenim zrakoplovom Eurofighter Typhoon (slika 5.1) koji je po karakteristikama sličan kineskom zrakoplovu Chengdu J-20. Uspoređivati će se performanse karakteristične za borbene zrakoplove kao što su područja uporabe zrakoplova, višak specifične snage, brzina penjanja te koordinirani zaokret.



Slika 5.1. Eurofighter Typhoon

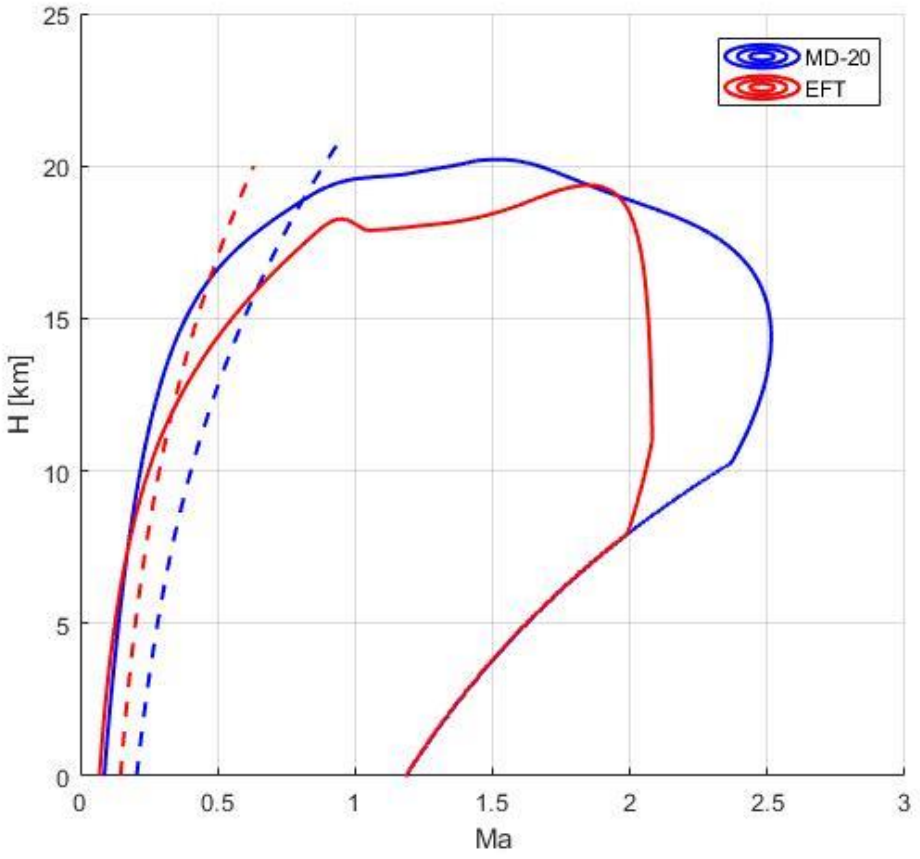
U tablici 5.1. prikazane su osnovne karakteristike zrakoplova Eurofighter Typhoon, mase m = 13250 kg, potrebne za analizu performansi te su preuzete iz [4]. Analiza usporedbi performansi vrši se pomoću programskog paketa *Matlab*.

Tablica 5.1. Osnovne karakteristike zrakoplova Eurofighter Typhoon

Masa praznog zrakoplova	11000 kg
Kapacitet unutarnjih spremnika goriva	4500 kg
Maksimalna poletna masa	23500 kg
Raspon krila	10.95 m
Ukupna duljina	15.96 m
Ukupna visina	5.28 m
Brzina sloma uzgona	185 km/h
Inicijalna brzina penjanja	315 m/s
Maksimalna brzina	2 Ma
Leti nadzvučno na svim visinama	
Maksimalna visina leta	19800 m
Maksimalno dopušteno opterećenje	+9/-3
Maksimalna potisna sila motora	2 x 90 kN

5.1. Usporedba područja uporabe zrakoplova

Kao osnovna karakteristika za usporedbu promatra se ovojnica odnosno područje uporabe ova dva zrakoplova. Iz grafičkog prikaza ovojnice na slici 5.2. vidi se da zrakoplov MD-20 može letiti na većim visina pri brzini od 1.5 Mach te da ima veću maksimalnu visinu leta . Također je očito da MD-20 može letiti brže pri istima visnama kao i Eurofighter Typhoon i da ima veću brzinu sloma uzgona.

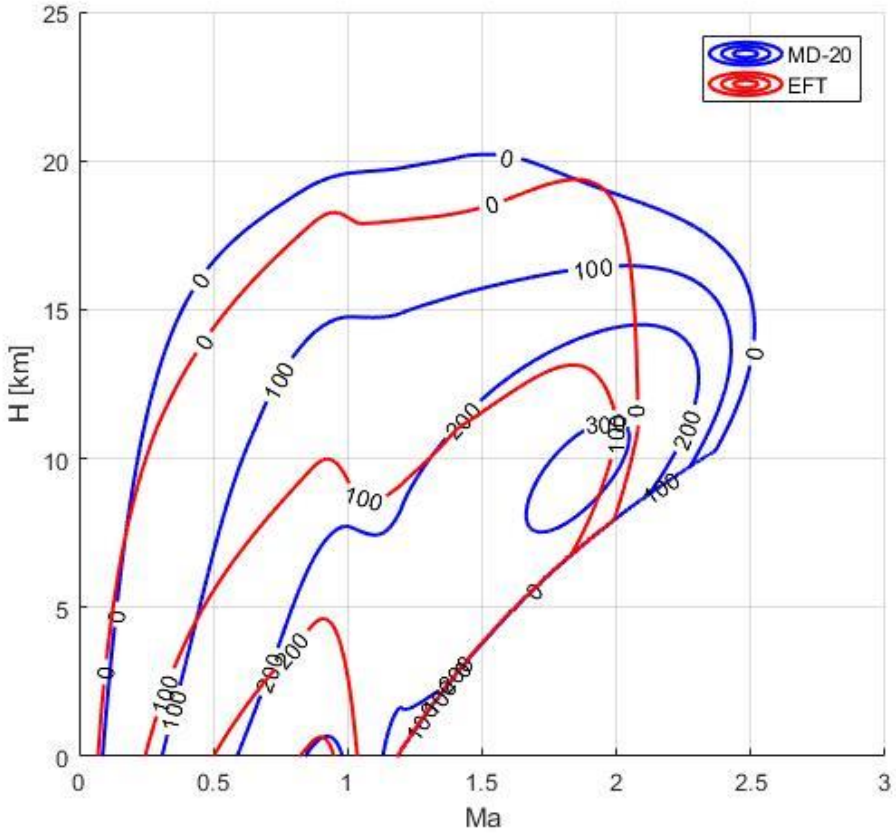


Slika 5.2. Usporedba područja uporabe

5.2. Usporedba specifičnog viška snage

Jedne od važnih performansi lovačkih zrakoplova su performanse njihovih motora pri različitim visinama i Machovim brojem, pa će se tako uspoređivati i višak specifične snage ova dva borbena jednosjeda.

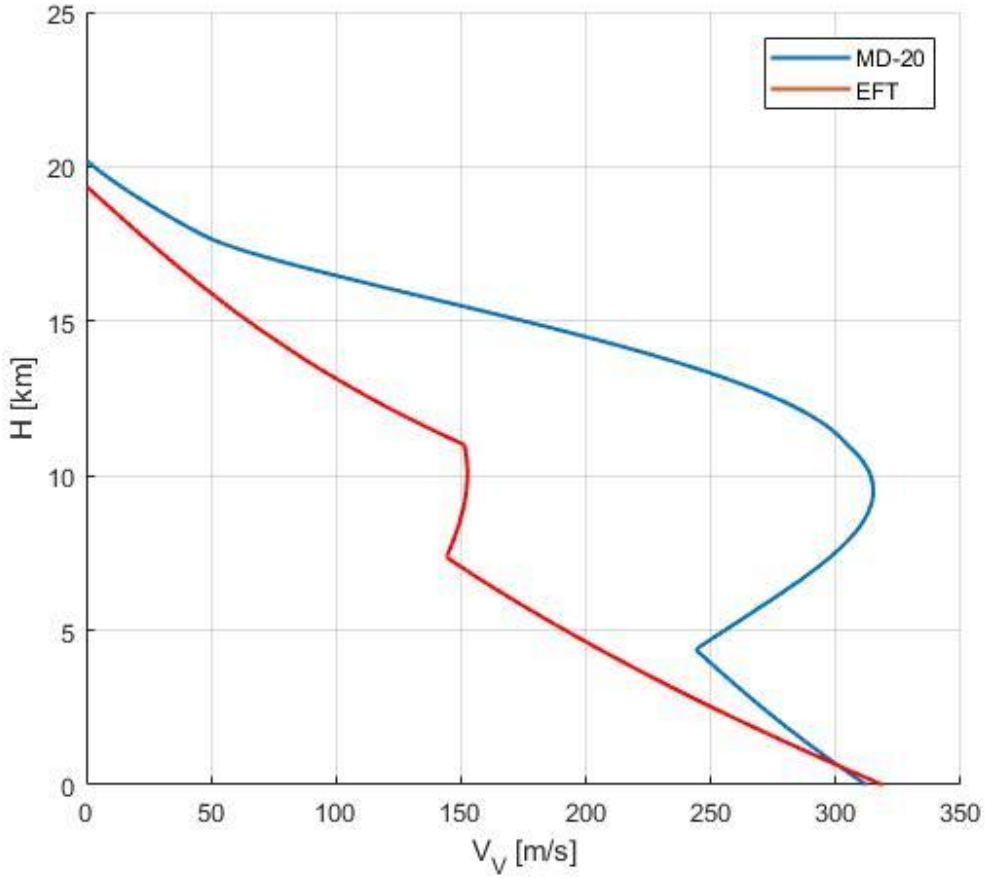
Grafički prikaz usporedbe specifičnog viška snage prikazan je na slici 5.3. Iz dijagrama se može očitati da MD-20 veći višak specifične snage za promatranu visinu leta i Machov broj.



Slika 5.3. Usporedba specifičnog viška snage

5.3. Usporedba brzine penjanja

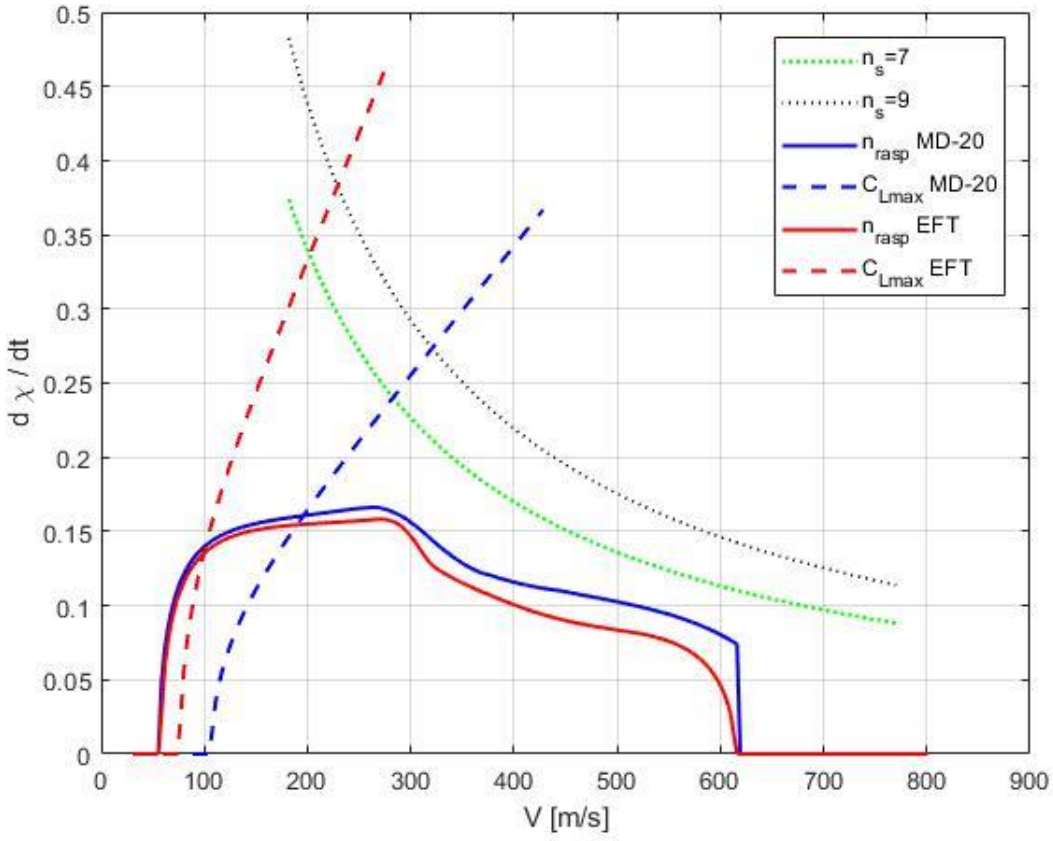
Kao kriterij usporedbe performansi ova dva borbena zrakoplova može se uzeti i ovisnost brzine penjanja V_V o nadmorskoj visini H. Ta usporedba prikazana je grafički na slici 5.4. Jasno je da zrakoplov MD-20 ima puno veću brzinu penjanja u odnosu na Eurofighter Typhoon što je logično zbog velike razlike u specifičnoj snazi ova dva zrakoplova prikazane na slici 5.3.



Slika 5.4. Usporedba brzine penjanja

5.4. Usporedba koordiniranog zaokreta

Usporedba performansi zrakoplova MD-20 i Eurofighter Typhoon također se može prikazati i pomoću grafičkog prikaza brzine ovisne o kutnoj brzini odnosno usporedbom raspoloživog opterećenja n_{rasp} i maksimalnog koeficijenta uzgona C_{Lmax} (slika 5.5). Vidljivo je da zrakoplov MD-20 ima veće raspoloživo opterećenje zbog veće snage motora i veći maksimalni koeficijent uzgona nego njegov protivnik.



Slika 5.5. Usporedba koordiniranog zaokreta

6. ZAKLJUČAK

Cilj ovog završnog rada bio je prikazati sve potrebne podatke o promatranom zrakoplovu, izračunati i prikazati otpor te značajke pogona, analizirati odabrane performanse i usporediti rezultate istih sa performansama sličnog zrakoplova. Na početku je definirana geometrija zrakoplova MD-20 koja je nalik promatranom modernom borbenom zrakoplovu pete generacije Chengdu J-20 te su prikupljeni i izračunati svi podaci potrebni za nastavak izračuna otpora i analizu performansi. Zrakoplovu MD-20 dodjeljen je motor MD-31 koji po karakteristikama nalikuje motoru Al-31FM2 a koji je dobiven skaliranjem motora RD-33 ugrađenim u borbeni zrakoplov MIG-29 na maksimalnu silu potiska AL-31FM2. Tijekom proračuna otpora koji se javlja u letu zrakoplova analizirane su pojedine komponente pojednostavljene konfiguracije kanard – delta krilo te je njihovim zbrajanjem dobiven ukupni otpor zrakoplova u subsonici. Otpor u supersonici proračunat je za cijeli zrakoplov MD-20.
Provedena je analiza odabranih performansi zrakoplova MD-20 pomoću metode ukupne energije. Određeno je područje uporabe zrakoplova, višak njegove specifične snage te ovisnost opterećenja i maksimalnog koeficijenta uzgona o brzini leta i kutnoj brzini. Također je analizirana brzina penjanja radi poznavanja stvarne brzine penjanja zrakoplova J-20 radi mogućnosti usporedbe rezultata. Nakon toga provedena je usporedba performansi zrakoplova MD-20 sa performansama zrakoplova sličnih karakteristika Eurofighter Typhoon. Zaključno, promatrani zrakoplov MD-20, nalik na kineskog lovca J-20, ima općenito bolje performanse od europskog suparnika Eurofighter Typhoon.

7. LITERATURA

[1] Wikipedia. URL: https://en.wikipedia.org/wiki/Chengdu_J-20 (12.9.2019.)

[2] Lake, J. "Out in the Open, Chengdu's Jian-20." Air International. February 2011.

[3] Slobodan Janković. *Mehanika leta zrakoplova*. Fakultet strojarstva i brodogradnje, Zagreb, 2002.

[4] Andrić, M. *Usporedba performansi mlaznih borbenih zrakoplova primjenom metode ukupne energije.* Fakultet strojarstva i brodogradnje, Zagreb, 2014.

[5] Slobodan Janković, *Nastavni materijali iz kolegija Aerodinamika II.* Fakultet strojarstva i brodogradnje, Zagreb 2010.

[6] Daniel P. Raymer. *Aircraft Design: A Conceptual Approach.* American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Washington, D.C., 1992.

[7] Andrić, M. *Izračun otpora i značajki motora za analizu performansi modernog mlaznog lovačkog zrakoplova*. Fakultet strojarstva i brodogradnje, Zagreb, 2011.

[8] Janković, S. i Vrdoljak, M. *Performanse zrakoplova-predavanja*, Fakultet strojarstva i brodogradnje, Zagreb, 2016.

[9] Air Force Technology. URL: https://www.airforce-technology.com/projects/chengdu-j20/ (16.9.2019.)