

Izračun otpora i značajki motora za analizu performansi modernog mlaznog lovačkog zrakoplova

Andrić, Marijan

Undergraduate thesis / Završni rad

2011

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:235:693249>

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

Download date / Datum preuzimanja: **2024-12-01**

Repository / Repozitorij:

[Repository of Faculty of Mechanical Engineering and Naval Architecture University of Zagreb](#)



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

ZAVRŠNI RAD

Marijan Andrić

ZAGREB, 2011.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

ZAVRŠNI RAD

IZRAČUN OTPORA I ZNAČAJKI MOTORA ZA ANALIZU
PERFORMANSI MODERNOG MLAZNOG LOVAČKOG
ZRAKOPLOVA

Voditelj rada:

Prof.dr.sc. Branimir Matijašević

Marijan Andrić

ZAGREB, 2011.

— *Ovdje umetni tekst zadatka za završni rad!* —

Htio bih se zahvaliti mentoru prof. dr. sc. Brnimiru Matijaševiću te doc. dr. sc. Milanu Vrdoljaku na pomoći, strpljenu i savjetima tijekom izrade ovog završnog rada. Također se zahvaljujem svojoj obitelji na podršci tijekom studiranja.

Izjava

Izjavljujem da sam ovaj rad izradio samostalno koristeći se navedenom literaturom, vlastitim stečenim znanjem za vrijeme studija na Fakultetu strojarstva i brodogradnje, smjer zrakoplovstvo.

Zagreb, srpanj 2011.

Marijan Andrić

Sadržaj

Sadržaj	v
Sažetak	vii
Popis slika	viii
Popis tablica	ix
Popis oznaka	x
1. Uvod	1
2. Podaci i geometrija	3
2.1. Krilo	5
2.2. Trup	6
2.3. Kanard	6
2.4. Vertikalni rep	7
2.5. Zrakoplov	8
2.6. Ostali dostupni podaci o zrakoplovu	9
3. Koeficijent otpora zrakoplova	10
3.1. Otpor u subsonici	10
3.1.1. Krilo	11
3.1.2. Trup	12

3.1.3. Kanard	14
3.1.4. Vertikalni rep	14
3.1.5. Zakoplov	15
3.2. Otpor u supersonici	16
3.3. Otpor u transonici	17
3.4. Ukupni otpor	18
3.5. Inducirani otpor	19
4. Pogon	21
4.1. General Electric F404-GE-400	21
4.2. Volvo RM12	23
4.3. Karakteristika motora	24
5. Analiza performansi	27
5.1. Opterećenje	28
5.2. Ovojnica leta	30
5.3. Penjanje	31
5.3.1. Minimalno vrijeme penjanja	32
6. Zaključak	35
Literatura	36

Sažetak

Tema ovog završnog rad je izračun otpora i značajki motora za analizu performansi modernog mlaznog lovačkog zrakoplova. U svrhu ovog završnog rada zamišljen je zrakoplov LZ-39, nalik na stvarni moderni mlazni lovački zrakoplov JAS39C Gripen. Zamišljenom zrakoplovu je dodjeljen zamišljeni mlazni motor MM-39, čija karakteristika također nalikuje motoru zrakoplova JAS39C Gripen. Prikupljeni su dostupni podaci o performansama, usvojena je polazna geometrija, te je uz pomoć dostupne literature određen koeficijent sile otpora u ovisnosti o brzini leta. Zatim su doređene značajke motora u ovisnosti o brzini i visini leta. Performanse zrakoplova određene su metodom ukupne energije i predstavljaju obuhvatne performanse zrakoplova LZ-39. Rezultati analiza uključuju: prikaz opterećenja koja zrakoplov može razviti, ovojnici leta zrakoplova, inicijalnu brzinu penjanja i minimalno vrijeme penjanja zrakoplova.

Popis slika

1.1	SAAB JAS-39 Gripen	2
2.1	3D model LZ-39	3
2.2	LZ-39 s prikazanim dimenzijama	4
3.1	Promjena površine poprečnog presjeka - LZ-39	17
3.2	Nulti otpor - LZ-39	18
3.3	Koeficijent induciranog otpora - LZ-39	20
4.1	Volvo RM12	21
4.2	Izmjerena karakteristika F404-GE-400 (anglosaksonske jedinice)	24
4.3	3D prikaz sile potiska - F404-GE-400	25
4.4	3D prikaz sile potiska - MM-39	26
5.1	Krivulje $n(Ma, h) = const.$ za $P_S = 0$ - LZ-39	29
5.2	Ovojnica leta - LZ-39	30
5.3	Krivulje $P_S(Ma, h) = const.$ za $n = 1$ - LZ-39	31
5.4	Penjanje do 10000 m - LZ-39	33
5.5	Penjanje do 14000 m - LZ-39	34

Popis tablica

2.1	Dostupni podaci o performansama JAS39C Gripen	9
4.1	Usporedba: F404-400 i RM12	23

Popis oznaka

\bar{t}	najveća relativna debljina	5
\bar{x}_t	mjesto najveće relativne debljine	5
b_W	raspon krila bez podtrupnog dijela, [m]	5
c_r	korijenska tetiva, [m]	5
c_t	vršna tetiva, [m]	5
Λ_{LE}	strijela napadnog ruba, [o]	5
$\Lambda_{1/4}$	strijela mjesta točaka četvrtine tetive, [o]	5
S_W	površina dvaju polukrila, [m ²]	5
\mathcal{AR}	vitkost (aspect ratio)	5
\mathcal{AR}	vitkost (aspect ratio)	5
x_A	aerodinamička apscisa napadnog ruba, [m]	5
c_A	srednja aerodinamička tetiva, [m]	5
l_B	duljina trupa, [m]	6
d_e	ekvivalentni promjer, [m]	6
S_{max}	maksimalna površina presjeka trupa, [m ²]	6
S_B	opstrujavana površina trupa, [m ²]	6
b_C	raspon kanara bez podtrupnog dijela, [m]	6
S_C	površina dvaju kanarda, [m ²]	6
b_V	dvostruka visina vertikalnog repa, [m]	7
S_V	površina vertikalnog repa, [m ²]	7
b	raspon krila s podtrupnim dijelom, [m]	8
c_0	tetiva krila u osi simetrije zrakoplova, [m]	8

S_{ref}	referentna površina, [m ²]	8
C_D	koeficijent otpora	9
C_{D0}	koeficijent nultog otpora	9
K	koeficijent induciranog otpora	9
C_L	koeficijent uzgona	9
c_f	koeficijent trenja polče	11
Re	Reynoldsov broj	11
ν	kinematska viskoznost, [m ² /s]	11
V	brzina, [m/s]	11
F_F	koeficijent oblika	12
F_S	koeficijent prelaska iz 2D u 3D strujanje	12
F_{Ma}	koeficijent stlačivosti	12
c_d	koeficijent otpora profila	12
C_{Df}	koeficijent otpora tijela uslijed trenja	12
f	vitkost tijela	12
d_D	visina divertera, [m]	13
l_D	duljina divertera, [m]	13
S_D	površina divertera, [m ²]	13
C_{DW}	koeficijent valnog otpora tijela	16
W	volumen, [m ³]	16
$C_{L\alpha}$	koeficijent uzgona krila uslijed napadnog kuta	19
S	koeficijent usisavanja napadnog ruba krila	19
W	težina, [N]	27
g	ubrzanje slie teže, [m/s ²]	27
T	sila potiska, [N]	27
D	sila otpora, [N]	27
γ	kut penjanja, [°]	27
h	visina, [m]	27
h_e	energetska visina, [m]	27
E	energija, [J]	27
P_S	specifični višak snage, [m/s]	28
n	opterećenje	28

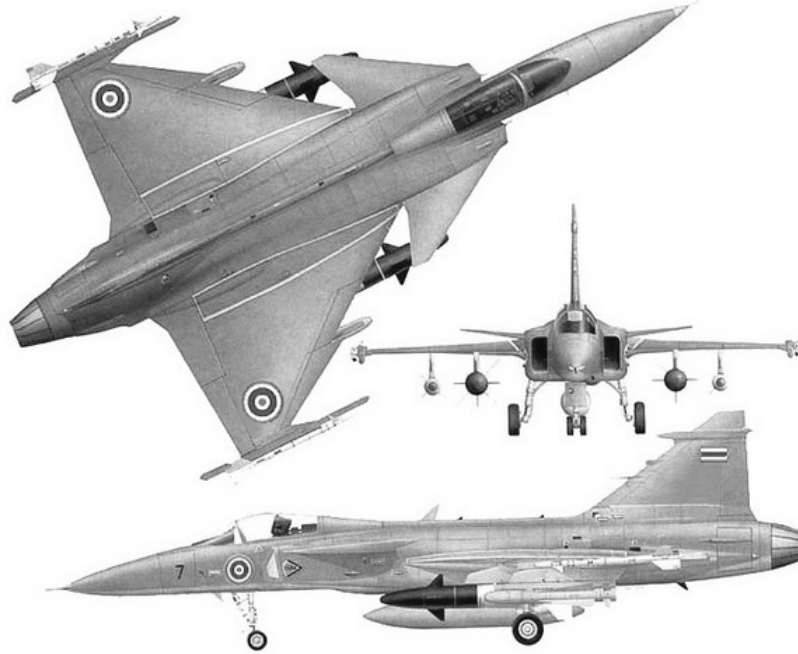
a	brzina zvuka, [m/s]	28
V_V	vertikalna brzina, [m/s]	31
t	vrijeme penjanja, [s]	12

1 | Uvod

Proteklih godina aktualizirano je pitanje nabave eskadrile višenamjenskih borbenih zrakoplova za potrebe Ministarstva obrane Republike Hrvatske. Odluka o odabiru zrakoplova neće biti laka niti jednostavna, jer se odgovor krije u kompromisu između, prvenstveno potreba Republike Hrvatske, tehničkih karakteristika te financijskog, gospodarskog i političkog aspekta nabave zrakoplova. Kao ozbiljni kandidat istaknuli su se slijedeći zrakoplovi: Eurofighter Typhoon, JAS-39 Gripen, F-16 Fighting Falcon, Mirage 2000, MIG-29, F-4.

Hrvatskoj je potreban nadzvučni višenamjenski zrakoplov sposoban za presretanje u što kraćem vremenu, naoružanjem i elektroničkim sustavima prilagođen NATO standardima, s jednostavnim i ekonomičnim održavanjem. U tom svjetlu, za bazu ovdje analiziranog zrakoplova, odabran je JAS-39 Gripen.

SAAB JAS-39 Gripen je višenamjenski borbeni zrakoplov nove generacije, u potpunosti razvijen za ratovanje u mrežnom okruženju. Potpuno integrirana digitalna avionika, pametna digitalna pilotska kabina, mali radarski, infracrveni i vizualni otisak, dalekometni višefunkcijski radar samo su neke od odlika ovoga zrakoplova. Napredna aerodinamika, utemeljena na uskoj sprezi kanarda i delta krila, osigurava mu status jednog od najpokretljivijih lovačkih zrakoplova za blisku zračnu borbu u svijetu. Visoka razina operativne raspoloživosti, kratko vrijeme pripreme za novu borbenu zadaću, mogućnost korištenja improviziranih uzletno-sletnih staza i minimalna logistička potpora omogućavaju izvođenje velikog broja borbenih letova i najzahtjevnijih borbenih operacija s minimalnim resursima. Gripen ima niske operativne troškove u odnosu na ostale orbene zrakoplove u operativnoj upotrebi, što je postignuto kombinacijom napred-



Slika 1.1: SAAB JAS-39 Gripen

nih sustava i komponenti visoke tehnologije te vrlo pouzdanog mlaznog motora Volvo RM12.

Trenutno glavni model ovoga zrakoplova je jednosjed, "C" inačica, uveden u uporabu 2002. godine. Postoji i dvosjed, "D" inačica, koji posjeduje sve operativne sposobnosti jednosjeda, a idealan je za preobuku, borbenu obuku pilota i uvježbavanje kompleksnih taktičkih scenarija. Stariji model je imao oznaku A, odnosno B.

Za potrebe ovoga rada, zamišljen je zrakoplov LZ-39¹, performansama i geometrijom nalik na zrakoplov JAS-39C Gripen. Cilj ovoga rada je analizirati performanse zrakoplova LZ-39, koje se određuju za zrakoplov u horizontalnom letu. Za provedbu izračuna performansi nužno je odrediti aerodinamički koeficijent sile otpora te značajke pogonske sile motora. Prethodno je bilo potrebno usvojiti polaznu geometriju letjelice.

¹Lovački zrakoplov 39.

2 Podaci i geometrija

Geometrija zamišljenog zrakoplova je jednaka pojednostavljenoj geometriji baznog zrakoplova s uvučenim podvozjem, bez naoružanja i nosača na krilima. Zanemareni su kutevi uvijanja i kutevi dihedrala krila i kanarda, koji su nepoznati, a pošto su mali, nemaju velik utjecaj na rezultate ove analize. Za potrebe definiranja geometrije i kasniji proračun otopra zrakoplova, pomoću prikupljenih slika i crteža, izrađen je 3D model zrakoplova (Slika 2.1). Slika 2.2 prikazuje dimenzije usvojene geometrije letjelice.



Slika 2.1: 3D model LZ-39

2.1. Krilo

Promatraju se dva polukrila zrakoplova bez podtrupnog dijela. Profil krila je nepoznat, pa je pretpostavljen dijamantni profi slijedećih geometrijskih karakteristika: $\bar{t} = 0.04$ i $\bar{x}_t = 0.40$. Raspon dvaju polukrila je $b_W = 6.50$ m, korjenska tetiva iznosi $c_r = 5$ m, a vršna $c_t = 1$ m. Kut strijele napadnog ruba iznosi $\Lambda_{LE} = 51^\circ$.

Kut strijele geometrijskog mjesta točaka 25% tetive krila:

$$\tan \Lambda_{1/4} = \tan \Lambda_{LE} - 0.25 \frac{c_r - c_t}{b_W/2} = 0.7476 \quad \Rightarrow \quad \Lambda_{1/4} = 42.84^\circ.$$

Kut strijele maksimalne debljine krila:

$$\tan \Lambda_t = \tan \Lambda_{LE} - \bar{x}_t \frac{c_r - c_t}{b_W/2} = 0.8901 \quad \Rightarrow \quad \Lambda_t = 36.60^\circ.$$

Površina dvaju polukrila:

$$S_W = \frac{(c_r + c_t)b_W}{2} = 19.50 \text{ m}^2.$$

Vitkost krila:

$$\mathcal{R} = \frac{b_W^2}{S_W} = 2.17.$$

Suženje krila:

$$\lambda = \frac{c_t}{c_r} = 0.20.$$

Aerodinamička apscisa za trapeznu noseću površinu prema [1] iznosi:

$$x_A = \frac{1 + 2\lambda}{1 + \lambda} \frac{b_W \tan \Lambda_{LE}}{6} = 1.56 \text{ m},$$

gdje je λ omjer vršne i korjenske tetive i iznosi $\lambda = 0.20$. Za trapeznu noseću površinu potrebno je izračunati i aerodinamičku tetivu c_A prema [1]:

$$c_A = \frac{2}{3} c_r \left[1 + \frac{\lambda^2}{1 + \lambda} \right] = 3.44 \text{ m}.$$

2.2. Trup

Ukupna duljina trupa zrakoplova iznosi $l_B = 14.10$ m. Maksimalna površina presjeka trupa zrakoplova, izmjerena iz 3D modela, iznosi $S_{max} = 1.95 \text{ m}^2$. Pomoću nje možemo odrediti ekvivalentni promjer:

$$d_e = 2\sqrt{\frac{S_{max}}{\pi}} = 1.58 \text{ m.}$$

Opstrujavana površina trupa: $S_B = 59.28 \text{ m}^2$, također izmjerena iz 3D modela.

2.3. Kanard

Profil kanarda je također nepoznat pa je pretpostavljen jednak profil kao i za krilo, karakteristika: $\bar{t} = 0.04$ i $\bar{x}_t = 0.4$. Raspon dvaju kanarda bez podtrupnog dijela je $b_C = 2.5$ m, korjenska tetiva iznosi $c_r = 1.85$ m, a vršna $c_t = 0.47$ m. Kut strijele napadnog ruba iznosi $\Lambda_{LE} = 58^\circ$.

Kut strijele geometrijskog mjesta točaka 25% tetive kanarda:

$$\tan \Lambda_{1/4} = \tan \Lambda_{LE} - 0.25 \frac{c_r - c_t}{b_C/2} = 0.9240 \quad \Rightarrow \quad \Lambda_{1/4} = 52.94^\circ.$$

Kut strijele maksimalne debljine kanarda:

$$\tan \Lambda_t = \tan \Lambda_{LE} - \bar{x}_t \frac{c_r - c_t}{b_C/2} = 0.8588 \quad \Rightarrow \quad \Lambda_t = 49.21^\circ.$$

Površina dvaju kanarda:

$$S_C = \frac{(c_r + c_t)b_C}{2} = 2.90 \text{ m}^2.$$

Vitkost kanarda:

$$R = \frac{b_C^2}{S_C} = 2.16 .$$

Suženje kanarda:

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

Aerodinamička apscisa za trapeznu noseću površinu prema [1] iznosi:

$$x_A = \frac{1 + 2\lambda}{1 + \lambda} \frac{b_C \tan \Lambda_{LE}}{6} = 0.8019 \text{ m},$$

gdje je λ omjer vršne i korjenske tetive i iznosi $\lambda = 0.345$. Za trapeznu noseću površinu potrebno je izračunati i aerodinamičku tetivu c_A prema [1]:

$$c_A = \frac{2}{3} c_r \left[1 + \frac{\lambda^2}{1 + \lambda} \right] = 1.30 \text{ m}.$$

2.4. Vertikalni rep

Za vertikalni rep pretpostavljen je isti profil kao za krilo i kanarde. Dvostruka visina vrtikalnog repa iznosi $b_V = 4$ m, korjenska tetiva $c_r = 3.25$ m, vršna $c_t = 0.65$ m, a kut napadnog ruba $\Lambda_{LE} = 50^\circ$.

Kut strijele geometrijskog mjesta točaka 25% tetive vertikalnog repa:

$$\tan \Lambda_{1/4} = \tan \Lambda_{LE} - 0.25 \frac{c_r - c_t}{b_V/2} = 0.7141 \quad \Rightarrow \quad \Lambda_{1/4} = 40.92^\circ.$$

Kut strijele maksimalne debljine vertikalnog repa:

$$\tan \Lambda_t = \tan \Lambda_{LE} - \bar{x}_t \frac{c_r - c_t}{b_V/2} = 0.5915 \quad \Rightarrow \quad \Lambda_t = 33.89^\circ.$$

Površina vertikalnog repa:

$$S_V = \frac{(c_r + c_t)b_V}{4} = 3.90 \text{ m}^2.$$

Vitkost vertikalnog repa:

$$\mathcal{R} = \frac{b_V^2}{2S_V} = 2.05 .$$

Suženje vertikalnog repa:

$$\lambda = \frac{c_t}{c_r} = 0.20 .$$

Aerodinamička apscisa za trapeznu noseću površinu prema [1] iznosi:

$$x_A = \frac{1 + 2\lambda b_V \tan \Lambda_{LE}}{1 + \lambda} \frac{1}{6} = 0.93 \text{ m},$$

gdje je λ omjer vršne i korjenske tetive i iznosi $\lambda = 0.20$. Za trapeznu noseću površinu potrebno je izračunati i aerodinamičku tetivu c_A prema [1]:

$$c_A = \frac{2}{3} c_r \left[1 + \frac{\lambda^2}{1 + \lambda} \right] = 2.24 \text{ m}.$$

2.5. Zrakoplov

Raspon krila s podtrupnim dijelom iznosi $b = 8.4$ m, dok je tetiva u osi simetrije zrakoplova $c_0 = 6.17$ m. Za referentnu površinu uzima se površina krila s podtrupnim dijelom:

$$S_{ref} = \frac{(c_0 + c_t)b}{2} = 30.11 \text{ m}^2.$$

Vitkost krila s podtrupnim dijelom:

$$\mathcal{R} = \frac{b^2}{S_{ref}} = 2.34 .$$

Suženje krila s podtrupnim dijelom:

$$\lambda = \frac{c_t}{c_r} = 0.16 .$$

Aerodinamička apscisa za trapeznu noseću površinu prema [1] iznosi:

$$x_A = \frac{1 + 2\lambda b \tan \Lambda_{LE}}{1 + \lambda} \frac{1}{6} = 1.97 \text{ m},$$

gdje je λ omjer vršne i korjenske tetive i iznosi $\lambda = 0.16$. Za trapeznu noseću površinu potrebno je izračunati i aerodinamičku tetivu c_A prema [1]:

$$c_A = \frac{4 S_{ref}}{3 b} \left[1 + \frac{\lambda}{(1 - \lambda)^2} \right] = 4.21 \text{ m}.$$

2.6. Ostali dostupni podaci o zrakoplovu

Pošto je JAS 39 Gripen relativno nov zrakoplov, nije moguće pronaći puno pouzdanih podataka o njegovim performansama. Tablica 2.1 prikazuje dostupne podatke, iz izvora [2], koji su dodjeljeni i zrakoplovu LZ-39. Ostali dostupni podaci o performansama iz neprovjerenih internetskih izvora [7]: inicijalna brzina penjanja iznosi 254 m/s, vrijeme penjanja do 10000 m iznosi 120 s, dok do visine od 14000 m iznosi 180 s.

Tablica 2.1: Dostupni podaci o performansama JAS39C Gripen

Masa praznog zrakoplova	6820 kg
Kapacitet unutarnjih spremnika goriva	2268 kg
Kapacitet vanjskih spremnika goriva	3800 kg
Tipična masa zrakoplova	8500 kg
Maksimalna poletna masa	14000 kg
Brzina sloma uzgona	185 m/s
Maksimalna brzina	2.0 Ma
Leti nadzvučno na svim visinama	-
Maksimalna visina leta	18500 m
Potrebna duljina uzletno-sletne staze	650 m
Borbeni radius	800 km
Maksimalno dopušteno opterećenje	+9/-3
Maksimalna sila potiska motora	80.5 kN

3 Koeficijent otpora zrakoplova

Otpor zrakoplova se sastoji od dva dijela, nultog i induciranog otpora. Koeficijent otpora definiran je kao:

$$C_D = C_{D0} + KC_L^2. \quad (3.1)$$

Nulti otpor letjelice, C_{D0} , funkcija je Machova broja i jednak zbroju je otpora dijelova letjelice: krila, trupa, vertikalnog i horizontalnog repa. Nulti otpor svakog dijela letjelice može se podijeliti na: otpor trenja, otpor dna i valni otpor. Koeficijent induciranog otpora, K , također je funkcija Machova broja. Postupak proračuna provodi se prema [1] i [3].

3.1. Otpor u subsonici

Valni otpor u subsonici posljedica je rasporeda tlaka na površini zrakoplova, prema d'Alambertovom principu, zasnovanom na neviskoznom opstrujavanju, jednak je nuli. Iako je poznato da realni uvjeti opstrujavanja ne prate taj princip, mjerenja su pokazala da ga je opravdano zanemariti.

Otpor dna posljedica je podtlaka iza svakog dijela letjelice. Pošto je površina dna ovoga zrakoplova zanemariva, zato što nema naoružanja, nosača naoružanja, vanjskih spremnika goriva, opremljen je mlaznim motorom, a kabina mu je dobro uklopljena u oblik trupa, otpor dna je također zanemariv.

Za proračun otpora trenja potrebno je odrediti Reynoldsov broj, koji definira vrstu graničnog sloja na promatranom dijelu zrakoplova. Ako je Reynoldsov broj, definiran za duljinu opstrujavanja, manji od 10^5 dolazi do formiranja laminarnog grančnog sloja,

a za slučaj da je veći od 10^6 dolazi do formiranja turbulentnog graničnog sloja, dok se u protivnom radi o laminarno - turbulentnom graničnom sloju. Za proračun koeficijenta trenja c_{ft} u ravninskom strujanju za laminarni granični sloj koristiti se formulom:

$$c_f = \frac{1.3}{\sqrt{Re}}. \quad (3.2)$$

Schlichtingova formula:

$$c_f = \frac{1.3}{\sqrt{Re}} \sqrt{\bar{l}_t} + \frac{3.91}{(\ln Re)^{2.58}} (1 - \bar{l}_t^{0.8}), \quad (3.3)$$

daje dovoljno dobre rezultate za laminarno - turbulentni granični sloj, dok se slučaju laminarnog strujanja koristi pojednostavljena Schlichtingova formula:

$$c_f = \frac{3.91}{(\ln Re)^{2.58}}. \quad (3.4)$$

Nakon toga potrebno je odrediti koeficijent oblika F_F pošto dijelovi zrakoplova nisu ravne površine, što mijenja raspored tlaka, a koeficijent trenja je ovisan o rasporedu tlaka. Osim koeficijenta oblika određuje se i koeficijent prelaska iz dvodimenzionalnog u trodimenzionalno strujanje, F_S , te uzeti u obzir utjecaj stlačivosti F_{Ma} . Zatim se određuje koeficijent otpora promatranog dijela zrakoplova u odnosu na referentnu površinu S_{ref} .

Otpor se računa za brzinu pri kojoj dolazi do sloma uzgona $V_{stall} = 185 \text{ km/h}$, jer je to najmanja brzina kojom zrakoplov može letjeti, gdje je, zbog utjecaja stlačivosti, iznos koeficijenta otpora najveći za cijelo područje subsonike. Zbog pojednostavljenja se taj iznos prihvaća kao konstantna vrijednost koeficijenta otpora u cijelom području subsonike. Kinematska viskoznost zraka iznosi $\nu = 1.46 \cdot 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$.

3.1.1. Krilo

Reynoldsov broj na krilu zrakoplova za promatrani slučaj iznosi:

$$Re = \frac{V c_A}{\nu} = 1.47 \cdot 10^7.$$

Obzirom da je Reynoldsov broj veći od 10^6 , granični sloj koji se formira na krilu je turbulentan, pa se koeficijent trenja c_f u ravninskom strujanju izračunava koristeći se formulom (3.4):

$$c_f = \frac{3.91}{(\ln Re)^{2.58}} = 0.0028.$$

Koeficijent korekcije zbog relativne debljine iznosi:

$$F_F = \left(1 + \frac{0.6\bar{t}}{\bar{x}_t} + 100\bar{t}^4\right) = 1.0603 .$$

Koeficijent prijelaza iz dvodimenzionalnog u trodimenzionalno strujanje iznosi:

$$F_S = (\cos \Lambda_t)^{0.28} = 0.9404 .$$

Za male vrijednosti Machova broja, kao što je ovdije slučaj, nije potrebna korekcija za stlačivost, $F_{Ma} = 1$. Slijedi da je koeficijent otpora profila jednak:

$$c_d = 2F_F F_{Ma} c_f = 0.0060 .$$

Konačno dobivamo koeficijent otpora krila za referentnu površinu $S_{ref} = 30.03 \text{ m}^2$:

$$(C_{Df})_W = \frac{S_W}{S_{ref}} c_d F_s = 0.0036 .$$

3.1.2. Trup

Reynoldsov broj određujemo za duljinu tijela:

$$Re = \frac{Vl_B}{\nu} = 4.69 \cdot 10^7 .$$

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

$$c_f = \frac{3.91}{(\ln Re)^{2.58}} = 0.0024 .$$

Za trup s dobro oblikovanim kabinim koeficijenti korekcije iznose:

$$F_F \cdot F_S = 1 + \frac{60}{f^3} + \frac{f}{400} = 1.4379 ,$$

gdje je f vitkost tijela, koju određujemo za stvarnu duljinu tijela i ekvivalentni promjer tijela, $f = \frac{l_B}{d_e}$. Proračunatu vrijednost treba uvećati za 30% zbog četvtrastog oblika središnjeg dijela trupa i dobre uklopljenosti kabine zrakoplova. Utjecaj stlačivosti je zanemariv, pa je $F_{Ma} = 1$. Uvrštavanjem dobivenih rezultata računamo koeficijent otpora trupa uslijed trenja:

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

Dodatni otpor javlja se kod usisnika motora, zbog dvostrukog klinastog odvajanja graničnog sloja, a proračunava se prema [4]. Potrebne veličine su određene pomoću 3D modela zrakoplova, visina $d_D = 1.1$ m, duljina $l_D = 2.14$ m te površina oba odvajanja $S_D = 1.24$ m².

$$Re = \frac{V l_D}{\nu} = 7.53 \cdot 10^6$$

Obzirom da je Reynoldsov broj veći od 10^6 granični sloj koji se formira u odvajanju je turbulentan:

$$c_f = \frac{3.91}{(\ln Re)^{2.58}} = 0.0031 .$$

Koeficijent korekcije zbog oblika iznosi:

$$F_F = 1 + \frac{d_D}{l_D} = 1.5140 .$$

Utjecaj stlačivosti se zanemaruje, $F_{Ma} = 1$, pa slijedi da je koeficijent otpora uslijed trenja u odvajanju jednak:

$$(C_{Df})_D = \frac{S_D}{S_{ref}} F_F F_{Ma} c_f = 0.0002 .$$

Na poslijetku dobivamo ukupni otpor trupa zrakoplova:

$$(C_{Df})_{BD} = (C_{Df})_B + (C_{Df})_D = 0.0069 .$$

3.1.3. Kanard

Reynoldsov broj na kanardima iznosi:

$$Re = \frac{Vc_A}{\nu} = 4.96 \cdot 10^6.$$

Obzirom da je Reynoldsov broj veći od 10^6 granični sloj koji se formira na krilu je turbulentan, prema (3.4) slijedi:

$$c_f = \frac{3.91}{(\ln Re)^{2.58}} = 0.0034.$$

Koeficijent korekcije zbog relativne debljine kanarda:

$$F_F = \left(1 + \frac{0.6\bar{t}}{\bar{x}_t} + 100\bar{t}^4\right) = 1.0603.$$

Koeficijent prijelaza iz dvodimenzionalnog u trodimenzionalno strujanje:

$$F_S = (\cos \Lambda_t)^{0.28} = 0.8876.$$

Za male vrijednosti Machova broja, kao što je ovdije slučaj, nije potrebna korekcija za stlačivost, $F_{Ma} = 1$. Slijedi da je koeficijent otpora profila jednak:

$$c_d = 2F_FF_{Ma}c_f = 0.0072.$$

Konačno dobivamo koeficijent otpora krila za referentnu površinu $S_{ref} = 30.03 \text{ m}^2$:

$$(C_{Df})_C = \frac{S_C}{S_{ref}}c_dF_s = 0.0006.$$

3.1.4. Vertikalni rep

Reynoldsov broj iznosi:

$$Re = \frac{Vc_A}{\nu} = 7.87 \cdot 10^6.$$

Obzirom da je Reynoldsov broj veći od 10^6 granični sloj koji se formira na krilu je turbulentan:

$$c_f = \frac{3.91}{(\ln Re)^{2.58}} = 0.0031 .$$

Koeficijent korekcije zbog relativne debljine:

$$F_F = \left(1 + \frac{0.6\bar{t}}{\bar{x}_t} + 100\bar{t}^4\right) = 1.1663 .$$

Koeficijent prijelaza iz dvodimenzionalnog u trodimenzionalno strujanje:

$$F_S = (\cos \Lambda_t)^{0.28} = 0.9492 .$$

Za male vrijednosti Machova broja, kao što je ovdije slučaj, nije potrebna korekcija za stlačivost, $F_{Ma} = 1$. Slijedi da je koeficijent otpora profila jednak:

$$c_d = 2F_F F_{Ma} c_f = 0.0073 .$$

Konačno dobivamo koeficijent otpora krila za referentnu površinu $S_{ref} = 30.11 \text{ m}^2$:

$$(C_{Df})_V = \frac{S_V}{S_{ref}} c_d F_s = 0.0009 .$$

3.1.5. Zakoplov

Ukupni koeficijent otpora zrakoplova u subsonici jednak je zbroju koeficijenata otpora komponenti zrakoplova. Pošto je u ovoj analizi promatrana čista konfiguracija, bez dodatnih usisnika, antena, raznih dodatnih krilaca i drugih detalja, procjenjeno je da konačan rezultat treba uvećati za 8%.

$$C_{D0} = 1.08[(C_{Df})_W + (C_{Df})_{BD} + (C_{Df})_C + (C_{Df})_V] = 0.0130 .$$

3.2. Otpor u supersonici

Procjena koeficijenta otpora zrakoplova u supersoničnom području vrši se pomoću teorije tankog tijela prema [3]. Sastoji se od otpora trenja, koji je jednak kao i u subsonici, i valnog otpora. Valni otpor zrakoplova u supersoničnom području ovisi samo o promjeni veličine površine poprečnog presjeka zrakoplova $S(x)$ okomito na brzinu opstrujavanja. Teorijom tankog tijela je dokazano da za zadani volumen W i duljinu tijela l , postoji tijelo koje će imati najmanji mogući valni otpor, ono se naziva Sears-Haackovo tijelo.

Volumen zrakoplova određen je pomoću 3D modela $W = 20.127 \text{ m}^3$. Slijedi da su koeficijent A_2 i S_{max} jednaki:

$$A_2 = -\frac{16W}{\pi l^3} = -0.0366 ,$$

$$S_{max} = -\frac{l^2 A_2}{3} = 2.4261 \text{ m}^2 .$$

Koeficijent valnog otpora Sears Haackova tijela iznosi:

$$C_{DW(SH)} = -\frac{128W^2}{\pi l^4 S_{max}} = 0.1725 .$$

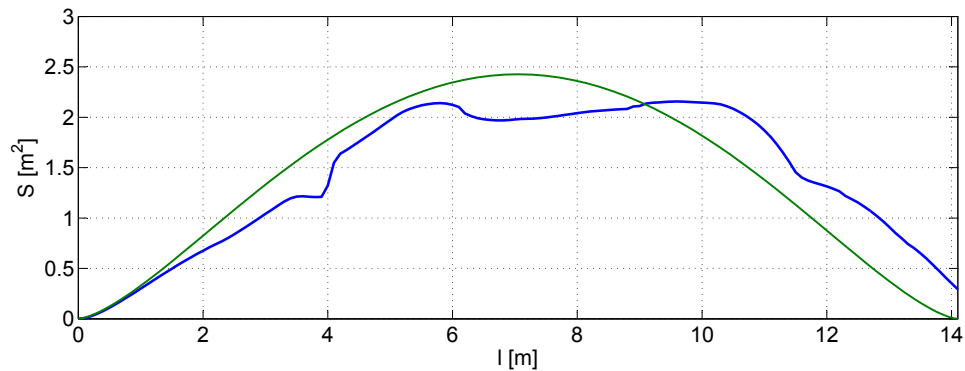
Koeficijent otpora zrakoplova uslijed valnog otpora se definira pri $Ma=1.2$:

$$C_{DW}(1.2) = \frac{E_{WD} C_{DW(SH)}}{S_{ref}} = 0.0115 ,$$

gdje je E_{WD} , koeficijent koji opisuje koliko dobro realni oblik zrakoplova, prati oblik Sears-Haackova tijela (vrijednost za borbene zrakoplove se kreću između 1.2 i 2). Pomoću 3D modela zrakoplova, izmjerena je promjena poprečnog presjeka u smjeru optjecanja i procjenjeno $E_{WD} = 2$. Slika 3.1 prikazuje promjenu površine poprečnog presjeka zrakoplova, dok zelena linija prikazuje oblik Sears-Haackova tijela.

S promjenom Machova broja iznad $Ma = 1.2$, valni otpor zrakoplova se smanjuje po zakonu:

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



Slika 3.1: Promjena površine poprečnog presjeka - LZ-39

3.3. Otpor u transonici

Kada se na letjelici pojavi prvi lokalni Machov broj koji je dostigao supersoničnu vrijednost, Machov broj letjelice nazivamo *kritični Machov broj*, Ma_{cr} . Tu vrijednost nije lako odrediti, zato se definira točka Ma_{DD} u kojoj je C_{D0} porastao za 0.002. S povećanjem Machova broja letjelice, prvi lokalni Machov broj jednak jedinici može se dogoditi na krilu ili na trupu zrakoplova. Za promatrani slučaj zrakoplova, prema [1], očita se $Ma_{DD} = 0.94$, čiji je iznos manji na trupu nego na krilu. Prema istom izvoru definiranje su slijedeće točke, odnosno, iznosi valnog otpora letjelice u području transonike:

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

$$C_{DW}(Ma_{DD}) = 0.0020 ,$$

$$C_{DW}(1.00) = \frac{C_{DW}(1.2)}{2} = 0.0057 ,$$

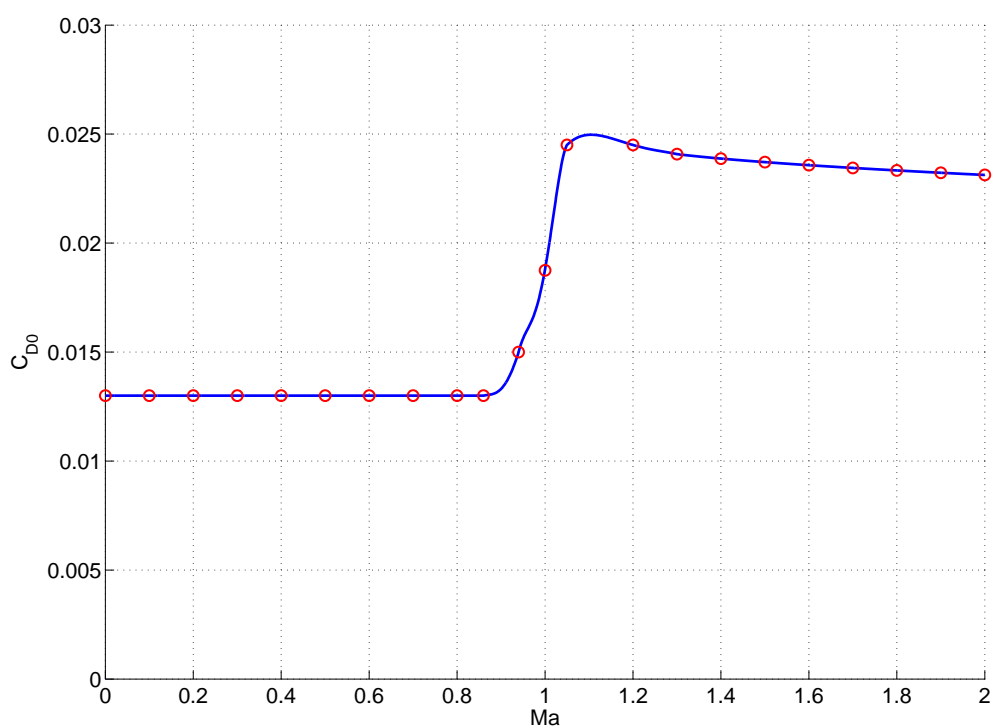
$$C_{DW}(1.05) = C_{DW}(1.2) = 0.0115 ,$$

$$C_{DW}(1.2) = 0.0115 .$$

3.4. Ukupni otpor

Posljednji korak u postupku procjene koeficijenta nultog otpora zrakoplova je spajanje dobivenih vrijednosti u matematičku funkciju. Vrijednost C_{D0} u području do Ma_{cr} je konstantna, u području iznad $Ma = 1.2$ jednaka zbroju otpora trenja, koje je konstantan u cijelom rasponu Machovih brojeva, i funkcije $C_{DW}(Ma)$, dok u području transonike imamo vrijednosti C_{DW} za definirane Machove brojeve.

Otpor u transonici je također jednak zbroju otpora trenja i valnog otpora, pa preostaje odrediti funkciju koja prolazi kroz zadane točke tako da bude tangenta na funkcije otpora u subsonici odnosno supersonici. Slika 3.2 prikazuje rješenje dobiveno uz pomoć programskog paketa *Matlab*, crvenom bojom su označene točke procjene prethodnim proračunom.



Slika 3.2: Nulti otpor - LZ-39

3.5. Inducirani otpor

U subsonici, kada postoji sila uzgona, zrak prelazi oko prednjeg ruba krila s donje strane na gornju zbog razlike tlaka. To opstrujavanje uzrokuje silu u pravcu gibanja, jer stvara područje podtlaka oko prednjeg ruba krila. Ta sila sisanja smanjuje prirast aksijalne sile zbog promjene tlaka po površini krila uslijed napadnog kuta. Rezultanta tih dviju sila je inducirani otpor, procjenjuje se prema Glauertovoj teoriji pomoću Oswaldovog koeficijenta. Za zrakoplov s trapeznim strelastim krilom Oswaldov koeficijent iznosi:

$$e = 4.61(1 - 0.045\mathcal{R}^{0.68})(\cos\Lambda_{LE})^{0.15} - 3.1 = 0.8553 .$$

Koeficijent uzgona krila uslijed napadnog kuta:

$$C_{L\alpha} = \frac{\pi\mathcal{R}(e - eS)}{1 - eS} = 2.7349 ,$$

gdje je $S = 0.9$, koeficijent usisavanja napadnog ruba krila. Koeficijent induciranog otpora za 100% usisavanja napadnog ruba:

$$K_{100} = \frac{1}{e\pi\mathcal{R}} = 0.1588 .$$

Koeficijent induciranog otpora za 0% usisavanja napadnog ruba:

$$K_0 = \frac{1}{C_{L\alpha}} = 0.3656 .$$

Konačno dozvučni koeficijent K induciranog otpora za promatrani slučaj 90% usisavanja napadnog ruba krila:

$$K = SK_{100} + (1 - S)K_0 = 0.1795 ,$$

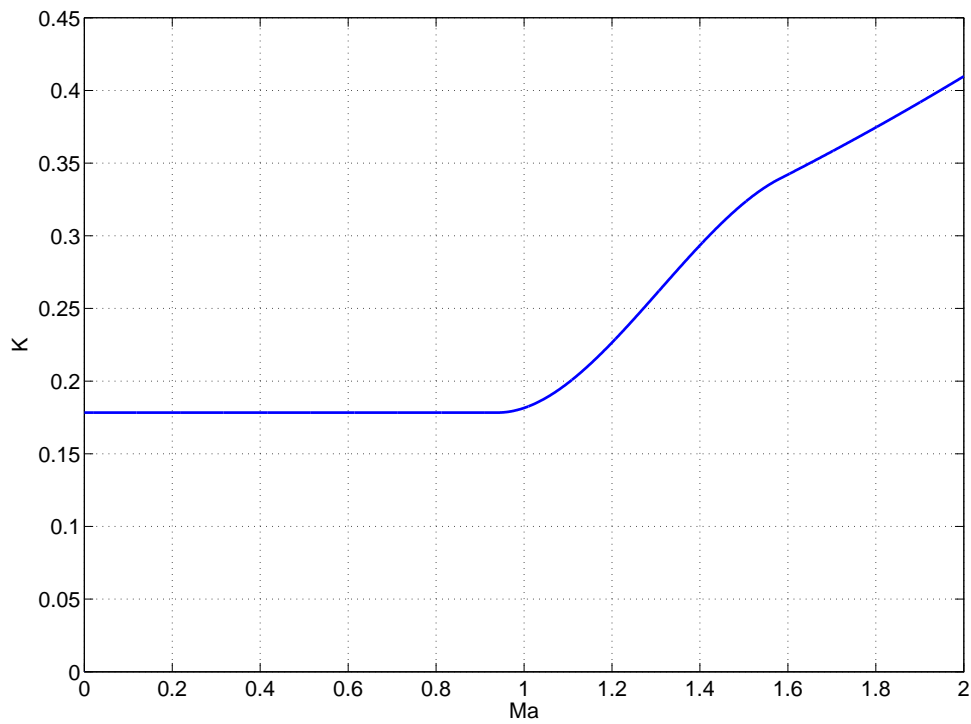
koji vrijedi za subsoniku do brzine Ma_{DD} .

Za supersoniku od vrijednosti:

$$Ma = \frac{1}{\cos\Lambda_{LE}} = 1.589 ,$$

koeficijent induciranog otpora poprima vrijednost K_0 .

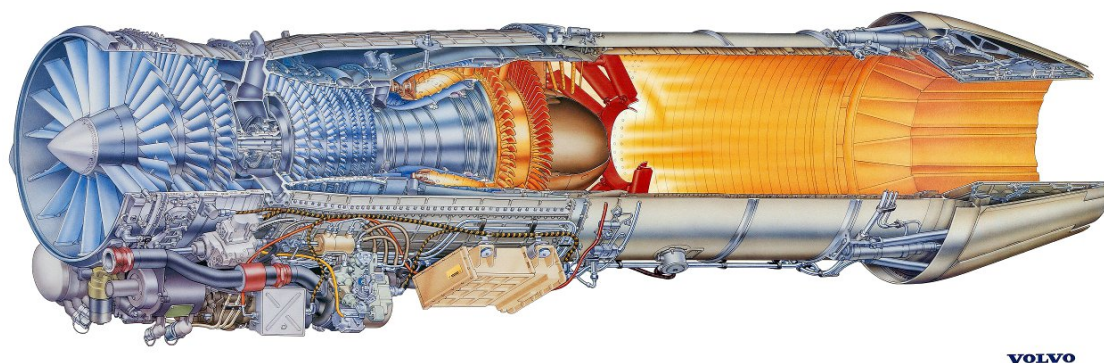
Preostaje jedino spojiti funkciju između točaka Ma_{DD} i $Ma = 1.589$. Slika 3.3 prikazuje konačno rješenje.



Slika 3.3: Koeficijent induciranog otpora - LZ-39

4 | Pogon

JAS 39 Gripen opremljen je turbo-mlaznim motorom s naknadnim izgaranjem Volvo RM12, izvedenicom motora F404-GE-400 američke tvrtke General Electric. Za potrebe ovoga rada zamišljen je motor MM-39¹, nalik na Volvo RM12.



Slika 4.1: Volvo RM12

4.1. General Electric F404-GE-400

F404 je serija turbo-mlaznih motora razvijenih sredinom 70-ih godina prošloga stoljeća s naglaskom na visoke performanse i pouzdanost. Primjenjuje se u širokom rasponu borbenih zrakoplova najrazličitijih namjena širom svijeta, gdje je sakupio više od 8 milijuna radnih sati.

¹Mlazni motor 39

Model F404-GE-400, izvorno razvijen za F/A-18, postao je jedan od najboljih i najraširenijih motora svoga vremena. Suvremeni materijali, jednostavna dijagnostika, dobro pozicionirani servisni otvori i modularna konstrukcija osiguravaju mu dugačak životni vijek i niske operativne troškove. Modularna konstrukcija, koja se sastoji od šest komponenti, olakšava izmjenu oštećenih dijelova i skraćuje servisno vrijeme, što se najbolje očituje na nosačima zrakoplova. Vizualni pregled unutrašnjih dijelova vrši se kroz 13 otvora, a posebna testiranja i podešavanja nisu potrebna čak ni nakon popravka jezgre motora. Sve komponente su u potpunosti prilagođene eksploataciji u morskome okolišu.

Piloti cijene njegov brzu promjenu broja okretaja prilikom ubrzavanja i usporavanja te gladak prijelaz na naknadno izgaranje. U primjeni se nalazi od 1981. godine u borbenim zrakoplovima F/A-18 i F-5G, te eksperimentalnim zrakoplovima X-29 i X-31A.

Konstrukcija F404-GE-400:

- 3-stupanjski ventilator
- 7-stupanjski kompresor
- prstenasta komora izgaranja
- 1-stupanjska visokotlačna turbina hlađena zrakom
- 1-stupanjska niskotlačna turbina hlađena zrakom
- komora za naknadno izgaranje
- konvergentno-divergentna ispušna mlaznica
- upravljačka jedinica: hidromehanička i električna
- sistem podmazivanja

4.2. Volvo RM12

RM12 je razvijen suradnjom kompanija General Electric Aircraft Engines i Volvo Aero Corporation kako bi pogonio JAS 39 Gripen. Originalni F404-GE-400 je doživio nekoliko promjena kako bi se prilagodio eksploataciji na jednomotornom zrakoplovu. Primarni zadatak je bio dodati redundantnost u sustav, ojačati lopatice ventilatora kako bi mogle podnijeti udar ptice mase 0.5kg, povećan je protok zraka, a turbina je izrađena od kvalitetnijih materijala kao bi omogućila više temperature izgaranja, čak za 105°C. Motor je opremljen digitalnim nadzorom radnih parametara motora (FADEC) s hidromehaničkim pomoćnim sustavom i pomoćnim sustavom paljenja. RM12 se može pohvaliti brzim odgovorom na komandu potiska, neograničenim brojem radnih ciklusa, glatkim prijelaskom u režim naknadnog izgaranja i visokom pouzdanošću.

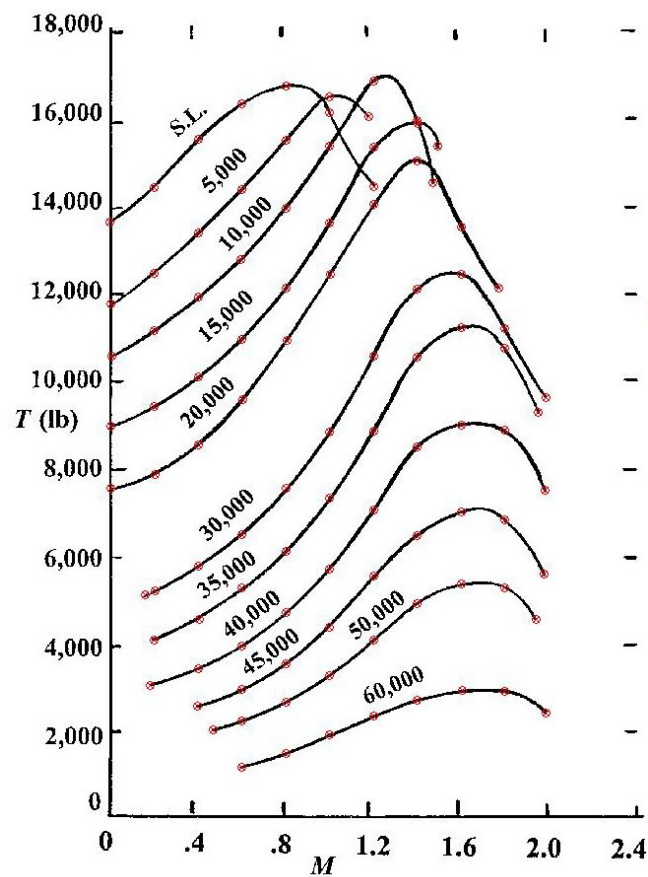
Tablica 4.1: Usporedba: F404-400 i RM12

		F404-400	RM12
Masa	[kg]	991	1055
Duljina	[m]	3.91	3.91
Maksimalni promjer	[m]	0.89	0.89
Promjer usisnika	[m]	0.79	0.79
Kompresijski omjer	[-]	0.34	0.31
Ukupni omjer	[-]	25	27
Protok zraka	[kg/s]	64.2	69
Maksimalna temperatura na ulasku u turbinu	[K]	1621	1726
Sila potiska	[kN]	48	54
Sila potiska uz naknadno izgaranje	[kN]	71.2	80.5

General Electric Aircraft Engines je zadržao prava na baznu konstrukciju F404, švedskoj kompaniji isporučuje 60% dijelova, dok Volvo Aero ne samo da proizvodi 40% dijelova već i sam isporučuje dijelove za sve ostale motore serije F404 s udjelom od 20%.

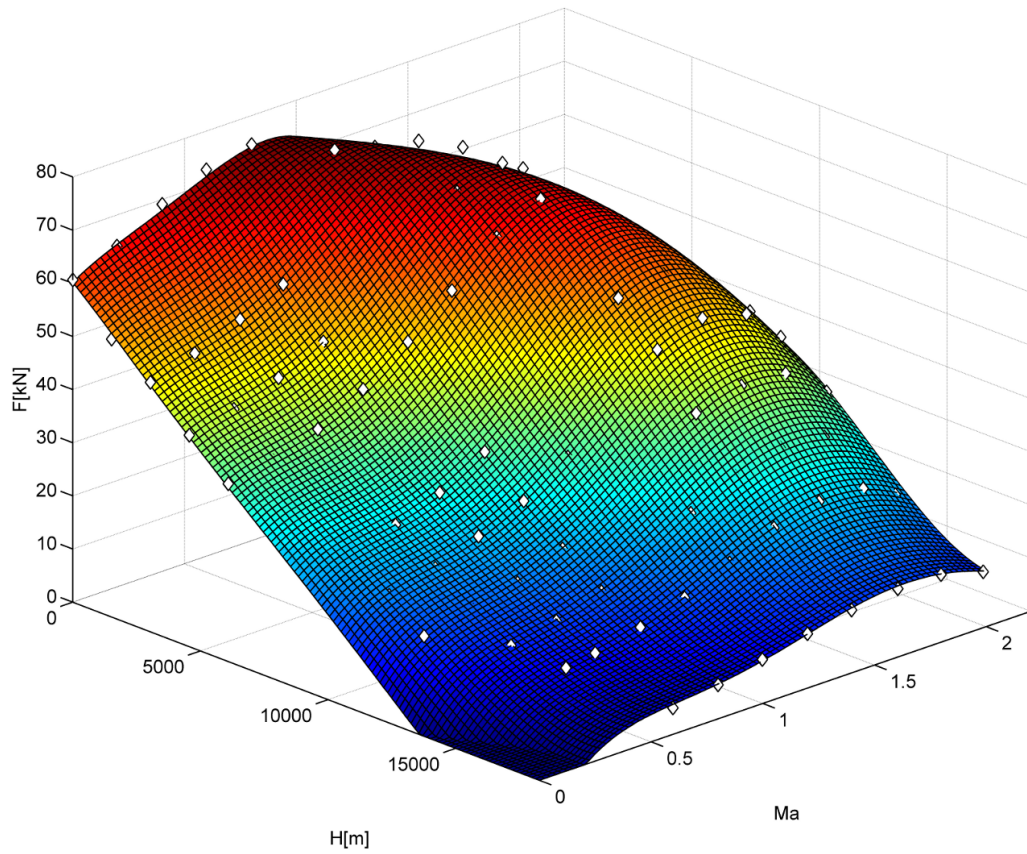
4.3. Karakteristika motora

Maksimalna sila potiska MM-39 na razini mora iznosi 54 kN, dok s naknadnim izgaranjem iznosi 80.5 kN. U nedostatku bilo kakvih dodatnih podataka o performansama turbo-mlaznog motora RM12, iskorišten je njemu vrlo sličan F404-GE-400. Prema [5], maksimalna sila potiska na razini mora mu iznosi 71.2 kN, potpuna karakteristika prikazana je slikom 4.2.



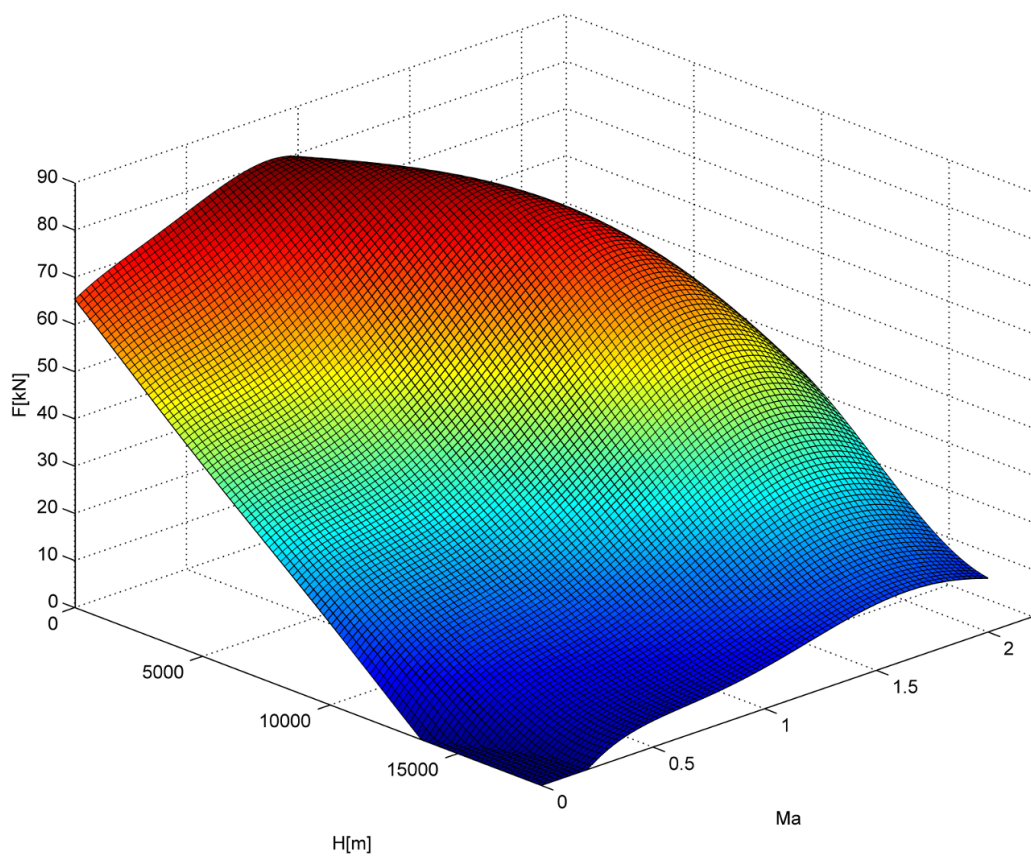
Slika 4.2: Izmjerena karakteristika F404-GE-400 (anglosaksonske jedinice)

Koristeći programski paket *Matlab*, očitani su Machovi brojevi i pripadajuće sile potiska za odgovarajuće visine, kružići na slici 4.2. Pomoću funkcije *sftool* kroz očitane točke aproksimirana je površina koje je definirana polinomima 5. reda po x i y-koordinati. Dobivena površina prikazana je na slici 4.3. Bijele točke, na istoj slici, prikazuju koliko dobro aproksimirana površina prati očitane vrijednosti.



Slika 4.3: 3D prikaz sile potiska - F404-GE-400

Na poslijetku, matematički model karakteristike motora MM-39, sile potiska u ovisnosti o brzini i visini, dobiven je linearnim skaliranjem pethodno dobivenog modela na željenu maksimalnu silu potiska od 80.5 kN. Konačna karakteristika prikazana je slikom 4.4.



Slika 4.4: 3D prikaz sile potiska - MM-39

5 Analiza performansi

Analiza performansi se vrši metodom ukupne energije. Performanse zrakoplova određene metodom ukupne energije predstavljaju obuhvatne performanse letjelice, pored ovojnice leta i viška snage unutar nje, daju i pregled manevarskih mogućnosti zrakoplova za zaokret i za penjanje.

Prema [1], koristeći jednadžbe ravnotežnog gibanja središta mase zrakoplova i primjenom zakona o očuvanju ukupne energije, dobivamo:

$$\frac{W}{g} \frac{dV}{dt} = T - D - W \sin \gamma. \quad (5.1)$$

Pridružimo li joj jednadžbu koja definira brzinu penjanja kao derivaciju visine leta:

$$\frac{dh}{dt} = V \sin \gamma, \quad (5.2)$$

eliminacijom kuta γ dobivamo:

$$\frac{d}{dt} \left(h + \frac{V^2}{2g} \right) = \frac{VT - VD}{W}. \quad (5.3)$$

Uvedimo oznaku:

$$h_e = h + \frac{V^2}{2g}. \quad (5.4)$$

Zbroj potencijalne i kinetičke energije predstavlja ukupnu energiju zrakoplova:

$$E = mgh + \frac{mV^2}{2} = Wh_e \quad (5.5)$$

Specifična energija h_e predstavlja ukupnu energiju zrakoplova svedenu na jedinicu težine zrakoplova. Ona predstavlja visinu do koje se zrakoplov može podići, polazeći od stvarne visine dok u potpunosti ne potroši svoju kinetičku energiju. Zbog toga se naziva i energetska visina i mjeri se u metrima. Za višak snage sveden na jedinicu težine uvodimo oznaku:

$$P_S = \frac{VT - VD}{W}. \quad (5.6)$$

Nazivamo je specifični višak snage, ima dimenziju brzine [m/s].

Konačno se pomoću 5.4 i 5.6 može napisati energetska jednadžba u obliku:

$$\frac{dh_e}{dt} = P_S, \quad (5.7)$$

koja pokazuje da je derivacija specifične energije jednaka specifičnom višku snage.

Jednadžba specifičnog viška snage se dobije uvrštanjem sile otpora D u jednadžbu 5.6:

$$P_S = \frac{VT}{W} - \frac{\rho S}{2W} C_{D0} V^3 - 2n^2 \frac{KW}{\rho S V}, \quad (5.8)$$

a da bi izračunali brojčanu vrijednost, trebamo znati funkcije otpora $C_{D0}(Ma)$ i $K(Ma)$, te funkciju pogona $T(Ma, h)$, procijenjene u prethodnim poglavljima, također je potrebno znati i funkcije $\rho = \rho(h)$ i $a = a(h)$. Tako se na desnoj strani energetske jednadžbe pojavljuje funkcija ovisna o Machovu broju Ma , visini h i opterećenju n . Potrebno je znati još dvije konstante, masu m i referentnu površinu S_{ref} zrakoplova. Za slučaj promatranog zrakoplova LZ-39:

$$m = 8500 \text{ kg},$$

$$S_{ref} = 30.11 \text{ m}^2.$$

Grafički prikaz funkcije u ovisnosti o tri varijable, u 2D prostoru, omogućen je korištenjem familija krivulja.

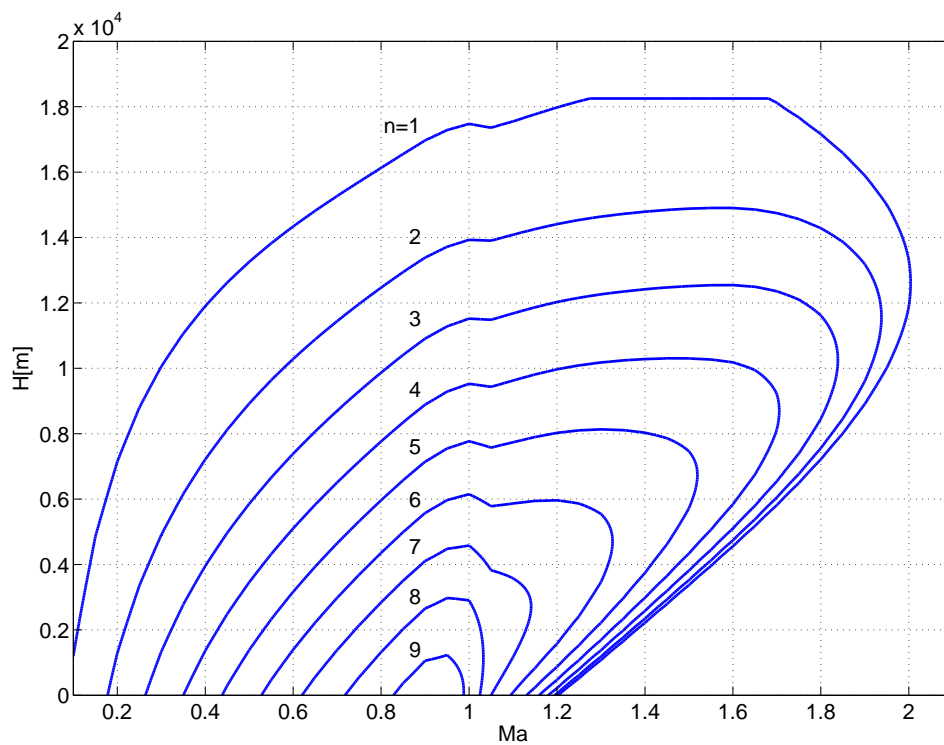
5.1. Opterećenje

Za relativnu ocjenu performansi borbenih zrakoplova koristi se dijagram na kome su krivulje opterećenja $n(Ma, h) = const.$, kada je specifični višak snage jednak nuli, koje

odgovaraju ravnotežnom stanju u letu. Iz jednadžbe 5.8 za $P_S = 0$, dobivamo:

$$n = \sqrt{\left[\frac{VT}{W} - \frac{\rho SV^3}{2W} C_{D0} \right] \frac{\rho SV}{2KW}}.$$

Slika 5.1 prikazuje dobivene rezultate, gdje je vidljivo da LZ-39 može razviti opterećenja iznad $n = 9$, što mu je i konstrukcijsko ograničenje.

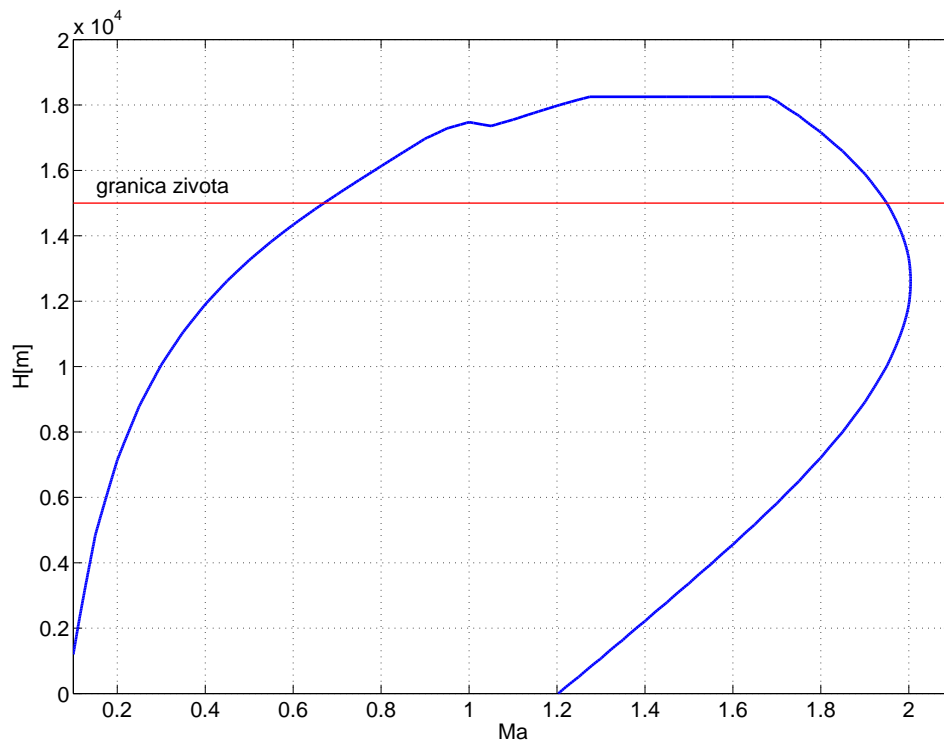


Slika 5.1: Krivulje $n(Ma, h) = const.$ za $P_S = 0$ - LZ-39

Ova analiza pokazuje koliko opterećenje zrakoplov može razviti pri danom Machovom broju i visini. Zbog toga je pogodna za usporedbu performansi više zrakoplova, bolji zrakoplov je onaj čija krivulja konstantnog opterećenja obuhvaća krivulju protivnika, ali takva analiza izlazi van okvira ovoga rada.

5.2. Ovojnica leta

Obzirom na raspoloživu snagu motora na svakoj visini postoji minimalna i maksimalna brzina leta zrakoplova. Te veličine ograničavaju područje mogućih režima horizontalnog leta. Tako krivulja za $P_S = 0$ ograničava područje u kome je snaga motora veća ili jednaka potrebnoj snazi kada je $n = 1$. To područje nazivamo ovojnica leta zrakoplova, odnosno područjem uporabe zrakoplova, i prikazano je na slici 5.2.

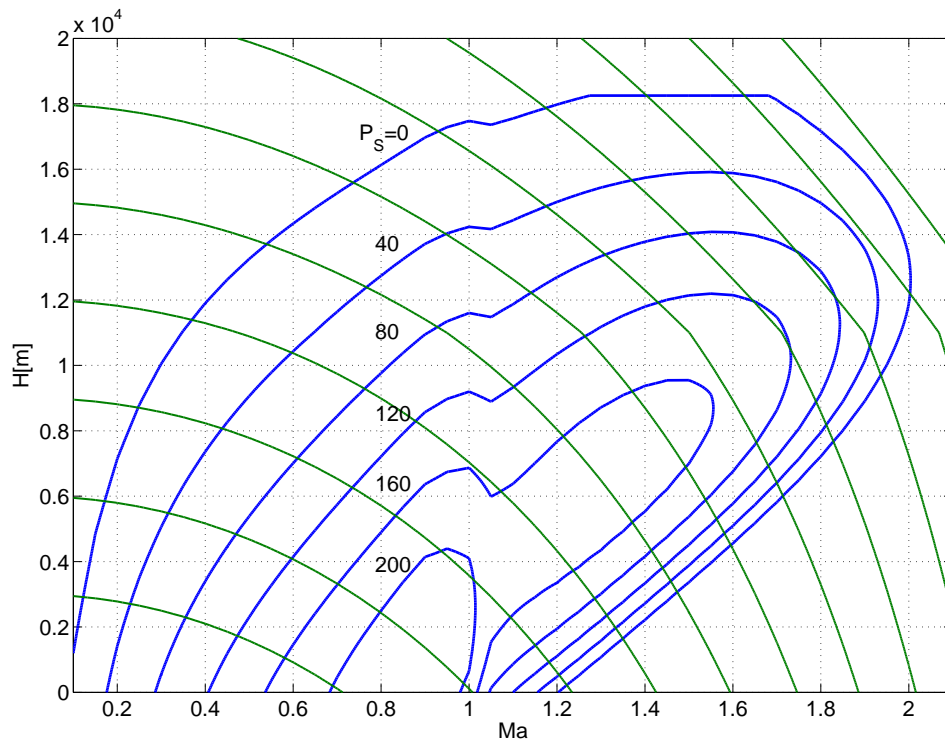


Slika 5.2: Ovojnica leta - LZ-39

Iz dobivene ovojnice je moguće očitati da je maksimalna brzina leta LZ-39 malo iznad 2 Macha, da leti nadzvučno na svim visinama te da mu maksimalna visina leta iznosi 18200 metara, što je vrlo blizu poznatim podacima o performansama zrakoplova.

5.3. Penjanje

Moguće je prikazati i familiju krivulja konstantanog iznosa viška snage $P_S(Ma, h) = const.$, gdje sve krivulje familije imaju isto opterećenje, prema jednadžbi 5.8. Slika 5.3 prikazuje specifični višak snage za $n = 1$.



Slika 5.3: Krivulje $P_S(Ma, h) = const.$ za $n = 1$ - LZ-39

Na istom dijagramu, zelenom bojom, prikazana je i familija krivulja za $h_e = const.$, prema jednadžbi 5.4. Kada se jednadžba 5.4 uvrsti u jednažbu 5.7 dobije se:

$$\frac{d}{dt}\left(h + \frac{V^2}{2g}\right) = P_S, \quad (5.9)$$

iz čega se zaključuje da se specifični višak snage može trošiti u promjenu visine ili brzine zrakoplova. Uz pretpostavku da se zrakoplov giba konstantnom brzinom, $V = const.$, jednadžba 5.9 prelazi u:

$$\frac{dh}{dt} = P_S \quad \Rightarrow \quad V_V = P_S,$$

gdje je V_V vertikalna brzina zrakoplova. Za slučaj da je $h = 0$, V_V se naziva i inicijalna brzina penjanja.

Za promatrani zrakoplov LZ-39 izračunata maksimalna vrijednost specifičnog viška snage, odnosno inicijalne brzine penjanja, iznosi 235 m/s. Taj iznos nije daleko od 254 m/s, koliko iznosi dostupan podatak o inicijalnoj brzini penjanja ovog zrakoplova.

5.3.1. Minimalno vrijeme penjanja

Iz energetske jednadžbe 5.7 dobivamo:

$$dt = \frac{dh_e}{P_S}.$$

Vrijeme prelaska iz režima leta h_1 , Ma_1 kome odgovara energetska visina h_{e1} , u režim leta h_2 , Ma_2 kome odgovara energetska visina h_{e2} , određujemo integralom:

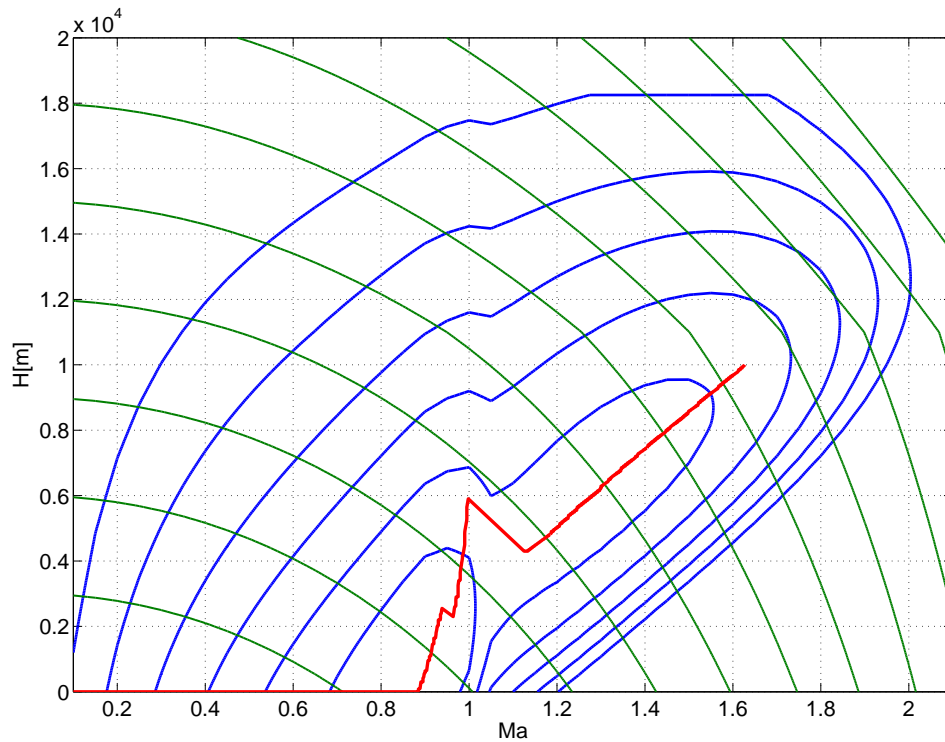
$$t = \int_{h_{e2}}^{h_{e1}} \frac{1}{P_S} dh_e. \quad (5.10)$$

Da bi se izračunalo ovaj integral, potrebno je znati funkciju $P_S(h_e)$. Kako bi postigli minimalno vrijeme penjanja, režim leta treba mijenjati tako da vrijednosti funkcije $P_S(h_e)$ budu maksimalne. U programskom paketu *Matlab* izrađena je rutina koja traži maksimalne vrijednosti P_S za svaki $h_e = const.$, odnosno traži točke u kojima se tangiraju krivulje konstantnog specifičnog viška snage i konstantne energetske visine. Integriranjem tih rezultata dobije se minimalno vrijeme penjanja zrakoplova od početne do završne brzine i visine.

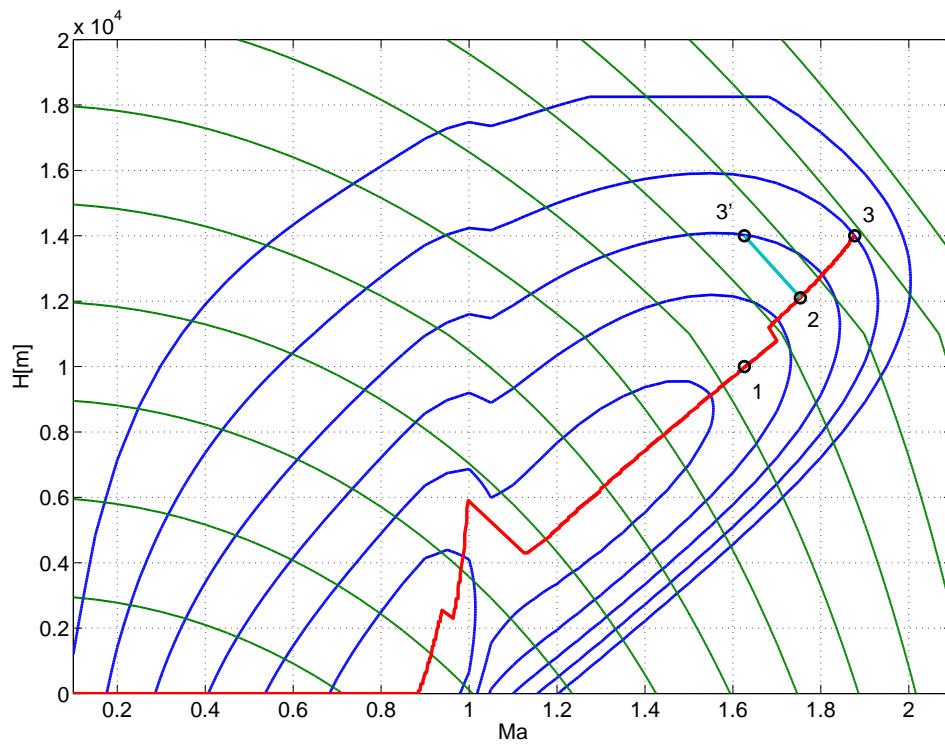
Slika 5.4, označeno crvenom bojom, prikazuje način na koji bi zrakoplov mjenjao visinu i brzinu kako bi postigao minimalno vrijeme penjanja od $Ma = 0.1$ i $h = 0$ do 10000 m uz uvjet da u supersonici ne smanjuje brzinu. Dobiveni rezultat od 129 s ne odstupa puno od poznate performanse ovoga zrakoplova koja iznosi 120 s, a konačna brzina mu iznosi 1.62 Ma.

Slika 5.5 prikazuje promjenu brzine i visine kada bi zrakoplov nastavio penjanje do visine od 14000 m. Za prvi slučaj, putanja slijedi crvenu liniju tj. ide točkama 1,2 i završava 3. Ta putanja prelaska se odnosi na uvjet da zrakoplov ne smanjuje brzinu u supersonici, rezultat je 214 s, a konačna brzina iznosi 1.88 Ma. Za drugi slučaj, putanja

prolazi točkama 1,2 i završava u 3'. Uvjet za prelazak po ovoj putanji je da konačna brzina bude jednak onoj koju je zrakoplov ostvario na 10000 m, a rezultat iznosi 158 s. Poznata performansa za ovu zadaću iznosi 180 s, a pošto je nepoznato na koju konačnu brzinu se taj podatak odnosi, zaključuje se da su dobiveni dobri rezultati.



Slika 5.4: Penjanje do 10000 m - LZ-39



Slika 5.5: Penjanje do 14000 m - LZ-39

6 Zaključak

Cilj završnog rada bio je odrediti aerodinamički koeficijent sile otpora i značajke pogonske sile motora za izračun performansi modernog mlaznog lovačkog zrakoplova. Na početku je usvojena geometrija zamišljenog modernog mlaznog lovačkog zrakoplova LZ-39, nalik na stvarni zrakoplov JAS39C Gripen, te je potom određen koeficijent otpora cijelog zrakoplova. Prilikom proračuna otpora koji se javlja tijekom leta zrakoplova zasebno su analizirane sve komponente konfiguracije, njihovim zbrajanjem dobiven je ukupan otpor zrakoplova u subsonici, dok je za supersoniku proračunat koeficijent otpora cijelog zrakoplova. Zrakoplovu LZ-39 dodjeljen je mlazni motor MM-39, čija je karakteristika, promjena pogonske sile u ovisnosti o brzini i visini leta, napravljena temeljem dostupne karakteristike sličnog motora F404-400.

Nakon toga provedena je analiza performansi zrakoplova LZ-39 metodom ukupne energije. U analizi opterećenja određene su vrijednosti opterećenja koje zrakoplov može razviti. Zatim je određena je ovojnica leta, te inicijalna brzina penjanja zrakoplova. Na posljetku, je određeno i minimalno vrijeme penjanja do visina leta od 10000 m i 14000 m, koje su odabrane obzirom da za njih postoje stvarni podaci o performansama.

Dobiveni rezultati analiza su bliski stvarnim podacima o performansama zrakoplova JAS39C Gripen, što govori o ispravnosti metoda i proračuna kojima su određene funkcije koeficijenta otpora i značajke motora.

Literatura

- [1] Slobodan Janković. *Mehanika leta zrakoplova*. Fakultet strojarstva i brodogradnje, Zagreb, 2002.
- [2] Jane's. *All the World's Aircraft*. Jane's Informating Grop, 2005.
- [3] Slobodan Janković. *Nastavni materijali iz kolegija Aerodinamika II*. Fakultet strojarstva i brodogradnje, Zagreb, 2010.
- [4] Daniel P. Raymer. *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Washington, D.C., 1992.
- [5] Maido Saarlal. *Aircraft Performance*. John Wiley & Sons, Inc., Hoboken, New Jersey, 2007.
- [6] R. Douglas Archer nad Maido Saarlal. *Introduction to Aerospace Propulsion*. Prentice Hall, Upper Saddle River, New Jersey, 1996.
- [7] Defence Web. www.defenceweb.co.za. Datum posjete: 10.6.2011.