

Performanse helikoptera konvencionalne konfiguracije s krilima

Ruklić, Kristijan

Master's thesis / Diplomski rad

2018

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:235:112428>

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

Download date / Datum preuzimanja: **2024-04-23**

Repository / Repozitorij:

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



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

DIPLOMSKI RAD

Kristijan Ruklić

ZAGREB, 2018.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

DIPLOMSKI RAD
PERFORMANSE HELIKOPTERA KONVENCIONALNE
KONFIGURACIJE S KRILIMA

Mentor:
prof. dr. sc. Milan Vrdoljak

Student:
Kristijan Ruklić

ZAGREB, 2018.

Ovom prilikom htio bih se zahvaliti prof. dr. sc. Milanu Vrdoljaku na stručnoj pomoći, strpljenju i savjetima tijekom izrade ovog diplomskog rada. Zahvaljujem se i svojim roditeljima na podršci tijekom studiranja, te prijateljima i kolegama koji su sa mnom proživjeli studentske dane. Osim toga, zahvaljujem se bivšim pripadnicima nekadašnje 29. Eskadrile Borbenih Helikoptera na ne-sebičnom ustupanju tehničke dokumentacije.

Izjava

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

Zagreb, studeni 2018.

Kristijan Ruklić



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	Prilog
Klasa:	
Ur.broj:	

DIPLOMSKI ZADATAK

Student: **Kristijan Ruklić**

Mat. br.: 0035192686

Naslov rada na hrvatskom jeziku: **Performanse helikoptera konvencionalne konfiguracije s krilima**

Naslov rada na engleskom jeziku: **Performance of Conventional Helicopter Configuration With Wings**

Opis zadatka:

Krila na konfiguraciji helikoptera imaju namjenu ovješena tereta ili smještanja spremnika goriva. Pri velikim brzinama napredujućeg leta krila će svojim uzgonom rasteretiti glavni rotor. No s druge strane krila donose dodatnu težinu konstrukciji, a negativno utječu i na performanse u lebdenju kao i u režimu autorotacije te dovode do neželjenih ograničenja na glavnom rotoru.

Karakteristične primjene krila na helikopterima konvencionalne konfiguracije, s glavnim i repnim rotorom, su borbeni helikopteri, poput helikoptera Mi-24.

U okviru diplomskog rada za promatrani helikopter konvencionalne konfiguracije s krilima potrebno je:

- definirati potrebne podatke o geometriji rotora i helikoptera,
- odrediti aerodinamičke karakteristike rotora u vertikalnom i horizontalnom letu,
- procijeniti aerodinamičke karakteristike trupa te krila, repa i repnog rotora,
- odrediti performanse helikoptera u vertikalnom i horizontalnom letu,
- odrediti performanse helikoptera u režimu autorotacije.

Rezultate usporediti s dostupnim podacima. U radu je potrebno navesti korištenu literaturu i eventualno dobivenu pomoć.

Zadatak zadan:

27. rujna 2018.

Rok predaje rada:

29. studenog 2018.

Predviđeni datumi obrane:

5., 6. i 7. prosinca 2018.

Zadatak zadao:

Prof. dr. sc. Milan Vrdoljak

Predsjednik Povjerenstva:

Prof. dr. sc. Ivica Smojver

Sadržaj

Sadržaj	v
Popis slika	vii
Popis tablica	ix
Popis oznaka	x
Sažetak	xiii
Summary	xiv
1. Uvod	1
2. Geometrijske karakteristike helikoptera	2
2.1. Kut uvijanja lopatica glavnog rotora	4
2.2. Krilo	4
2.3. Horizontalni stabilizator	5
2.4. Vertikalni stabilizator	6
3. Aerodinamičke karakteristike rotora	7
3.1. Lebdenje i vertikalni let	7
3.2. Horizontalni let	13

4. Aerodinamičke karakteristike helikoptera	27
4.1. Vertikalni otpor u lebdenju	27
4.2. Koeficijent blokade vertikalnog stabilizatora	30
4.3. Parazitski otpor u pravocrtnom letu	32
4.3.1. Trup	32
4.3.2. Glava glavnog i repnog rotora	33
4.3.3. Podvozje	35
4.3.4. Krilo	36
4.3.5. Horizontalni stabilizator	38
4.3.6. Vertikalni stabilizator	40
4.3.7. Interferencija rotor-trup	41
4.3.8. Otpor ispuha motora	42
4.3.9. Razno	42
4.3.10. Ukupni parazitski otpor	43
5. Performanse helikoptera	44
5.1. Gubitak snage na transmisiji i uređajima	44
5.2. Lebdenje	46
5.2.1. Snaga glavnog rotora	46
5.2.2. Snaga repnog rotora	47
5.2.3. Rezultati	47
5.3. Horizontalan let	48
5.3.1. Koeficijent sile uzgona	49
5.3.2. Snaga glavnog rotora	50
5.3.3. Rezultati	52
5.4. Penjanje u napredujućem letu	53
5.5. Autorotacija	54
6. Usporedba rezultata aerodinamičkih karakteristika glavnog rotora	57
7. Zaključak	64
A. Prilog	66
Literatura	70

Popis slika

2.1	Mil Mi-24V, <i>autor</i> : Dévényi Veronika	2
2.2	Borbeni helikopter BH-24	3
2.3	Kut uvijanja lopatica glavnog rotora	4
3.1	Koeficijent pogonske sile ovisan o postavnom kutu	11
3.2	Koeficijent okretnog momenta ovisan o postavnom kutu	11
3.3	Koeficijent pogonske sile ovisan o koeficijentu okretnog momenta za he- likopter BH-24	12
3.4	Komande kolektiva i ciklika prema brzini u horizontalnom letu	20
3.5	Kut konusa rotora	21
3.6	Uzdužni ciklični kut mahanja	22
3.7	Bočni ciklični kut mahanja	22
3.8	Inducirana brzina	23
3.9	Potisna sila na glavnom rotoru	23
3.10	Sila oko x osi	24
3.11	Sila oko y osi	24
3.12	Moment oko x osi	25
3.13	Moment oko y osi	26
3.14	Moment oko z osi	26
4.1	Prikaz segmenata razmatranog helikoptera BH-24	28
4.2	Prikaz površine stabilizatora u zaklonu repnog rotora	31
4.3	Koeficijent sile uzgona i otpora profila NACA 23020	37

5.1	Dijagram potrebne snage ovisno o visini	48
5.2	Dijagram potrebne snage ovisno o visini	52
5.3	Raspoloživa snaga u penjanju	53
5.4	Vertikalna brzina penjanja	54
5.5	Vertikalna brzina spuštanja u autorotaciji	55
6.1	Kut konusa rotora	57
6.2	Uzdužni ciklični kut mahanja	58
6.3	Bočni ciklični kut mahanja	59
6.4	Inducirana brzina	59
6.5	Potisna sila na glavnom rotoru	60
6.6	Sila oko x osi	61
6.7	Sila oko y osi	61
6.8	Moment oko x osi	62
6.9	Moment oko y osi	62
6.10	Moment oko z osi	63
A.1	Lanser nevođenih raketnih zrna kalibra 57mm	69
A.2	Lanser nevođenih raketnih zrna kalibra 80mm	69

Popis tablica

4.1	Izračun vertikalnog otpora za razmatrani helikopter	29
A.1	Snaga u određenim režimima rada motora	68

Popis oznaka

A	površina, [m ²]	30
AR	vitkost krila, [-]	38
A_1	bočni ciklični kut, [°]	25
a_{1s}	uzdužni kut mahanja, [°]	25
B	faktor korekcije gubitaka na vrhu kraka, [-]	12
B_1	uzdužni ciklični kut, [°]	25
b	raspon, [m]	38
b_{1s}	bočni kut mahanja, [°]	25
$\bar{d}$	ekvivalentni promjer trupa, [-]	50
C_D	koeficijent otpora, [-]	33
C_L	koeficijent sile uzgona, [-]	38
$C_{L\alpha}$	gradijent koeficijenta sile uzgona krila, [-]	38
C_T	koeficijent pogonske sile, [-]	12
C_Q	koeficijent okretnog momenta, [-]	12
c_A	duljina srednje aerodinamičke tetive, [m]	38
c_d	koeficijent sile otpora profila, [-]	12
c_l	koeficijent sile uzgona profila, [-]	12
$c_{l\alpha}$	gradijent koeficijenta sile uzgona profila, [-]	12
D	sila otpora, [N]	30
F/T	koeficijent blokade vertikalnog stabilizatora, [-]	31
f	parazitski otpor, [m ²]	33
i_W	postavni kut krila, [°]	38

K	faktor korekcije prijenosa snage, [-]	46
K_{BH}	koeficijent interferencije planarne konfiguracije, [-]	50
k	korekcijski faktor gubitaka u horizontalnom letu, [-]	52
k_{BH}	koeficijent interferencije otklonjene konfiguracije, [-]	50
Ma	Machov broj, [-]	12
N	broj krakova, [-]	12
n	segment, [-]	30
P	snaga, [W]	46
q	dinamički tlak, [Pa]	30
R	radijus rotora, [m]	30
r	radijalna koordinata na kraku rotora, [m]	30
Re	Reynoldsov broj, [-]	38
S	površina vertikalnog stabilizatora u sjeni repnog rotoa, [m ²]	31
T	pogonska sila glavnog rotora, [N]	47
T_{Tpotr}	pogonska sila repnog rotora, [N]	47
t	debljina krila, [m]	38
V_C	brzina penjanja, [m/s]	54
V_d	vertikalna brzina spuštanja, [m/s]	56
v_h	inducirana brzina u lebdenju, [m/s]	47
v_i	inducirana brzina, [m/s]	12
x	udaljenost repnog rotora od vertikalnog stabilizatora, [m]	31
x_T	horizontalna udaljenost glavnog i repnog rotora, [m]	47
W	težina helikoptera, [N]	30
z	vertikalna koordinata u odnosu na krak rotora, [m]	30
α	napadnit kut, [°]	12
β	kut mahanja, [°]	25
δ	koeficijent induciranog otpora, [-]	38
θ	postavni kut glavnog rotora, [°]	12
κ	empirijski korekcijski faktor inducirane brzine, [-]	47
Λ	kut strije krila ili stabilizatora, [°]	38
λ	suženje, [-]	38
μ	dinamička viskoznost, [Pas]	34

ρ	gustoća zraka, [kg/m ³]	34
σ	koeficijent ispunjenosti kraka, [-]	12
ϕ	promjena nagiba struje, [°]	12
Ω	kutna brzina, [rad/s]	47
α_r	napadni kut diska, [°]	32
α_F	napadni kut trupa, [°]	32
σ	koeficijent ispunjenosti kraka	18

Kratice

<i>IGE</i>	let u blizini tla, <i>eng.</i> In Ground Effect	48
<i>MSA</i>	Međunarodna standardna atm., <i>eng.</i> International Standard Atmosphere . .	12
<i>OEI</i>	otkaz jednog motora, <i>eng.</i> One Engine Inoperative	48
<i>OGE</i>	let daleko od tla, <i>eng.</i> Out of Ground Effect	48

Sažetak

Ovaj diplomski rad bavi se temom performansi helikoptera konvencionalne konfiguracije sa krilima i utjecajem krila na performanse helikoptera. Na samom početku definirane su i usvojene geometrijske karakteristike rotora i helikoptera u odnosu na sličnu konfiguraciju helikoptera već u eksploataciji. S poznatim geometrijskim karakteristikama, razvijenom kombiniranom metodom teorije diska i elementarnog kraka iz literature, te testiranjem dostupnih modela rotora određene su aerodinamičke karakteristike glavnog rotora u vertikalnom i horizontalnom letu. Osim toga izvršena je procjena parazitskog otpora helikoptera u vertikalnom i horizontalnom letu, te je napravljena procjena koeficijenta sile uzgona krila. Time je moguće odrediti performanse helikoptera u standardnim režimima leta, ali isto tako i u jednom izvanrednom režimu leta helikoptera kod otkaza motora, autorotaciji. Pri analizi svih razmatranih performansi naglasak je na usporedbi rezultata konfiguracije sa i bez krila. S određenim koeficijentom sile uzgona krila, napravljena je korekcija pogonske sile u horizontalnom letu za konfiguraciju bez krila, te su dobiveni preliminarni iznosi kuteva mahanja, sila i momenata na glavi glavnog rotora.

Ključne riječi: helikopter, konvencionalna konfiguracija s krilima, geometrija, aerodinamičke karakteristike rotora, vertikalni i horizontalni let, performanse, autorotacija

Summary

This Master's thesis deals with the subject of the helicopter's conventional wing configuration and their impact on the helicopter performance. At the very beginning the geometrical characteristics of the rotor and the helicopter were defined and adopted in relation to the similar known configuration of the helicopter in operational service. The aerodynamic characteristics of the main rotor in vertical flight were determined with developed combined momentum and blade element theory method and characteristics in the horizontal flight were determined by the available developed models. In addition, an estimate of the helicopter vertical and parasite drag in the vertical and forward flight was performed as well as wing lift coefficient. With all these data it was possible to determine the helicopter performance in standard flight procedures and flight regimes, but also with one emergency procedure, autorotation. In this thesis the emphasis is on comparison of selected performance results for configuration with and without wings. After wing lift coefficient was determined, it was used for correction of the thrust for configuration without wings, and preliminary results of flapping angle, force and moment at the main rotor hub were obtained.

Keywords: helicopter, conventional configuration with wings, geometry, aerodynamic characteristics of the rotor, vertical and horizontal flight, performance, autorotation

1 | Uvod

Borbeni helikopteri su primjer konvencionalne konfiguracije helikoptera, s glavnim i repnim rotorom, te krilima. Krila na takvoj konfiguraciji imaju namjenu ovješena tereta ili smještaja vanjskih spremnika goriva. Prednost krila, kod ovakve konfiguracije, ogleda se u rasterećivanju glavnog rotora pri većim brzinama leta budući da ona stvaraju određenu silu uzgona. S druge strane, krila doprinose povećanju mase same konstrukcije i negativno utječu na performanse helikoptera u lebdenju, kao i u izvanrednom režimu leta helikoptera, autorotaciji, te dovode do neželjenih ograničenja na glavnom rotoru.

Primjer jednog takvog helikoptera je proizvod opitno-konstruktorskog biroa Mil, Mi-24. Za potrebe razmatranja i analize konfiguracije helikoptera s krilima, usvojiti će se geometrija upravo po uzoru na taj helikopter.

Rad je podijeljen u nekoliko dijelova, pa tako počinje određivanjem aerodinamičkih karakteristika glavnog rotora u vertikalnom i horizontalnom letu, prema [1] i [2]. Kod analize vertikalnog leta biti će dan prikaz ovisnosti koeficijenta pogonske sile i snage ovisno o postavnom kutu lopatica glavnog rotora. Analizom horizontalnog leta steći će se uvid u iznose kuteva, sila i momenata glavnog rotora u odnosu na koeficijent napredovanja kod konfiguracije sa krilima, a kasnije i u konfiguraciji bez krila.

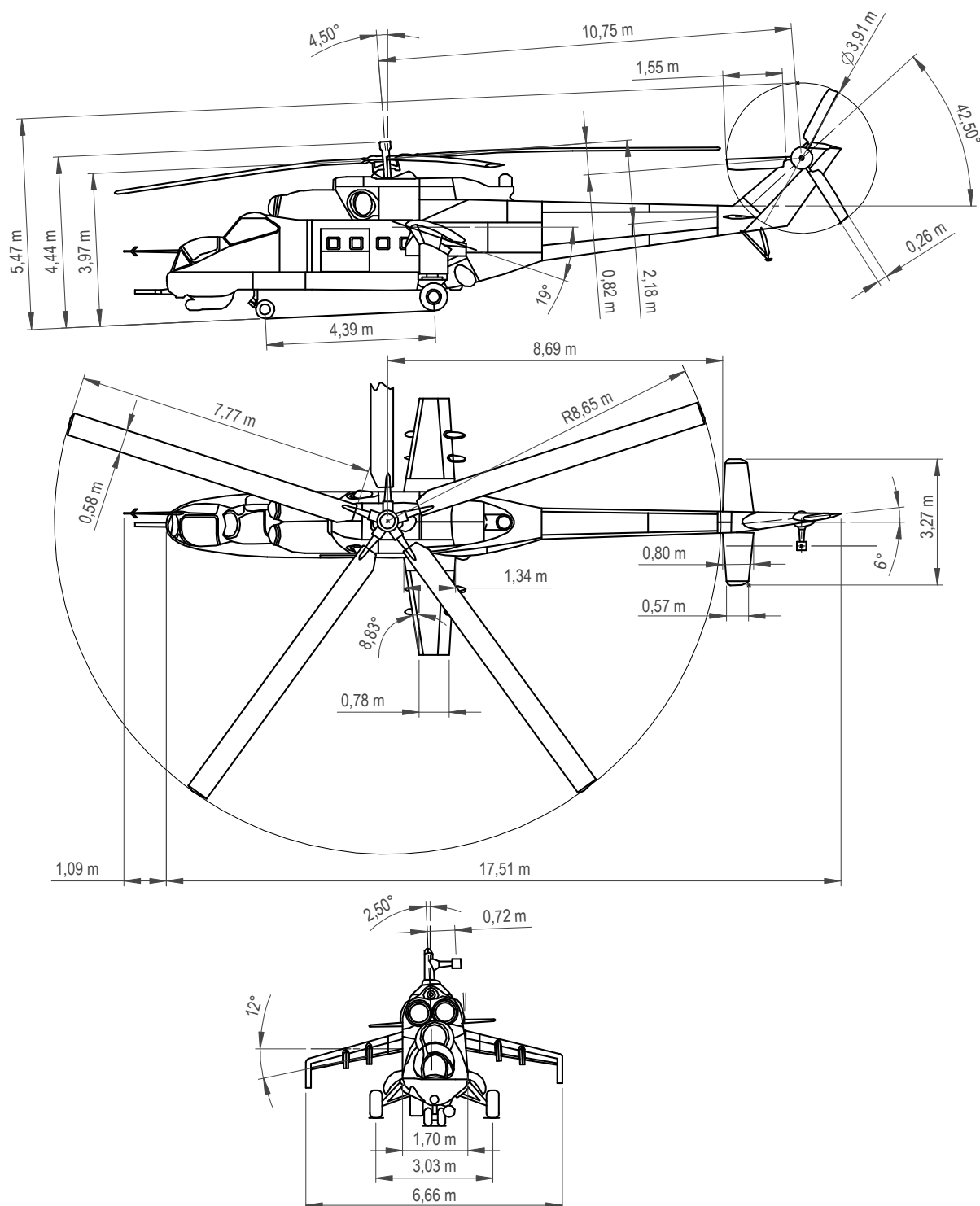
Nakon toga, izvršiti će se i procjena parazitnog otpora trupa, krila, horizontalnog i vertikalnog stabilizatora, u vertikalnom i horizontalnom letu. S poznatim geometrijskim karakteristika glavnog i repnog rotora, te aerodinamičkim karakteristikama ostatka helikoptera, izvršiti će se analiza performansi helikoptera u standardnim uvjetima leta, sa i bez krila, te vidjeti kako ono utječe na njih. Na kraju rada, biti će izvršena analiza i jednog izvanrednog režima leta helikoptera kod otkaza motora, a to je autorotacija.

2 Geometrijske karakteristike helikoptera

Primjer helikoptera konvencionalne konfiguracije s krilima, koji će se promatrati i analizirati, ima oblik helikoptera Mil Mi-24V, slika 2.1. Većina geometrijskih podataka dobivena je iz tehničke dokumentacije pravog helikoptera, [3], [4], [5], [6], dok su se nepoznate dimenzije procjenjivale iz slike u mjerilu, pa su moguća određena odstupanja od originala. Zbog toga je ovaj helikopter usvojen pod nazivom BH-24 i prikazan je na slici 2.2, s glavnim geometrijskim karakteristikama, dok se ostale karakteristike nalaze u prilogu A.



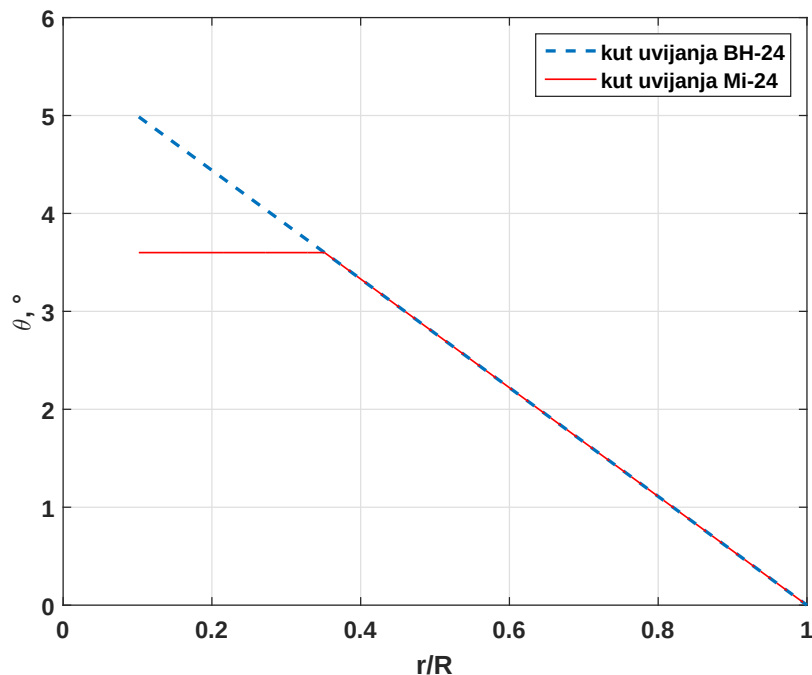
Slika 2.1: Mil Mi-24V, *autor*: Dévényi Veronika



Slika 2.2: Borbeni helikopter BH-24

2.1. Kut uvijanja lopatica glavnog rotora

Kut uvijanja lopatica glavnog rotora je na helikopteru Mi-24, [6], konstantan u rasponu od 0.1 do 0.35 jediničnog radijusa i iznosi 3.6° . Od raspona 0.35 se mijenja linearno do vrijednosti 0° na vrhu kraka. Kako bi se ovaj problem malo pojednostavnio, kut uvijanja će se ekstrapolirati i mijenjati će se linearno od početka do kraja kraka, kao što je prikazano na slici 2.3.



Slika 2.3: Kut uvijanja lopatica glavnog rotora

2.2. Krilo

Za izračun parazitskog otpora potreban nam je raspon krila. Raspon će biti smanjen za širinu trupa i uvećan za duljinu okomitog dijela, prema slici 2.2, pa on iznosi

$$b_W = (6.66 - 1.7) + 2 \cdot 0.64 = 6.24 \text{ m.} \quad (2.1)$$

Ukupna površina dvaju polu-krila je

$$A_W = 2 \frac{c_r + c_t}{2} \frac{b_W}{2} = 2 \frac{1.42 + 0.83}{2} \frac{6.24}{2} = 7.02 \text{ m}^2. \quad (2.2)$$

Vitkost krila

$$AR = \frac{b_W^2}{A_W} = \frac{6.24^2}{7.02} = 5.55. \quad (2.3)$$

Suženje krila iznosi

$$\lambda = \frac{c_t}{c_r} = \frac{0.83}{1.42} = 0.59. \quad (2.4)$$

Duljina srednje aerodinamičke tetive iznosi

$$c_A = \frac{4}{3} \frac{A_W}{b_W} \left(1 - \frac{\lambda}{(\lambda + 1)^2} \right) = \frac{4}{3} \frac{7.02}{6.24} \left(1 - \frac{0.59}{(0.59 + 1)^2} \right) = 1.15 \text{ m}. \quad (2.5)$$

2.3. Horizontalni stabilizator

Parazitski otpor horizontalnog stabilizatora procjenjuje se na isti način kao i za krilo, zbog čega nam je isto potreban raspon stabilizatora sa slike 2.2, koji treba umanjiti za širinu trupa od 0.54 m, zbog čega je novi raspon 2.73 m. Površina stabilizatora bez trupa iznosi

$$A_H = 2 \frac{c_r + c_t}{2} \frac{b_H}{2} = 2 \frac{0.8 + 0.57}{2} \frac{2.73}{2} = 1.87 \text{ m}^2. \quad (2.6)$$

Vitkost stabilizatora je

$$AR = \frac{b_H^2}{A_H} = \frac{2.73^2}{1.87} = 3.99. \quad (2.7)$$

Suženje stabilizatora je

$$\lambda = \frac{c_t}{c_r} = \frac{0.57}{0.80} = 0.71. \quad (2.8)$$

Duljina srednje aerodinamičke tetive iznosi

$$c_A = \frac{4}{3} \frac{A_H}{b_H} \left(1 - \frac{\lambda}{(\lambda + 1)^2} \right) = \frac{4}{3} \frac{1.87}{2.73} \left(1 - \frac{0.71}{(0.71 + 1)^2} \right) = 0.69 \text{ m}. \quad (2.9)$$

2.4. Vertikalni stabilizator

Površina vertikalnog stabilizatora računa se za polu-krilo, pa površina iznosi

$$A_V = \frac{c_r + c_t}{2} \frac{b_V}{2} = \frac{2.02 + 0.86}{2} 2.18 = 3.14 \text{ m}^2. \quad (2.10)$$

Vitkost krila

$$AR = \frac{b_V^2}{A_V} = \frac{2.18^2}{3.14} = 1.51. \quad (2.11)$$

Suženje stabilizatora je

$$\lambda = \frac{c_t}{c_r} = \frac{0.86}{2.02} = 0.43. \quad (2.12)$$

Duljina srednje aerodinamičke tetive je

$$c_A = \frac{4}{3} \frac{A_V}{\frac{b_V}{2}} \left(1 - \frac{\lambda}{(\lambda + 1)^2} \right) = \frac{4}{3} \frac{3.14}{2.18} \left(1 - \frac{0.43}{(0.43 + 1)^2} \right) = 1.52 \text{ m}. \quad (2.13)$$

3

Aerodinamičke karakteristike rotora

U ovome poglavlju, definirati će se aerodinamičke karakteristike rotora u vertikalnom i horizontalnom letu. Pri tome će se definirati koeficijenti pogonske sile i okretnog momenta, te snage. Za lebdenje i vertikalni let biti će napravljen model prema [1], i provesti će se usporedba rezultata sa eksperimentalnim podacima [7], dok će se kod horizontalnog leta, zbog kompleksnosti modela samo izvršiti analiza za promatrani helikopter prema [2].

3.1. Lebdenje i vertikalni let

Prema [1], kombiniranom teorijom diska i elementarnog kraka možemo odrediti karakteristike rotora u lebdenju. Pri tome nam je potrebna već definirana geometrija rotora (radijus rotora, broj krakova, duljina tetive, brzina vrtnje) u Prilogu A., karakteristike aeroprofila kraka, koje imamo prema [8], i veličinama za standardni dan prema MSA (*Međunarodna standardna atmosfera*). Odabiremo konačan broj elemenata na koji ćemo podijeliti krak rotora (ne manje od 5 i ne više od 15). Na granicama svakog elementa definiramo brzinu vrtnje, kut uvijanja, Machov broj te gradijent sile uzgona ovisan o napadnom kutu.

Uzimajući definiranu linearnu promjenu kuta uvijanja prema poglavlju 2., te korekciju za napadni kut nultog uzgona, budući da se radi o nesimetričnom profilu, možemo dobiti promjenu postavnog kuta kraka rotora po rasponu, prema formuli

$$\theta(r) = \theta_0 + \Delta\theta(r) - \alpha_{L0}. \quad (3.1)$$

Kako se ovdje radi o krakovima s konstantnom duljinom tetive, lokalna promjena nagiba struje za takav krak mijenjati će se po formuli

$$\phi(r) = \frac{v_i}{\Omega r}(r) = \frac{c_{l\alpha}(r)\sigma}{16\frac{r}{R}} \left(-1 + \sqrt{1 + \frac{32\theta(r)\frac{r}{R}}{c_{l\alpha}(r)\sigma}} \right). \quad (3.2)$$

Pri tome, potrebno je odrediti i promjenu gradijenta koeficijenta sile uzgona za svaki segment, uz poznate vrijednosti tangencijale brzine i Machovog broja, što se može napraviti preko Prandtl-Glauert jednadžbe:

$$c_{l\alpha}(r) = \frac{c_{l\alpha 0}}{\sqrt{1 - Ma(r)^2}}. \quad (3.3)$$

Sa dobivenom lokalnom promjenom nagiba struje, možemo odrediti i lokalnu promjenu napadnog kuta za svaki segment

$$\alpha_L(r) = \theta(r) - \phi(r). \quad (3.4)$$

Isto tako, za svaki segment kraka rotora, potrebno je odrediti i koeficijente sile uzgona i sile otpora, prema [1], Poglavlje 6, a to se radi preko jednadžbi

$$c_l(r) = c_{l\alpha}(r)\alpha(r), \quad (3.5)$$

$$c_d(r) = c_{d0} + c_{d1}\alpha + c_{d2}\alpha^2 = c_{d0} + 0.0855\alpha + 0.9724\alpha^2. \quad (3.6)$$

S tako definiranim koeficijentima, možemo izračunati promjenu koeficijenta pogonske sile po jediničnom rasponu kako slijedi

$$\frac{dC_T}{d\frac{r}{R}} = \frac{\left(\frac{r}{R}\right)^2 \sigma c_l}{2}, \quad (3.7)$$

s time da ova formula pokazuje promjenu koeficijenta između dva segmenta. Nadalje, možemo integrirati promjenu pogonske sile po jediničnom rasponu od početka kraka do vrha, ne uključujući gubitke na vrhu, prema formuli

$$C_{T_{no \ tip \ loss}} = \int_{x_0}^1 \frac{dC_T}{d\frac{r}{R}} d\frac{r}{R}. \quad (3.8)$$

Za korekciju gubitaka na vrhu kraka, izračunati će se faktor korekcije, prema formuli

$$B = 1 - \frac{\sqrt{2C_{T_{no\ tip\ loss}}}}{N}, \quad (3.9)$$

gdje je N broj krakova rotora. I konačno, može se definirati koeficijent pogonske sile umanjen za gubitke na vrhovima krakova

$$C_T = C_{T_{no\ tip\ loss}} - \int_B \frac{dC_T}{d\frac{r}{R}} d\frac{r}{R}. \quad (3.10)$$

Isto tako, s definiranim koeficijentom sile otpora svakog segmenta po rasponu, možemo odrediti promjenu koeficijenta okretnog momenta potrebnog za savladavanje otpora profila, po jediničnom rasponu, kako slijedi

$$\frac{dC_{Q0}}{d\frac{r}{R}} = \frac{b\left(\frac{r}{R}\right)^3 \left(\frac{c}{R}\right) c_d}{2\pi} \quad (3.11)$$

pa će nam ukupni potrebni koeficijent okretnog momenta za savladavanje otpora biti

$$C_{Q0} = \int_0^1 \frac{dC_{Q0}}{d\frac{r}{R}} d\frac{r}{R}. \quad (3.12)$$

Izračun promjene koeficijenta induciranog okretnog momenta po segmentima računa se prema jednadžbi

$$\frac{dC_{Qi}}{d\frac{r}{R}} = \frac{b\left(\frac{r}{R}\right)^3 \left(\frac{c}{R}\right) c_l \frac{v_i}{\Omega r}}{2\pi}, \quad (3.13)$$

gdje nam je v_i inducirana brzina koju možemo izraziti preko nagiba struje. Promjenu između segmenata se opet integrira po jediničnom rasponu prema

$$C_{Qi} = \int_{x_0}^B \frac{dC_{Qi}}{d\frac{r}{R}} d\frac{r}{R}. \quad (3.14)$$

Prema izračunatom koeficijentu pogonske sile C_T , i prema [1], str. 52, dijagram 1.29, izračunati povećanje koeficijenta induciranog okretnog momenta zbog rotacije vrtloga u tragu rotora

$$\Delta C_{Qi} = ST C_{Qi}. \quad (3.15)$$

Faktor korekcije ST odnosi se na gubitak snage zbog rotacije vrtloga u tragu rotora, i ovisan je o koeficijentu pogonske sile prema dijagramu 1.29, str. 52. Zbog te ovisnosti, sa dijagrama su očitane vrijednosti i napravljen je zakon po kojem se ovaj faktor onda mijenja, te je on kao takav uključen u model.

Na isti način bilo je potrebno definirati i faktor MC , str. 58, dijagram 1.34. Faktor MC definira pogrešku zbog interferencije vrtloga na vrhu kraka, a ovisan je o umnošku opterećenja diska rotora i koeficijenta pogonske sile svedene na koeficijent ispunjenosti diska.

Sa definiranim svi članovima koeficijenta okretnog momenta, možemo definirati koeficijent ukupnog okretnog momenta

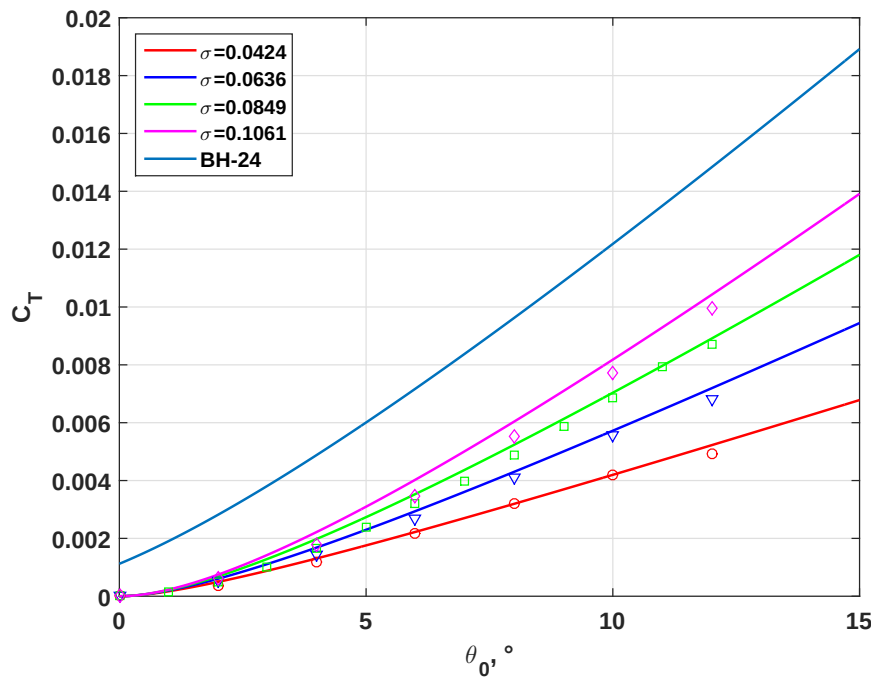
$$C_Q = (C_{Q0} + C_{Qi} + \Delta C_{Qi})MC, \quad (3.16)$$

s čime smo definirali model prema kombiniranoj teoriji elementarnog kraka i teorije diska.

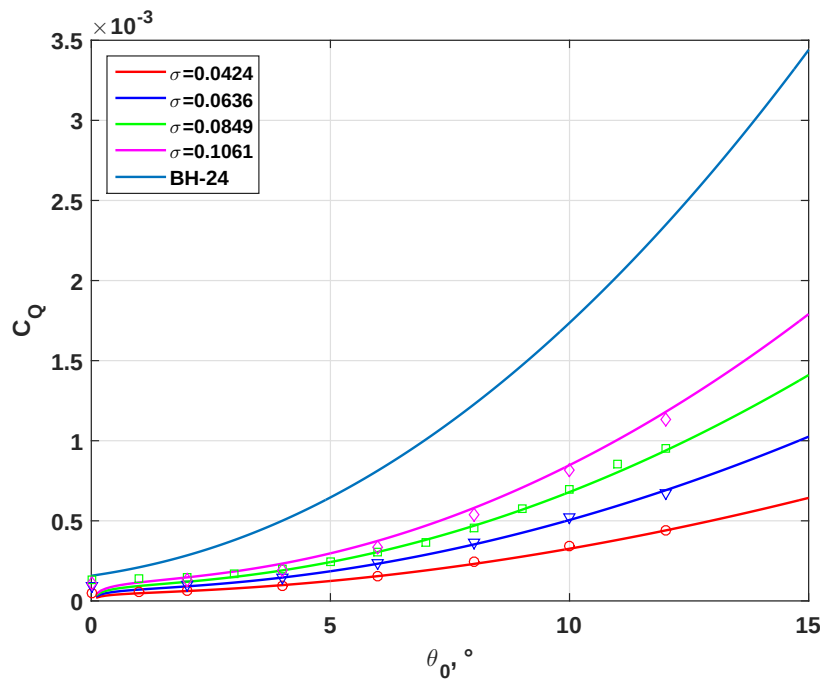
Rezultati

Model kombinirane teorije elementarnog kraka i teorije diska ispitan je za geometriju rotora prema Knight & Hafner, [7], i uspoređen s eksperimentalnim podacima. Rezultati su prikazani na slikama 3.1 i 3.2, sa koeficijentima ovisnima o postavnom kutu lopatica glavnog rotora. Sa dijagrama je vidljivo da rezultati modela dobro prate eksperimentalne podatke. Razlika malih odstupanja mogu biti zbog koeficijenata ST i MC .

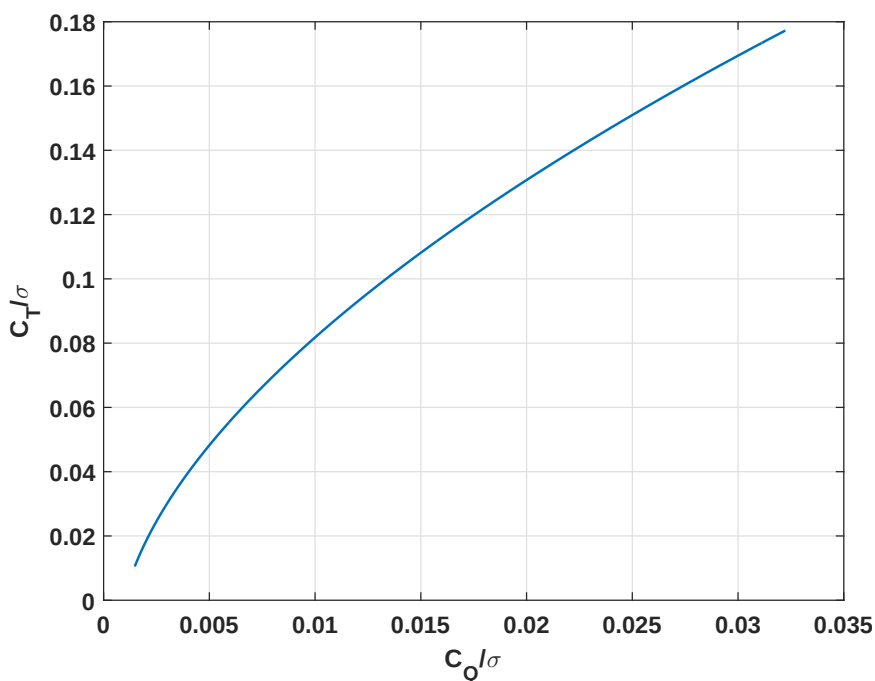
Naime, ako se pogledaju dijagrami tih koeficijenata u [1], njihove vrijednosti poznate su samo do određenih vrijednosti koeficijenta pogonske sile. Zakon po kojem se oni kasnije mijenjaju ne znamo i njihove vrijednosti možemo samo pretpostavljati odnosno nadati se da će pratiti definirani zakon.



Slika 3.1: Koeficijent pogonske sile ovisan o postavnom kutu



Slika 3.2: Koeficijent okretnog momenta ovisan o postavnom kutu



Slika 3.3: Koeficijent pogonske sile ovisan o koeficijentu okretnog momenta za helikopter BH-24

Na slikama sa rezultatima eksperimenta, imamo prikazane i rezultate modela za definiranu geometriju rotora helikoptera BH-24.

Rezultati pogonske sile prikazuju očekivane rezultate, i u usporedbi s koeficijentom pogonske sile prema teoriji diska za lebdenje, možemo očekivati postavni kut lopatica glavnog rotora oko $6-7^\circ$. Koeficijent okretnog momenta raste s povećanjem postavnog kuta lopatica, što je i očekivano jer raste i pogonska sila na rotoru.

Na slici 3.3, imamo prikazanu ovisnost koeficijent pogonske sile i okretnog momenta, koja pokazuju i dokazuju sve spomenute komentare.

3.2. Horizontalni let

Za provedbu analize rotora u horizontalnom letu, koristiti će se jedan od dostupnih modela koji su već razvijeni i provjereni s eksperimentalnim podacima.

Modeli zatvorene forme, [2] i [9], su analitička rješenja jednadžbi dobivena integriranjem elementarnih doprinosa sile uzgona i otpora po azimutnom kutu položaja kraka i raspona. Kod ovog modela razmatra se samo gibanje mahanja, odnosno gibanje kraka izvan ravnine rotacije, pri čemu je kut mahanja označen sa β . Mahanje je nužno gibanje kraka rotora, kako bi se zbog neravnomjernosti sile uzgona na rotoru, eliminirao moment valjanja helikoptera u jednu stranu. Na mahanje utječu komanda pilota, masa helikoptera, odnosno sila potiska, brzina leta i kutne brzine letjelice i vrsta rotora.

Osnovne pretpostavke i definicija koordinatnog sustava navedeni su prema [2], i ovdje se neće navoditi.

Matematički model rotora se može podijeliti na aerodinamički i dinamički dio, gdje sa aerodinamičkim dijelom dobivamo sile i momente koji se javljaju kao posljedica strujanja zraka. Sa dinamičkim dijelom dobivamo inercijske sile i momente na rotoru, ali nam taj dio u ovome radu nije bitan.

Integracijom aerodinamičkog momenta oko osi y , M_{ya_r} , po duljini kraka do efektivnog vrha B_T dobijemo moment oko osi y ovisan o azimutnom kutu položaja kraka ψ , jednadžba 3.18.

B_T se još naziva i koeficijent gubitaka na vrhu kraka i obično se uzima da iznosi 0.97.

Pri tome A_1 i B_1 predstavljaju bočni i uzdužni ciklički postavni kut koji zajedno sa θ_0 i θ_T daju postavni kut lokalnog presjeka kraka ovisan o azimutu

$$\theta = \theta_0 + \theta_T x + A_1 \cos(\psi) + B_1 \sin(\psi). \quad (3.17)$$

Zbroj aerodinamičkog momenta i inercijskog momenta oko osi y mora biti jednak nuli. Definiranjem Lock-ovog broja, koji predstavlja relativni utjecaj aerodinamičkih naspram inercijskih sila, i uvrštavanjem u jednadžbu 3.18, dobivamo jednadžbu koja se rješava kvazi-stacionarnom metodom. Kod te metode se predlaže oblik rješenja, koji se potom stavi u jednadžbu zajedno sa rezultatom, nakon integracije po azimutu, te se podijeli na nekoliko algebarskih jednadžbi. Rješenje uključuje četiri pretpostavke:

1. Krak maše jednostavnim harmoničkim gibanjem i to samo s prvim harmonicima.

2. Koeficijenti koji opisuju harmonike su konstante.
3. Sustav radi na visokim frekvencijama i s velikim prigušenjem te se prijelazni procesi mogu zanemariti.
4. Periodički koeficijenti harmoničkog gibanja mahanja ne utječu značajno na stabilnost sustava.

$$M_{y_{ar}} = \frac{1}{2} \rho V_{Ta}^2 R^2 c a_0 \cdot \left[\begin{array}{l} \left(\frac{B_T^4}{4} + \frac{2\mu B_T^3 S}{3} + \frac{\mu^2 B_T^2 S^2}{2} \right) \Theta_0 \\ + \left(\frac{B_T^5}{5} + \frac{2\mu B_T^4 S}{4} + \frac{\mu^2 B_T^3 S^2}{3} \right) \Theta_T \\ + \left(\frac{B_T^4}{4} + \frac{2\mu B_T^3 S}{3} + \frac{\mu^2 B_T^2 S^2}{2} \right) A_1 C \\ + \left(\frac{B_T^4}{4} + \frac{2\mu B_T^3 S}{3} + \frac{\mu^2 B_T^2 S^2}{2} \right) B_1 S \\ - \left(\frac{B_T^3}{3} + \frac{\mu B_T^2 S}{2} \right) (1 + \epsilon_0) (\mu \beta C - \lambda_a) \\ - \left(\frac{B_T^4}{4} + \frac{\mu B_T^3 S}{3} \right) (1 + \epsilon_0) \left(\frac{\dot{\beta}}{\Omega_a} \right) \\ + \left(\frac{B_T^4}{4} + \frac{\mu B_T^3 S}{3} \right) (1 + \epsilon_0) \hat{p}_a S \\ + \left(\frac{B_T^4}{4} + \frac{\mu B_T^3 S}{3} \right) (1 + \epsilon_0) \hat{q}_a C \end{array} \right]. \quad (3.18)$$

Ove pretpostavke su utjelovljene u predloženom obliku rješenja, odnosno jednadžbi za mahanje:

$$\beta = \beta_0 - a_1 \cos \psi - b_1 \sin \psi. \quad (3.19)$$

Kut konusa, β_0 , uzdužni ciklični kut mahanja, a_1 , i bočni ciklični kut mahanja, b_1 , su tri tražene konstante.

Sređivanjem gornjih jednadžbi, uz usvajanje svih navedenih pretpostavki i usvajanje još jedne nove, a to je da je ubrzanje glave rotora jednako nuli, dobivamo jednadžbu za kut konusa, uzdužni i ciklični kut mahanja:

$$\begin{aligned}
 \begin{Bmatrix} \beta_0 \\ a_1 \\ b_1 \end{Bmatrix} &= \begin{bmatrix} \frac{\gamma}{2} F_0 & \frac{\gamma}{2} F_T & 0 & \frac{\gamma}{2} F_{B_1} \\ \frac{A_0}{A_{a_1}} & \frac{A_T}{A_{a_1}} & 0 & \frac{A_{B_1}}{A_{a_1}} \\ \frac{\gamma}{2} \frac{B_{\beta_0}}{B_{b_1}} F_0 & \frac{\gamma}{2} \frac{B_{\beta_0}}{B_{b_1}} F_T & -\frac{B_{A_1}}{B_{b_1}} & \frac{\gamma}{2} \frac{B_{\beta_0}}{B_{b_1}} F_{B_1} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \theta_0 \\ \theta_t \\ A_1 \\ B_1 \end{Bmatrix} \\
 &+ \begin{bmatrix} \frac{\gamma}{2} F_\lambda & \frac{\gamma}{2} F_P & 0 \\ \frac{A_\lambda}{A_{a_1}} & \frac{A_P}{A_{a_1}} & 0 \\ \frac{\gamma}{2} \frac{B_{\beta_0}}{B_{b_1}} F_\lambda & \frac{\gamma}{2} \frac{B_{\beta_0}}{B_{b_1}} F_P & -\frac{B_q}{B_{b_1}} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \lambda_a \\ \hat{p}_a \\ \hat{q}_a \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & -\frac{4}{\gamma A_{a_1}} \\ -\frac{4}{\gamma B_{b_1}} & 0 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \hat{p}_i \\ \hat{q}_i \end{Bmatrix}. \quad (3.20)
 \end{aligned}$$

Koeficijenti jednadžbe (3.20) se definiraju ovako:

$$\begin{aligned}
 F_0 &= F_\Omega^2 \left(\frac{B_T^4}{4} + \frac{B_T^2 \mu^2}{4} \right) & F_T &= F_\Omega^2 \left(\frac{B_T^5}{5} + \frac{B_T^3 \mu^2}{6} \right) \\
 F_\lambda &= F_\Omega^2 \left(\frac{B_T^3}{3} \right) (1 + \epsilon_0) & F_{B_1} &= F_\Omega^2 \left(\frac{B_T^3 \mu}{3} \right) \\
 F_P &= F_\Omega^2 \left(\frac{B_T^3 \mu}{6} \right) (1 + \epsilon_0) & F_{a_1} &= F_\Omega^2 \left(\frac{\mu B_T^3}{6 F_\Omega} \right) (1 + \epsilon_0) (1 - F_\Omega)
 \end{aligned} \quad (3.21)$$

$$\begin{aligned}
 A_0 &= F_\Omega^2 \left(\frac{2 B_T^3 \mu}{3} \right) & A_T &= F_\Omega^2 \left(\frac{B_T^4 \mu}{2} \right) \\
 A_\lambda &= F_\Omega^2 \left(\frac{B_T^2 \mu}{2} - \left\langle \frac{\mu^3}{8} \right\rangle \right) (1 + \epsilon_0) & A_{B_1} &= F_\Omega^2 \left(\frac{B_T^4}{4} + \frac{3 B_T^2 \mu^2}{8} \right) \\
 A_P &= F_\Omega^2 \left(\frac{B_T^4}{4} \right) (1 + \epsilon_0) & A_{a_1} &= F_\Omega^2 \left(\frac{B_T^4}{4 F_\Omega} - \frac{B_T^2 \mu^2}{8} \right) (1 + \epsilon_0)
 \end{aligned} \quad (3.22)$$

$$\begin{aligned}
 B_{\beta 0} &= F_{\Omega}^2 \left(\frac{B_T^3 \mu}{3} \right) (1 + \epsilon_0) & B_{A_1} &= F_{\Omega}^2 \left(\frac{B_T^4}{4} + \frac{B_T^2 \mu^2}{8} \right) \\
 B_q &= F_{\Omega}^2 \left(\frac{B_T^4}{4} \right) (1 + \epsilon_0) & B_{b_1} &= F_{\Omega}^2 \left(\frac{B_T^4}{4F_{\Omega}} + \frac{B_T^2 \mu^2}{8} \right) (1 + \epsilon_0)
 \end{aligned} \tag{3.23}$$

$$\begin{aligned}
 F_{\Omega} &= \frac{\Omega_a}{\Omega'} \\
 \hat{p}_i &= \frac{p_i}{\Omega'} \\
 \hat{q}_i &= \frac{q_i}{\Omega'}
 \end{aligned} \tag{3.24}$$

$$\begin{aligned}
 \Omega_a &= \Omega - r_a \\
 \Omega' &= \Omega - r_i
 \end{aligned}$$

$$\lambda_a = \frac{w_a}{V_{Ta}}, \quad \mu = \frac{u_i}{V_{Ta}}, \quad V_{Ta} = \Omega_a R \tag{3.25}$$

$$\epsilon_0 = \frac{\bar{C}_D}{a_0} . \tag{3.26}$$

Sile i momenti na vratila rotora se dobivaju tako što se elementarni doprinosi uzgona i otpora, dobiveni za koordinatni sustav rotora,

$$d\mathbf{F}a_r = \begin{Bmatrix} \beta dL \\ -dD + \phi dL \\ -\phi dD - dL \end{Bmatrix} , \tag{3.27}$$

prenesu matricama transformacije na koordinatni sustav glave rotora,

$$d\mathbf{F}a_h = \begin{bmatrix} \cos(\psi) & \sin(\psi) & 0 \\ -\sin(\psi) & \cos(\psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \beta dL \\ -dD + \phi dL \\ -\phi dD - dL \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} (\beta C + \phi S) dL - (S) dD \\ (\phi C + \beta S) dL - (C) dD \\ -\phi dD - dL \end{Bmatrix} . \tag{3.28}$$

U njih se uvrštavaju jednadžbe za uzgon, otpor, mahanje i kut nagiba struje:

$$\begin{aligned} dL = \frac{1}{2} \rho V_{Ta}^2 Rca_0 (\mu S + x)^2 & \left[\theta_0 + \theta_T x + A_1 C + B_1 S \right. \\ & \left. + \left(\frac{-\mu \beta C + \lambda_a - x(\dot{\beta}/\Omega_a) + x \hat{p}_a S + x \hat{q}_a C}{\mu S + x} \right) \right] dx, \end{aligned} \quad (3.29)$$

$$dD = \frac{1}{2} \rho V_{Ta}^2 Rca_0 (\mu S + x)^2 \epsilon_0 dx, \quad (3.30)$$

$$\phi = \frac{[-\mu \beta C + \lambda_a - x(\dot{\beta}/\Omega_a) + x \hat{p}_a S + x \hat{q}_a C]}{(\mu S + x)}, \quad (3.31)$$

te ih integrira po azimutnom kutu i po radijusu i pomnoži sa brojem lopatica. Dobivene jednadžbe

$$\frac{2C_x}{\sigma a_0} = \left\{ \begin{aligned} & [l] - \left(\frac{B_T^2 \mu}{2} \right) \epsilon_0 + \left(\frac{B_T \mu}{2} \lambda_a - \frac{B_T^3}{3} a_1 \right) \theta_0 \\ & + \left(\frac{B_T^2 \mu}{4} \lambda_a - \frac{B_T^4}{4} a_1 \right) \theta_T + \left(\frac{B_T^3}{6} \beta_0 \right) (A_1 + b_1) \\ & + \left(\frac{B_T^2}{4} \lambda_a - \frac{B_T^2 \mu}{4} a_1 \right) B_1 - \frac{3B_T^2}{4} \lambda_a a_1 - \frac{B_T^2}{4} (\beta_0^2 + a_1^2) \mu \\ & + \left(\frac{B_T^3}{6} \theta_0 + \frac{B_T^4}{8} \theta_T + \frac{B_T^2}{2} \lambda_a + \frac{3B_T^2 \mu}{16} B_1 + \frac{B_T^2 \mu}{16} a_1 \right) \hat{p}_a \\ & + \left(\frac{B_T^3}{6} \beta_0 + \frac{B_T^2 \mu}{16} A_1 + \frac{B_T^2 \mu}{16} B_1 \right) \hat{q}_a \end{aligned} \right\} \quad (3.32)$$

$$\frac{2C_y}{\sigma a_0} = \left\{ \begin{aligned} & [l] \left[\left(\frac{B_T^3}{3} + \frac{B_T \mu^2}{2} \right) b_1 - \frac{3B_T^2 \mu}{4} \beta_0 \right] \theta_0 \\ & + \left[\left(\frac{B_T^4}{4} + \frac{B_T^2 \mu^2}{4} \right) b_1 - \frac{B_T^3 \mu}{2} \beta_0 \right] \theta_T \\ & + \left(\frac{B_T^2}{4} \lambda_a + \frac{B_T^2 \mu}{4} a_1 \right) A_1 \\ & + \left[- \left(\frac{B_T^3}{6} + \frac{B_T \mu^2}{2} \right) \beta_0 + \frac{B_T^2 \mu}{2} b_1 \right] B_1 \\ & + \left(\frac{3B_T^2}{4} b_1 - \frac{3B_T \mu}{2} \beta_0 \right) \lambda_a \\ & + \left(+ \frac{B_T^3}{6} \beta_0 + \frac{B_T^2 \mu}{4} b_1 - B_T \mu^2 \beta_0 \right) a_1 \\ & + \left(+ \frac{B_T^2 \mu}{16} A_1 - \frac{B_T^3}{6} \beta_0 + \frac{5B_T^2 \mu}{16} b_1 \right) \hat{p}_a \\ & + \left(\frac{B_T^3}{6} \theta_0 + \frac{B_T^4}{8} \theta_T + \frac{B_T^2}{2} \lambda_a + \frac{B_T^2 \mu}{16} B_1 + \frac{7B_T^2 \mu}{16} a_1 \right) \hat{q}_a \end{aligned} \right\} \quad (3.33)$$

$$\frac{2C_z}{\sigma a_0} = - \left\{ \begin{aligned} & [l] \left(\frac{B_T^3}{3} + \frac{B_T \mu^2}{2} \right) \theta_0 + \left(\frac{B_T^4}{4} + \frac{B_T^2 \mu^2}{4} \right) \theta_T \\ & + \left(\frac{B_T^2}{2} + \left\langle \frac{\mu^2}{4} \right\rangle \right) (1 + \epsilon_0) \lambda_a + \left(\frac{B_T^2 \mu}{2} + \left\langle \frac{\mu^3}{8} \right\rangle \right) B_1 \\ & + \left(\frac{B_T^2 \mu}{4} (1 + \epsilon_0) \right) \hat{p}_a \end{aligned} \right\} \quad (3.34)$$

su koeficijenti sila po x , y i z osi, gdje je $\sigma = bc/\pi R$ i zove se još koeficijent ispunjenosti kraka.

Koeficijenti momenata oko x i y su

$$C_{mx} = \frac{\sigma a_0}{2} \left\{ \begin{aligned} & [l] - \left(\frac{B_T^3 \mu}{3} \right) \theta_0 - \left(\frac{B_T^4 \mu}{4} \right) \theta_T - \left(\frac{B_T^2 \mu}{4} \right) \lambda_a - \left(\frac{B_T^4}{8} \right) \hat{p}_a \\ & - \left(\frac{B_T^4}{8} + \frac{3B_T^2 \mu^2}{16} \right) B_1 + \left(\frac{B_T^4}{8} - \frac{B_T^2 \mu^2}{16} \right) a_1 \end{aligned} \right\} \quad (3.35)$$

$$C_{my} = \frac{\sigma a_0}{2} \left\{ \left(\frac{B_T^3 \mu}{6} \right) \beta_0 - \left(\frac{B_T^4}{8} \right) \hat{q}_a - \left(\frac{B_T^4}{8} + \frac{B_T^2 \mu^2}{16} \right) A_1 - \left(\frac{B_T^4}{8} + \frac{B_T^2 \mu^2}{16} \right) b_1 \right\} \quad (3.36)$$

Koeficijent oko osi z , odnosno okretnog momenta, je radi jednostavnosti podijeljen na tri dijela:

1.

$$C_{Q_0} = \frac{\sigma a_0}{2} \left\{ \begin{aligned} &Q_{\epsilon \epsilon_0} - Q_{\lambda \lambda_a} - Q_{\beta_0^2 \beta_0^2} - Q_{a_1^2 a_1^2} - Q_{b_1^2 b_1^2} \\ &+ Q_{\beta_0 b_1} \beta_0 b_1 - Q_{a_1 \lambda} a_1 \lambda_a \end{aligned} \right\} \quad (3.37)$$

gdje su

$$\begin{aligned} Q_{\epsilon} &= \left(\frac{B_T^4}{4} + \frac{B_T^2 \mu^2}{4} \right) & Q_{\lambda_a} &= \left(\frac{B_T^3}{3} \right) \theta_0 + \left(\frac{B_T^4}{4} \right) \theta_T + \left(\frac{B_T^2}{2} \right) \lambda_a \\ Q_{\beta_0^2} &= \left(\frac{B_T^2 \mu^2}{4} \right) & Q_{a_1^2} &= \left(\frac{B_T^4}{8} + \frac{3B_T^2 \mu^2}{16} \right) \\ Q_{b_1^2} &= \left(\frac{B_T^4}{8} + \frac{B_T^2 \mu^2}{16} \right) & Q_{\beta_0 b_1} &= \left(\frac{B_T^3 \mu}{3} \right) \\ Q_{a_1 \lambda} &= \left(\frac{B_T^2 \mu}{2} \right) ; \end{aligned} \quad (3.38)$$

2.

$$C_{Q_c} = \frac{\sigma a_0}{2} \{ Q_{B_1 a_1} B_1 a_1 - Q_{B_1 \lambda} B_1 \lambda + Q_{A_1 \beta_0} A_1 \beta_0 - Q_{A_1 b_1} A_1 b_1 \} \quad (3.39)$$

gdje su

$$\begin{aligned} Q_{B_1 a_1} &= \left(\frac{B_T^4}{8} - \frac{B_T^2 \mu^2}{16} \right) & Q_{B_1 \lambda} &= \left(\frac{B_T^2 \mu}{4} \right) \\ Q_{A_1 \beta_0} &= \left(\frac{B_T^3 \mu}{6} \right) & Q_{A_1 b_1} &= \left(\frac{B_T^4}{8} + \frac{B_T^2 \mu^2}{16} \right) ; \end{aligned} \quad (3.40)$$

3.

$$C_{Qpq} = \frac{\sigma a_0}{2} \{Q_p \hat{p}_a + Q_q \hat{q}_a\} \quad (3.41)$$

gdje su

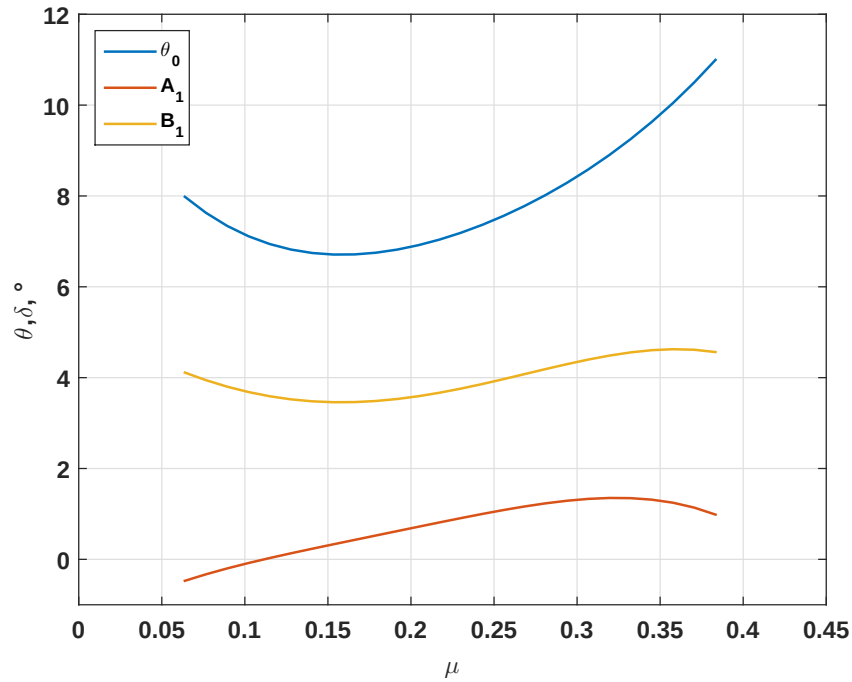
$$\begin{aligned} Q_p &= \left(-\frac{B_T^4}{8} B_1 - \frac{B_T^3 \mu}{6} \theta_0 - \frac{B_T^4 \mu}{8} \theta_T - \frac{B_T^4}{8} \hat{p}_a + \frac{B_T^4}{4} a_1 \right) \\ Q_q &= \left(-\frac{B_T^4}{8} A_1 + \frac{B_T^3 \mu}{3} \beta_0 - \frac{B_T^4}{8} \hat{q}_a - \frac{B_T^4}{4} b_1 \right). \end{aligned} \quad (3.42)$$

Ukupni koeficijent okretnog momenta je zbroj ova tri dijela

$$C_Q = C_{Q0} + C_{Qc} + C_{Qpq}.$$

Rezultati

Analiza horizontalnog leta promatranog helikoptera provedena je za koeficijente napredovanja od 0.1 do 0.39. U tom području koeficijenta, imali smo dostupne ulazne podatke ciklične i kolektivne komande, prema [3].

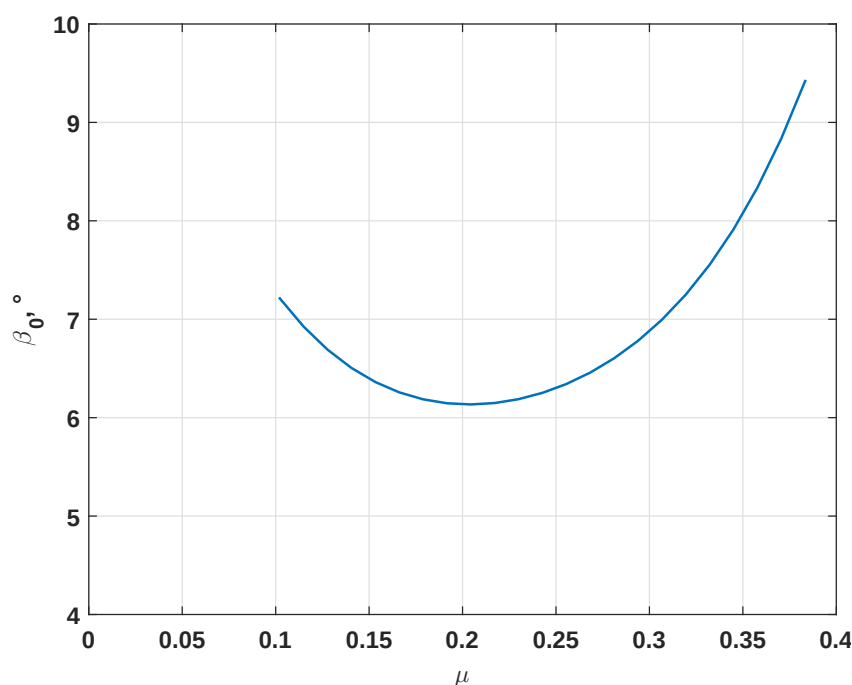


Slika 3.4: Komande kolektiva i ciklika prema brzini u horizontalnom letu

Slika 3.4 prikazuje tu promjenu komandi, a koja uključuje promjenu postavnog kuta lopatica glavnog rotora (kolektiv), bočni ciklični postavni kut A_1 i uzdužni ciklični kut B_1 . Cijelo područje komandi uvršteno je kao ulazni podatak modela zatvorene forme.

Bitno je još napomenuti da su dostupni podaci komandi helikoptera u konfiguraciji sa krilima, i da je zbog izbjegavanja nelinearnog područja koeficijenta sile uzgona krila, analiza rađena za koeficijente napredovanja veće od 0.1.

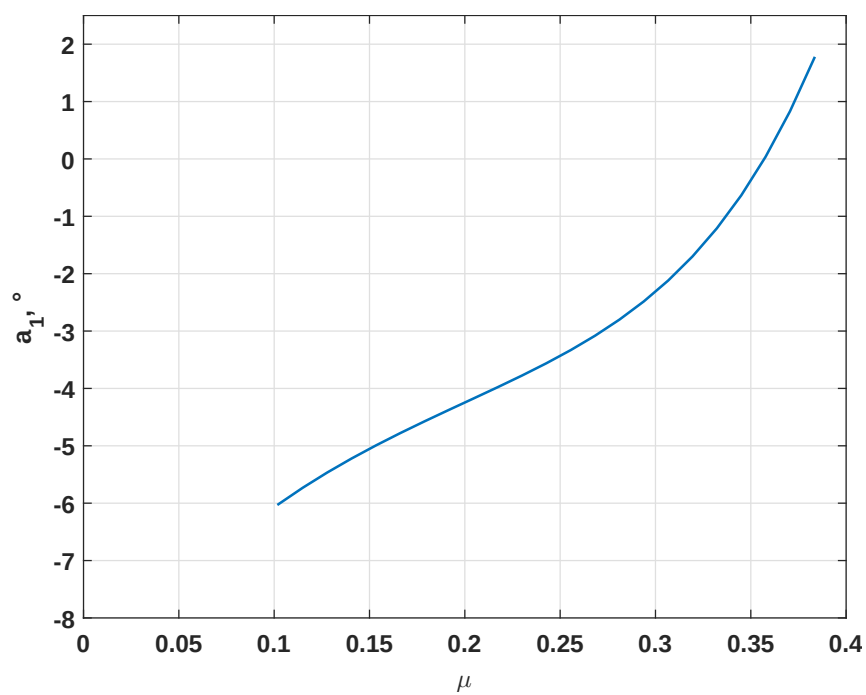
Analiza kuteva mahanja, sila i momenta biti će zanimljivo vidjeti i za konfiguraciju helikoptera bez krila, a koja će se napraviti kasnije u radu, usporedno s rezultatima ovog poglavlja.



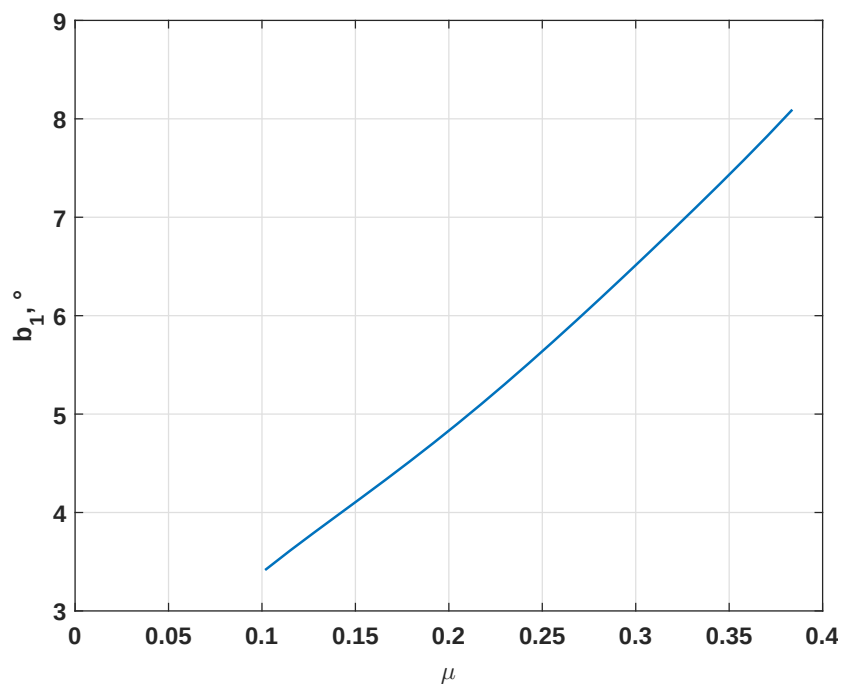
Slika 3.5: Kut konusa rotora

Slike 3.5, 3.6, 3.7, prikazuju kut konusa rotora β , uzdužni ciklični kut mahanja a_1 te bočni ciklični kut mahanja b_1 . Kako je vidljivo iz slike 3.5, kut konusa rotora je manji od 15° , što znači da model radi dobro, a i to da je sa rotorom sve u redu.

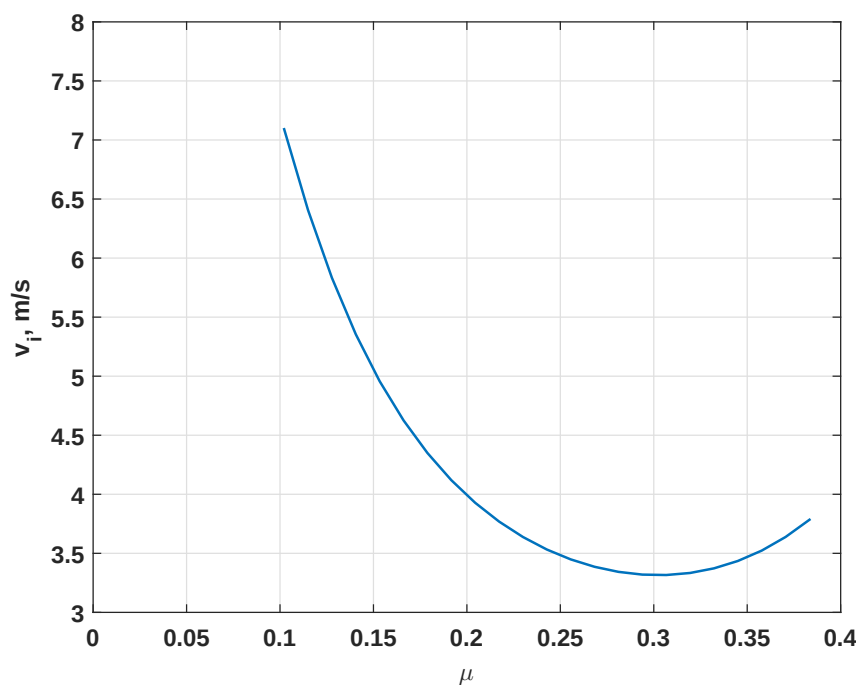
Na slikama 3.8 i 3.9, vidimo promjenu inducirane brzine na rotoru te rezultate pogonske sile. Inducirana brzina pada s porastom koeficijenta napredovanja, što je i očekivano. Pogonska sila pri malim koeficijentima napredovanja odgovara pogonskoj sili u lebdenju, s malim odstupanjima, i raste s koeficijentom napredovanja.



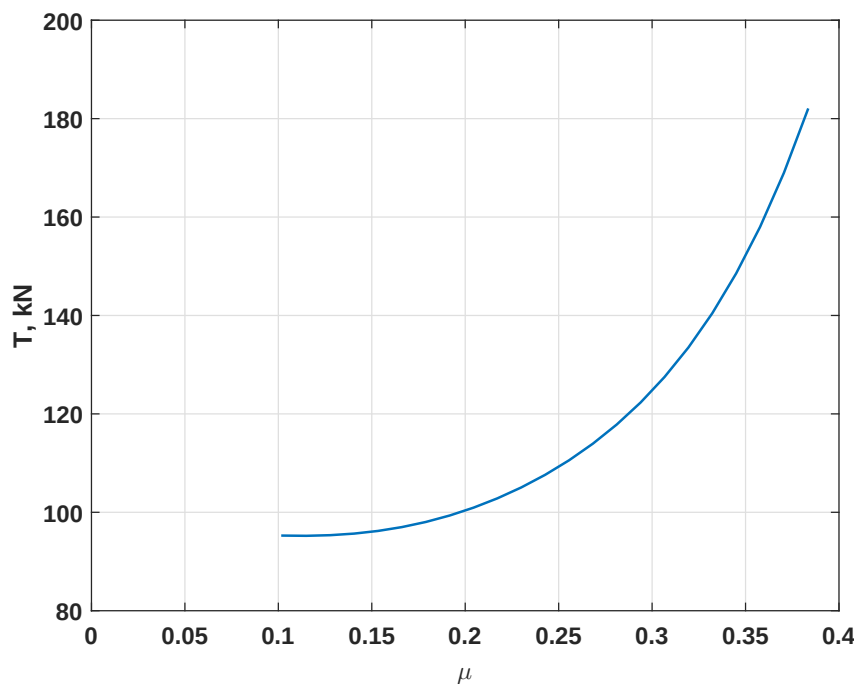
Slika 3.6: Uzdužni ciklični kut mahanja



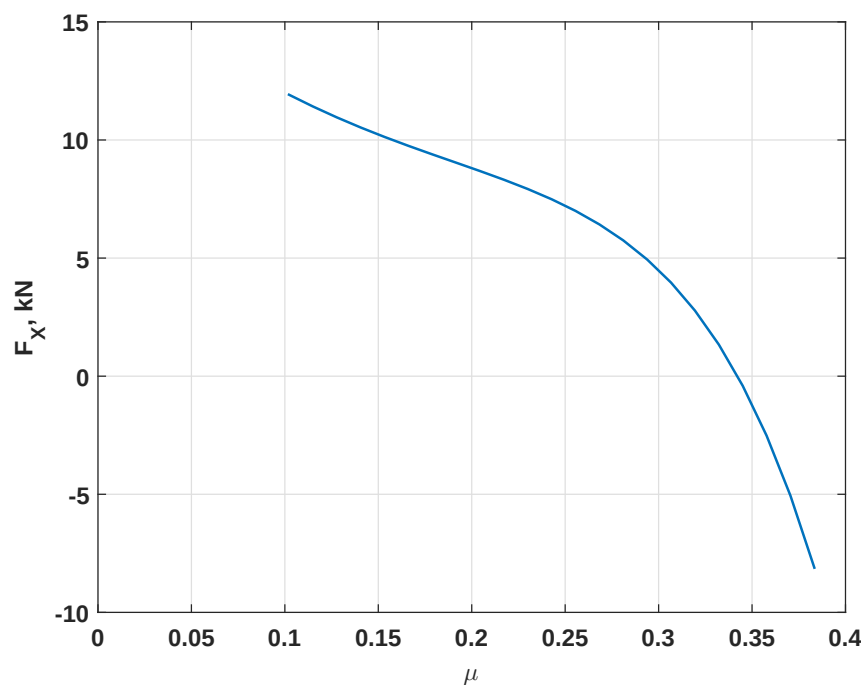
Slika 3.7: Bočni ciklični kut mahanja



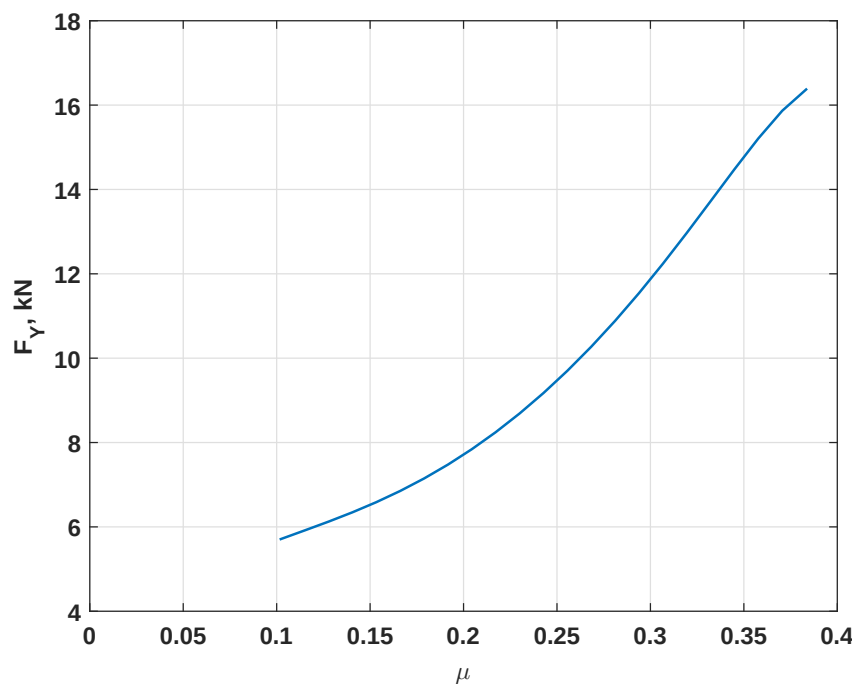
Slika 3.8: Inducirana brzina



Slika 3.9: Potisna sila na glavnem rotoru



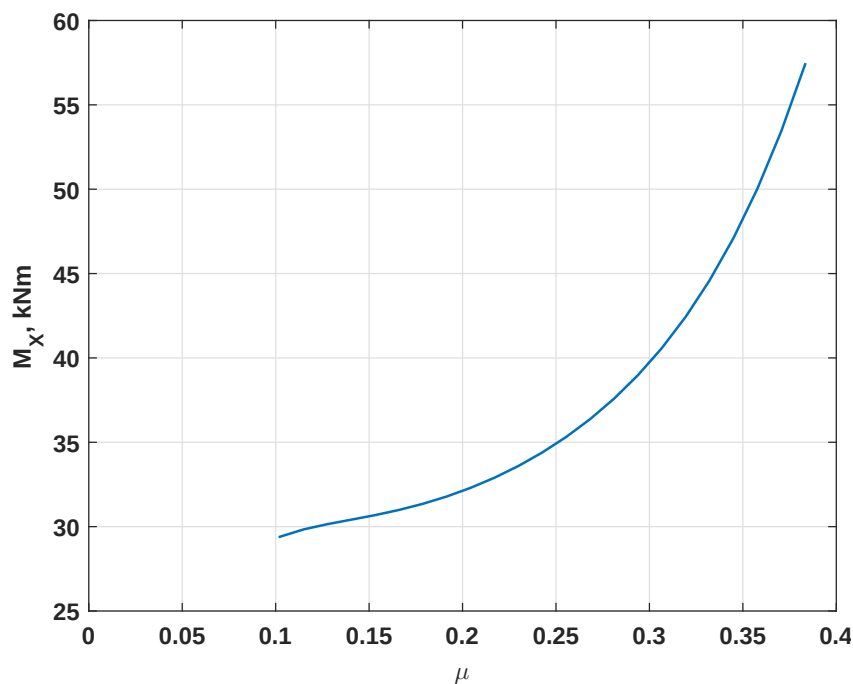
Slika 3.10: Sila oko x osi



Slika 3.11: Sila oko y osi

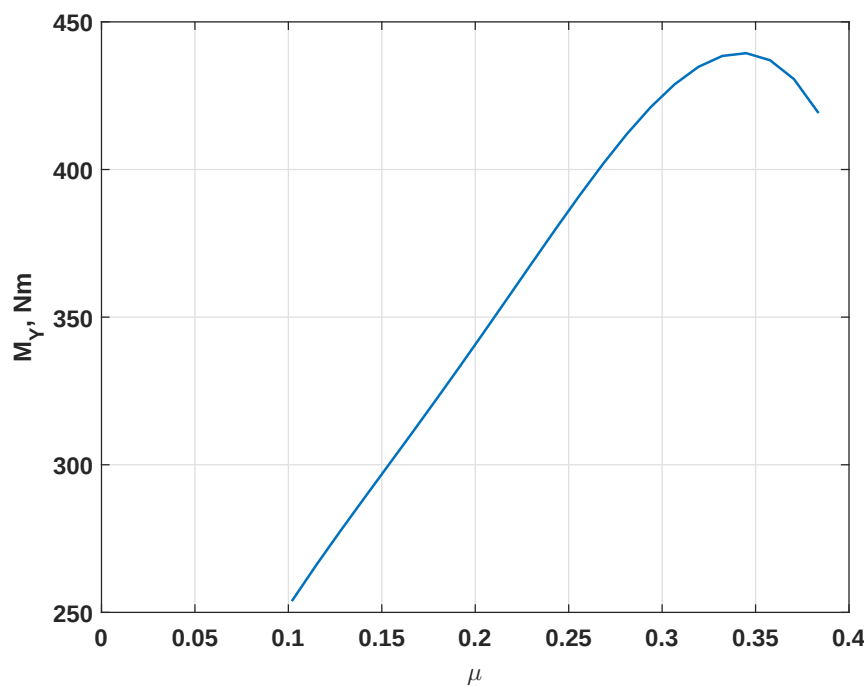
Slike 3.10 i 3.11, prikazuju promjenu uzdužne i bočne sile rotora. Porastom koeficijenta napredovanja imamo i pad uzdužne sile rotora, i porast bočne sile na rotoru.

Na slikama 3.12, 3.13 i 3.14 imamo prikaz momenata na glavnom rotoru. Ono što je moguće vidjeti jest porast momenata oko osi x i y, te pad okretnog momenta oko z osi.

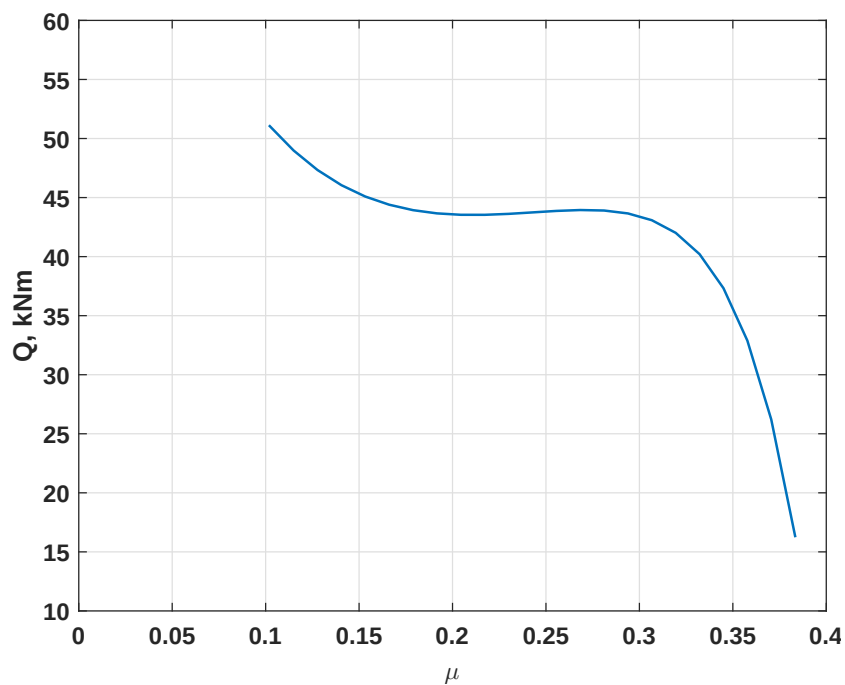


Slika 3.12: Moment oko x osi

Taj pad okretnog momenta oko osi z je malo nelogičan, budući da pogonska sila na glavnom rotoru raste. Razlog pada okretnog momenta može biti u samom modelu, ili nekoj pogrešci napravljenoj prilikom same analize. Svakako bi se ovaj problem trebao još razraditi.



Slika 3.13: Moment oko y osi



Slika 3.14: Moment oko z osi

4 Aerodinamičke karakteristike helikoptera

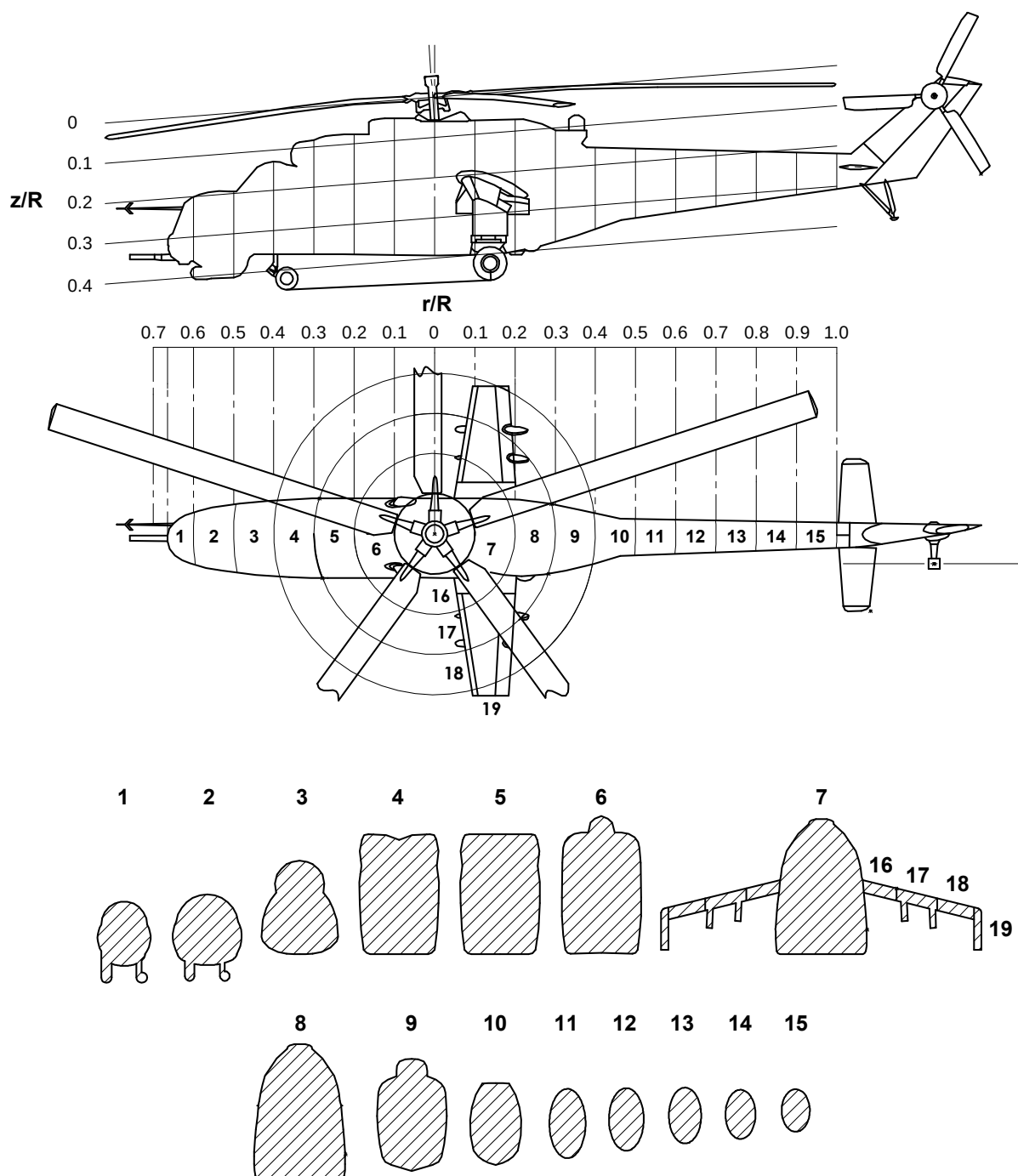
U ovom poglavlju, odraditi će se procjena aerodinamičkih karakteristika ostalih konstruktivnih dijelova helikoptera izuzev glavnog rotora, koji je analiziran u prethodnom poglavlju. Dijelovi helikoptera koji će se analizirati su krilo, horizontalni i vertikalni stabilizator te repni rotor, a njihove karakteristike potrebne su nam za analizu performansi helikoptera.

4.1. Vertikalni otpor u lebdenju

Kako bismo odredili performanse helikoptera u lebdenju, potrebno je odrediti veličinu sile otpora, koju pogonska grupa mora dodatno svladati zajedno sa težinom helikoptera. U ovom podpoglavljju biti će odrađena metoda procjene sile otpora prema [1], a sastoji se od sljedećih koraka:

- podjela tlocrta konstrukcije helikoptera u segmente;
- procjena koeficijenta sile otpora svakog segmenta kao funkcije njegovog oblika;
- određivanje raspodjele dinamičkog tlaka u vrtlogu rotora;
- sumiranje efekata svakog segmenta.

Na slici 4.1, prikazan je razmatrani helikopter BH-24 podijeljen u segmente s prikazanim poprečnim presjecima trupa i krila. Helikopter je podijeljen u cirkularne segmente u odnosu na jedinični radijus glavnog rotora pri čemu koeficijent otpora, za svaki segment, ovisi o njegovom poprečnom presjeku.



Slika 4.1: Prikaz segmenata razmatranog helikoptera BH-24

Raspodjela tlaka na kraku rotora uzeta je iz poznatih eksperimentalnih podataka u [1], str. 281, dijagram 4.6, za rotor s kutem uvijanja od -4° i -10° . Kod razmatranog

Tablica 4.1: Izračun vertikalnog otpora za razmatrani helikopter

n	r/R	z/R	$(q/DL)_n$	C_{Dn}	A_n, m^2	$(q/DL)_n \cdot C_{Dn} \cdot A_n$
1	0.65	0.28	0.94	0.7	1.43	0.94
2	0.55	0.26	0.81	0.7	1.95	1.11
3	0.45	0.24	0.61	0.8	2.51	1.23
4	0.35	0.22	0.43	0.9	4.23	1.64
5	0.25	0.22	0.25	0.9	4.27	0.96
6	0.15	0.21	0.05	0.9	4.42	0.20
7	0.15	0.23	0.05	0.9	4.73	0.22
8	0.25	0.24	0.25	0.7	4.73	0.83
9	0.35	0.24	0.44	0.6	2.90	0.77
10	0.45	0.26	0.62	0.4	1.62	0.40
11	0.55	0.25	0.80	0.4	0.91	0.29
12	0.65	0.25	0.92	0.4	0.79	0.29
13	0.75	0.25	0.98	0.4	0.66	0.26
14	0.85	0.26	0.26	0.4	0.54	0.06
15	0.95	0.26	0.00	0.4	0.43	0.00
-	-	-	-	-	36.12	9.2
16	0.15	0.22	0.05	2.0	0.37	0.04
17	0.25	0.24	0.25	3.0	0.66	0.50
18	0.35	0.26	0.44	2.0	0.41	0.36
19	0.45	0.30	0.65	2.0	0.27	0.35
	-	-	-	-	1.71	1.25

helikoptera usvojen je kut uvijanja od $-5^\circ 33'$, pa je u obzir uzeta raspodjela tlaka za kut od -4° , što se može smatrati dovoljno točnim, budući da iz dijagrama vidimo da je razlika u raspodjeli tlaka između -4° i -10° veoma mala.

Poznavajući koeficijente sile otpora svakog segmenta, njegove površine i raspodjele dinamičkog tlaka čije vrijednosti su definirane u tablici 4.1, prema formuli se može odrediti veličina sile otpora

$$\frac{D_V}{W} = \frac{2 \sum_{n=1}^N C_{Dn}(q/DL)_n A_n}{A}, \quad (4.1)$$

gdje je A u nazivniku površina diska rotora. Ova formula podrazumijeva da se u obzir uzme samo polovičan presjek segmenata, pa je u brojniku umnožak 2, što se ovdje zanemarilo budući da je u obzir uzeta cjelokupna površina poprečnog presjeka.

Budući da se u radu razmatra konfiguracija bez i sa krilima, moramo odrediti koliko će biti povećanje pogonske sile da bi se svladao vertikalni otpor helikoptera. Prema formuli 4.1, dobivamo da će povećanje pogonske sile za konfiguraciju bez krila iznositi

$$\frac{D_V}{W} = \frac{9.2}{235.06} = 0.039, \quad (4.2)$$

odnosno 3.9%, dok će to povećanje kod konfiguracije sa krilima iznositi

$$\frac{D_V}{W} = \frac{10.07}{235.06} = 0.045, \quad (4.3)$$

ili 4.5%.

4.2. Koeficijent blokade vertikalnog stabilizatora

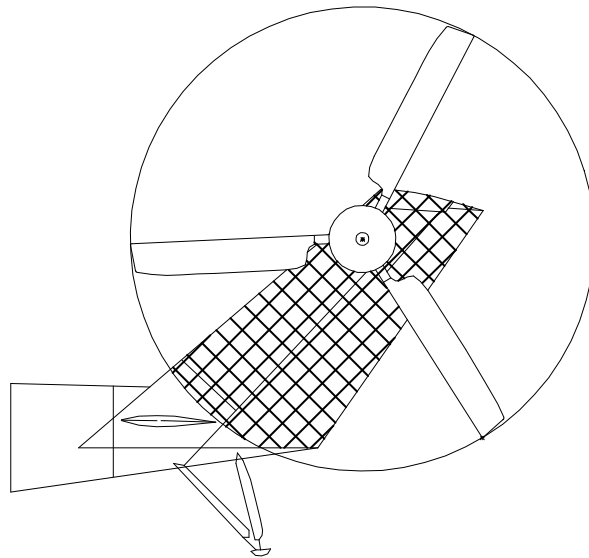
Kako bi odredili potrebnu snagu repnog rotora, potrebno je odrediti interferenciju repnog rotora i vertikalnog stabilizatora. Interferencija se dijeli u dva oblika, i to kao sila na vertikalni stabilizator, koja smanjuje efektivnu silu generiranu od strane repnog rotora, te kao promjena masenog protoka kroz rotor, koja će zatim povećavati ili smanjivati potrebnu snagu za pogon repnog rotora. Na dijagramu 4.9, [1], imamo prikaz eksperimentalnih rezultata, koji pokazuju bezdimenzionalnu interferenciju sile na stabilizator, kao funkciju površine koja blokira rotor i udaljenosti repnog rotora do stabilizatora, i to za vučni i potisni rotor.

Kod vučne konfiguracije repnog rotora, rotor profitira zbog efekta podloge (*eng. "Pseudo Ground Effect"*), baš kao i glavni rotor kod vertikalnog leta, dok kod potisne konfiguracije, stabilizator usporava maseni protok, pa rotor gubi učinkovitost kao kod efekta plafona leta (*eng. "Pseudo Ceiling Effect"*). Stabilizator ujedno unosi diskontinuitet u protok, što može rezultirati lokalnim gubitkom sile uzgona na rotoru.

Sila koju mora ostvariti repni rotor je prema jednadžbi:

$$T_T = \frac{T_{T_{potr}}}{1 - F/T}, \quad (4.4)$$

gdje je T_{potr} , sila koja mora ostvariti repni rotor da bi kompenzirao moment glavnog rotora, a F/T koeficijent blokade za koji potrebna sila repnog rotora mora biti uvećana.



Slika 4.2: Prikaz površine stabilizatora u zaklonu repnog rotora

Koeficijent blokade vertikalnog stabilizatora kod helikoptera BH-24, moguće je odrediti iz dijagrama 4.9, uz prethodno određivanje omjera udaljenosti repnog rotora i vertikalnog stabilizatora x/R , te omjera površine vertikalnog stabilizatora blokirane od strane površine diska i površine repnog rotora S/A . Udaljenost između vertikalnog stabilizatora i diska repnog rotora je $x=0.72$ m, što je vidljivo iz slike 2.2. Površina vertikalnog stabilizatora zaklonjena od strane repnog rotora, procijenjena je prema dimenzijama slike helikoptera u mjerilu, i njena vrijednost je $S=2.74$ m². Vrijednost x/R iznosi 0.37, a vrijednost S/A 0.23, pa je očitana vrijednost faktora

$$F/T = 0.18. \quad (4.5)$$

4.3. Parazitski otpor u pravocrtnom letu

U ovom podpoglavlju, procijeniti će se ukupni parazitski otpor razmatranog helikoptera u progresivnom (napredujućem) letu i to kroz dvije iteracije. Pri tome, brzina pri kojoj se radi procjena iznosi 80 m/s (290 km/h). Kod prve iteracije pretpostavljen je napadni kut trupa helikoptera u iznosu $\alpha_F=0^\circ$, budući da je rotor helikoptera u odnosu na trup nagnut već 4.5° , što znači da se rotor nalazi već pod dovoljnim napadnim kutem za horizontalni let. S ovakvom postavkom i određenim parazitskim otporom, definirali smo napadni kut diska rotora prema formuli iz [10],

$$\tan \alpha_r = \frac{D}{W}, \quad (4.6)$$

koja se može smatrati dovoljno točnom za predviđenu procjenu otpora. Iz prve iteracije određen je napadni kut diska rotora $\alpha_r=-9.12^\circ \approx -9^\circ$, što znači da će u drugoj iteraciji napadni kut trupa helikoptera, a s time i ostatka konstrukcije iznositi

$$\alpha_F = \alpha_r + 4.5^\circ = -4.5^\circ. \quad (4.7)$$

S tom drugom iteracijom i određenim parazitskim otporom, krenuti će se u analizu performansi što će biti prikazano u slijedećem poglavlju.

4.3.1. Trup

Iznos frontalne površine trupa, iz slike helikoptera u mjerilu iznosi

$$A_F=4.88 \text{ m}^2.$$

Relativni radijus trupa helikoptera, izraziti će se preko iznosa frontalne površine trupa, pa je omjer duljine trupa i relativnog radijusa

$$l/d = \frac{l}{\sqrt{\frac{4A_F}{\pi}}} = \frac{17.51}{\sqrt{\frac{4 \cdot 4.88}{\pi}}} = 7.03. \quad (4.8)$$

S poznatim omjerom, iz dijagrama sa slike 4.17, [1], str. 294, pretpostaviti će se koeficijent otpora baziran na frontalnom presjeku u iznosu

$$C_{DF}=0.1,$$

pa je ukupni parazitski otpor trupa helikoptera

$$f_F = A_F C_{DF} = 4.88 \cdot 0.1 = 0.49 \text{ m}^2. \quad (4.9)$$

4.3.2. Glava glavnog i repnog rotora

Glava rotora i vratilo na kojoj se nalaze krakovi rotora, su jedan od glavnih izvora otpora, koje s obzirom na rotaciju i funkciju, nije moguće drugačije izvesti. Moguće ga je samo manje ublažiti sa odgovarajućim aerodinamičkim poklopcima ili smanjivanjem njihovih dimenzija, ako je to konstrukcijski moguće.

Procjena frontalne površine glave iz slike helikoptera u mjerilu iznosi

$$A_{MH}=0.55 \text{ m}^2.$$

Procjena otpora vrtila izraziti će se u odnosu na odgovarajuće podatke otpora cilindra. Frontalna površina i dimenzije osovine iz slike helikoptera u mjerilu su

$$A_{MS}=0.2 \text{ m}^2,$$

$$d_{MS}=0.18 \text{ m},$$

$$l_{MS}=0.95 \text{ m}.$$

Iz tablice 4.2, na str. 298, linearnom interpolacijom već poznatih rezultata, određen je koeficijent otpora glave rotora

$$C_{DMH}=1.02.$$

Iz slike 4.22, str. 299, treba pronaći omjer otpora za broj okretaja RPM=100 % i napadnit kut vrtila rotora, koji nakon prve iteracije iznosi $\alpha_r=-9^\circ$, iz čega imamo

$$DR = \frac{1.1}{0.95} = 1.16. \quad (4.10)$$

Potom se, za dani omjer otpora, radi korekcija koeficijenta otpora glave prema formuli

$$C_{DMHcorr} = C_{DMH} \cdot DR = 1.02 \cdot 1.16 = 1.18, \quad (4.11)$$

pa onda parazitski otpor glave rotora iznosi

$$f_{MH} = A_{MH}C_{DF} = 0.55 \cdot 1.18 = 0.65 \text{ m}^2. \quad (4.12)$$

Za progresivnu brzinu leta, razmatramo vratilo glave rotora u odnosu na cilindar u slobodnoj struji zraka. Iz toga razloga, računamo Reynoldsov broj:

$$Re = \frac{\rho V L_{MS}}{\mu} = \frac{1.225 \cdot 80 \cdot 0.95}{17.89 \cdot 10^{-6}} = 5.21 \cdot 10^6. \quad (4.13)$$

Iz dijagrama na slici 4.23, str. 300, dobivamo koeficijent otpora vratila u iznosu

$$C_{DMS}=0.3,$$

pa je parazitski otpor vratila

$$f_{MS} = A_{MS}C_{DMS} = 0.2 \cdot 0.3 = 0.06 \text{ m}^2. \quad (4.14)$$

Ukupni parazitski otpor glave i vratila glavnog rotora je

$$f_{Mcorr} = f_{MH} + f_{MS} = 0.65 + 0.06 = 0.71 \text{ m}^2. \quad (4.15)$$

Iznos frontalne površine glave repnog rotora uzeta je sa slike helikoptera u mjerilu, i ona iznosi

$$A_T=0.15 \text{ m}^2.$$

Iz tablice 4.2, str. 298, linearnom interpolacijom već poznatih rezultata, određen je koeficijent otpora glave repnog rotora,

$$C_{DTH}=1.18.$$

Iz dijagrama sa slike 4.22, str. 299, za RPM=100 % i postavni kut vratila repnog rotora $\alpha=0^\circ$, imamo omjer otpora

$$DR = \frac{1.0}{0.95} = 1.05. \quad (4.16)$$

Korekcija koeficijenta otpora glave potom iznosi

$$C_{DTHcorr} = C_{DTH}DR = 1.18 \cdot 1.05 = 1.24. \quad (4.17)$$

Ukupni parazitski otpor glave repnog rotora iznosi

$$f_T = A_T C_{DTHcorr} = 0.15 \cdot 1.24 = 0.19 \text{ m}^2. \quad (4.18)$$

4.3.3. Podvozje

Podvozje je veliki izvor otpora oblika i trenja, koji se na ovom helikopteru uvlači. Međutim, zanimljivo je vidjeti i utjecaj podvozja na same performanse, zbog čega će se izvršiti procjena parazitnog otpora.

Glavno podvozje

Procjena frontalne površine glavnog podvozja, uzeta je sa skice helikoptera u mjerilu, te ono iznosi

$$A_{MLG}=0.95 \text{ m}^2.$$

Uzimajući u obzir oblik glavnog podvozja, sa slike 4.26, str. 303, uzet je koeficijent sile otpora od

$$C_{DMLG}=0.55,$$

pa parazitni otpor glavnog podvozja iznosi

$$f_{MLG} = A_{MLG} C_{DMLG} = 0.95 \cdot 0.55 = 0.53 \text{ m}^2. \quad (4.19)$$

Prednje podvozje

Frontalna površina prednjeg podvozja iznosi

$$A_{NLG}=0.21 \text{ m}^2,$$

te je iznos koeficijenta sile otpora sa slike 4.26,

$$C_{DNLG}=0.58,$$

i parazitni otpor prednjeg podvozja je

$$f_{NLG} = A_{NLG}C_{DNLG} = 0.21 \cdot 0.58 = 0.12 \text{ m}^2. \quad (4.20)$$

Ukupni iznos parazitnog otpora podvozja je zbroj otpora glavnog i prednjeg podvozja u iznosu

$$f_{LG} = f_{MLG} + f_{NLG} = 0.53 + 0.12 = 0.65 \text{ m}^2. \quad (4.21)$$

4.3.4. Krilo

Za progresivnu brzinu leta 80 m/s (290 km/h), i uvjete prema Međunarodnoj standardnoj atmosferi za standardni dan, iznos Reynoldsovog broja je

$$Re = \frac{\rho V c_A}{\mu} = \frac{1.225 \cdot 80 \cdot 1.15}{17.89 \cdot 10^{-6}} = 6.3 \cdot 10^6, \quad (4.22)$$

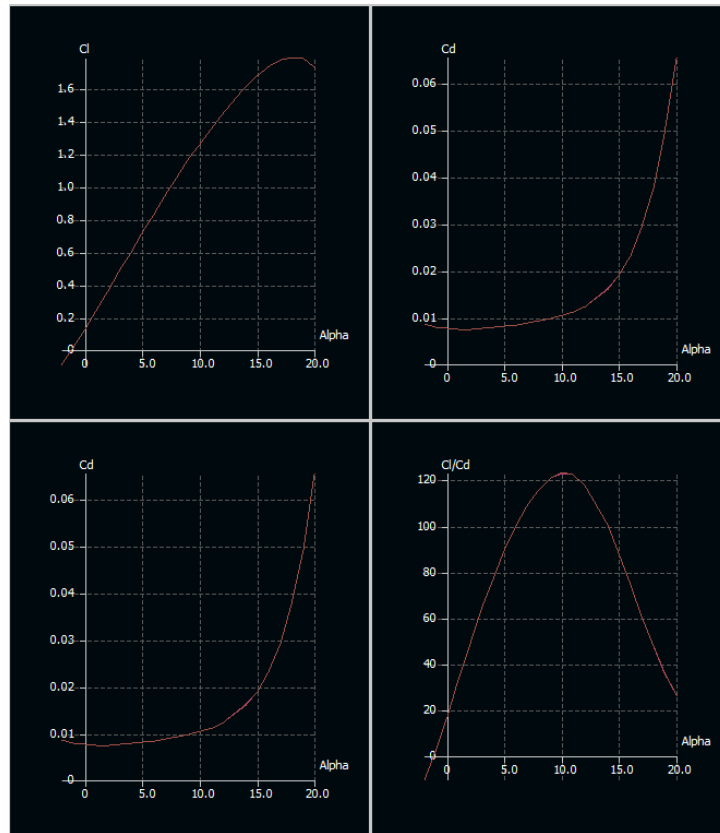
pa je procjena otpora oblika C_{D0} iz dijagrama 4.15, na str. 292,

$$C_{D0}=0.01.$$

Za aeroprofil NACA 23020, iz programa XFLR5 izvučene su vrijednosti koeficijenta sile uzgona profila, slika 4.3, i metodom najmanjih kvadrata određen je gradijent koeficijenta sile uzgona, te on iznosi $c_{l\alpha}=6.14$, uz napadni kut nultog uzgona $\alpha_{L0} = -1.2^\circ$. Napadni kut krila, nakon druge iteracije, više nije jednak postavnom kutu krila od $i_W=19^\circ$, već je umanjen za 4.5° , koliko iznosi i napadni kut trupa.

Kut strijele na mjestu najveće debljine krila je $\Lambda=3.67^\circ$, i Machov broj $Ma=0.24$ za već spomenutu brzinu od 80 m/s, iz čega dobivamo gradijent koeficijenta sile uzgona krila ovisan o napadnom kutu

$$C_{L\alpha} = \frac{2\pi AR}{2 + \sqrt{4 + \left(\frac{2\pi AR}{c_{l\alpha}}\right)^2 \left(1 + \frac{tg^2 \Lambda_t}{1 - Ma^2}\right)}} = \frac{2\pi \cdot 5.55}{2 + \sqrt{4 + \left(\frac{2\pi \cdot 5.55}{6.14}\right)^2 \left(1 + \frac{tg^2 3.67^\circ}{1 - 0.24^2}\right)}} = 4.34. \quad (4.23)$$



Slika 4.3: Koeficijent sile uzgona i otpora profila NACA 23020

Koeficijent sile uzgona krila je

$$C_{LW} = C_{L\alpha}(\alpha - \alpha_0) = 4.34(19^\circ - 4.5^\circ - (-1.2^\circ)) \frac{\pi}{180} = 1.19. \quad (4.24)$$

Uz poznate vrijednosti vitkosti krila AR i suženja λ , na str. 503, dijagram 8.17, dobivamo koeficijent induciranog otpora

$$\delta = 0.02.$$

Sa poznatim podacima koeficijenta sile uzgona, vitkosti krila i debljine graničnog sloja, možemo odrediti vrijednost koeficijenta induciranog otpora, koji prema jednadžbi iznosi

$$C_{Di} = \frac{C_{LW}^2(1 + \delta)}{\pi AR} = \frac{1.19^2(1 + 0.02)}{\pi \cdot 5.55} = 0.083. \quad (4.25)$$

Za poznatu vrijednost omjera maksimalne debljine krila i tetive, $t/c=0.2$, možemo odrediti koeficijent otpora spoja krila i trupa iz dijagrama 4.21, na str. 297. On iznosi

$$C_{Dj}=0.14,$$

i uz poznatu vrijednost maksimalne debljine krila

$$t = (t/c)c_A = 0.2 \cdot 1.15 = 0.23 \text{ m}, \quad (4.26)$$

dobivamo konačni koeficijent otpora spojeva

$$C_{Dj_{equiv.}} = 2 \left[\frac{C_{Dj}(t)^2}{A_W} \right] = 2 \left[\frac{0.14(0.23)^2}{7.02} \right] = 0.002. \quad (4.27)$$

Ukupni koeficijent sile otpora krila je zbroj koeficijenta sile otpora oblika, inducirano otpora i otpora spojeva,

$$C_{DW} = C_{D0} + C_{Di} + C_{Dj_{equiv.}} = 0.01 + 0.083 + 0.002 = 0.095. \quad (4.28)$$

Osim toga, potrebno je procijeniti omjer lokalnog dinamičkog tlaka na krilu i dinamičkog tlaka zraka slobodne struje. U [1], spomenuto je da se taj iznos kreće u rasponu od 0.5 do 0.8, pa će se za ovaj proračun uzet maksimalni omjer koji će dovesti i do maksimalnog otpora, a to je

$$q_W/q=0.8.$$

Parazitski otpor krila u horizontalnom letu je iznosa

$$f_W = q_W/q(C_{DW}A_W) = 0.8 \cdot (0.095 \cdot 7.02) = 0.54 \text{ m}^2. \quad (4.29)$$

4.3.5. Horizontalni stabilizator

Za progresivnu brzinu leta 80 m/s (290 km/h), iznos Reynoldsovog broja je

$$Re = \frac{\rho V c_A}{\mu} = \frac{1.225 \cdot 80 \cdot 0.69}{17.89 \cdot 10^{-6}} = 3.78 \cdot 10^6 \quad (4.30)$$

čime se procjenjuje koeficijent otpora oblika C_{D0} iz dijagrama 4.15, na str. 292, pa on iznosi

$$C_{D0}=0.01.$$

Za profil NACA 0012, gradijent koeficijenta sile uzgona uzet je iz literature [1], i iznosi $c_{l\alpha}=5.73$. Kut strijele najveće debljine 0° , te gradijent koeficijet sile uzgona cijelog stabilizatora iznosi

$$C_{L\alpha} = \frac{2\pi AR}{2 + \sqrt{4 + \left(\frac{2\pi AR}{c_{l\alpha}}\right)^2 \left(1 + \frac{tg^2 \Lambda_t}{1 - Ma^2}\right)}} = \frac{2\pi \cdot 3.99}{2 + \sqrt{4 + \left(\frac{2\pi \cdot 3.9}{5.73}\right)^2 \cdot 1}} = 3.68. \quad (4.31)$$

Pomak stabilizatora ovisan je o pomaku kolektivnog koraka glavnog rotora, prema [3], dijagram 7.2, str. 219. Pri tome vidimo da je on pri većim pomacima kolektiva, pozitivan, ali ćemo ga zbog jednostavnosti, fiksirati na određeni kut. Prema dijagramu taj kut ćemo postaviti na 5° . Koeficijent sile uzgona stabilizatora je

$$C_{LH} = C_{L\alpha}(\alpha - \alpha_0) = 3.68(5^\circ - (0^\circ))\frac{\pi}{180} = 0.32. \quad (4.32)$$

Uz poznatu vitkost i suženje, sa dijagrama 8.17, na str. 503, dobivamo koeficijent inducirano otpora od

$$\delta=0.02.$$

Koeficijent inducirano otpora je onda

$$C_{Di} = \frac{C_{LH}^2(1 + \delta)}{\pi AR} = \frac{0.32^2(1 + 0.02)}{\pi \cdot 3.99} = 0.008. \quad (4.33)$$

Za poznatu vrijednost omjera maksimalne debljine stabilizatora i tetive, $t/c=0.12$, možemo odrediti koeficijent otpora spoja stabilizatora i trupa iz dijagrama 4.21, na str. 297. te on iznosi

$$C_{Dj}=0.08.$$

i uz poznatu vrijednost debljine stabilizatora

$$t = (t/c)c_A = 0.12 \cdot 0.69 = 0.083 \text{ m}, \quad (4.34)$$

dobivamo konačnu vrijednost koeficijenta otpora spojeva

$$C_{Dj_{equiv.}} = 2 \left[\frac{C_{Dj}(t)^2}{A_H} \right] = 2 \left[\frac{0.08(0.083)^2}{1.87} \right] = 0.001. \quad (4.35)$$

Ukupni koeficijent otpora horizontalnog stabilizatora je

$$C_{DH} = C_{D0} + C_{Di} + C_{Dj_{equiv.}} = 0.01 + 0.008 + 0.001 = 0.019. \quad (4.36)$$

Kod krila je već procijenjen omjer dinamičkog tlaka, pa on iznosi

$$q_H/q=0.8.$$

Ukupni parazitski otpor horizontalnog stabilizatora u horizontalnom letu iznosi

$$f_H = q_H/q(C_{DH}A_H) = 0.8(0.019 \cdot 1.87) = 0.03 \text{ m}^2. \quad (4.37)$$

4.3.6. Vertikalni stabilizator

Iznos Reynoldsovog broja za progresivnu brzinu leta je

$$Re = \frac{\rho V c_A}{\mu} = \frac{1.225 \cdot 80 \cdot 1.52}{17.89 \cdot 10^{-6}} = 8.33 \cdot 10^6, \quad (4.38)$$

pa iz dijagrama sa slike 4.15, str292, možemo procijeniti otpor oblika

$$C_{D0}=0.01.$$

U svrhu rasterećenja repnog rotora kod većih progresivnih brzina, vertikalni stabilizator je postavljen pod kutem od 6° , zbog čega moramo pribrojiti i inducirani otpor. Za profil NACA 0015, gradijent koeficijenta sile uzgona uzet je iz literature [11], i iznosi $c_{l\alpha}=6.23$. Kut strijele najveće debljine 42.5° , te gradijent koeficijet sile uzgona cijelog stabilizatora iznosi

$$C_{L\alpha} = \frac{2\pi AR}{2 + \sqrt{4 + \left(\frac{2\pi AR}{c_{l\alpha}} \right)^2 \left(1 + \frac{tg^2 \Lambda_t}{1 - Ma^2} \right)}} = \frac{2\pi \cdot 1.51}{2 + \sqrt{4 + \left(\frac{2\pi \cdot 1.51}{6.23} \right)^2 \left(1 + \frac{tg^2 42.5^\circ}{1 - 0.24^2} \right)}} = 1.94. \quad (4.39)$$

Koeficijent sile uzgona stabilizatora je

$$C_{LV} = C_{L\alpha}(\alpha - \alpha_0) = 1.94(6^\circ - (0^\circ))\frac{\pi}{180} = 0.2. \quad (4.40)$$

Uz poznatu vitkost i suženje, sa dijagrama 8.17, na str. 503, dobivamo koeficijent inducirano otpora od

$$\delta=0.01.$$

Koeficijent inducirano otpora je onda

$$C_{Di} = \frac{C_{LV}^2(1 + \delta)}{\pi AR} = \frac{0.2^2(1 + 0.01)}{\pi \cdot 1.51} = 0.009. \quad (4.41)$$

Ukupni koeficijent otpora vertikalnog stabilizatora je

$$C_{DH} = C_{D0} + C_{Di} = 0.01 + 0.009 = 0.019. \quad (4.42)$$

Omjer dinamičkog tlaka je isti kao i za krilo i horizontalni stabilizator,

$$q_V/q=0.8,$$

pri čemu je parazitski otpor stabilizatora

$$f_V = q_V/q(C_{DV}A_V) = 0.8(0.019 \cdot 3.14) = 0.05 \text{ m}^2. \quad (4.43)$$

4.3.7. Interferencija rotor-trup

Kako je postavni kut osovine glavnog rotora u odnosu na trup iznosa 4.5° , napadni kut trupa helikoptera u horizontalnom letu, nakon prve iteracije, $\alpha=-4.5^\circ$, pa iz dijagrama 4.25, str. 302, koeficijent otpora interferencije je

$$\Delta C_D=0.014,$$

pri čemu će parazitski otpor interferencije trupa i rotora biti

$$f_{int} = A_F \Delta C_D = 4.88 \cdot 0.014 = 0.07 \text{ m}^2. \quad (4.44)$$

4.3.8. Otpor ispuha motora

Ispušni sustav turbo-osovinskog motora isto tako može biti izvor otpora, ovisno o samoj brzini masenog protoka ispušnih plinova. Ako je brzina protoka ispušnih plinova veća od progresivne brzine helikoptera, motor će stvarati pozitivni rezidualni potisak. Obično se na taj način izvode turbo-prop motori, kod kojih je brzina masenog protoka veća i od maksimalne brzine leta aviona, upravo zato da bi se ostvario određeni pozitivan potisak. Ispušni sustav kod helikoptera se konstruira na taj način, da se smanji ukupna brzina ispušnih plinova, kako bi se optimizirale performanse u lebdenju. I kako je ta brzina mala, kod helikoptera se ostvaruje pozitivan potisak samo do određene brzine leta, nakon koje je brzina masenog protoka ispušnih plinova manja, pa se ostvaruje negativni rezidualni otpor. Taj otpor može biti veličine i do nekoliko stotina N, zbog čega se on uzima u obzir i procjenjuje iz podataka o brzini masenog protoka koju daje proizvođač motora. Osim same brzine masenog protoka, u obzir se treba i uzeti kako je postavljen ispušni sustav motora, jer ovisno o postavljaju, količina zraka koja prolazi kroz motor stvara određeni moment. Na razmatranom helikopteru imamo dva motora, i nedostupne podatke od proizvođača motora, zbog čega je uzeta neka realna procjena za iznos otpora ispuha

$$T_{NET}=2(-180)=-360 \text{ N.}$$

Budući da se na ovom helikopteru nalaze dva motora, kod kojih je ispušni sustav postavljen simetrično, nema nikakvog okretnog momenta zraka koji prolazi kroz motor. Za progresivnu brzinu leta uzeta je brzina od 80 m/s (290 km/h), pa dinamički tlak iznosi

$$q = \rho \frac{V^2}{2} = 1.225 \cdot \frac{80^2}{2} = 3920 \text{ Pa}, \quad (4.45)$$

iz čega možemo odrediti parazitski otpor ispušnog sustava

$$f_{ex} = \frac{-T_{NET}}{q} = \frac{360}{3920} = 0.09 \text{ m}^2. \quad (4.46)$$

4.3.9. Razno

U prilogu već definiranom otporu cijelog helikoptera, treba uračunati još i minorne izvore otpora, koji su zasebno relativno mali, ali su značajni za ukupni otpor. Na tu listu

tako spadaju različite antene, brisači vjetrobrana, nosači naoružanja, brave poklopca kabina, okovi, Pitot-cijev, formacijska i sletna svjetla, temperaturne sonde, zakovice, servisni poklopci, top, itd. Svi ti dijelovi postoje na razmatranom helikopteru, te se i oni moraju uračunati u ukupni otpor. Slobodnom procjenom iz pogleda na helikopter, možemo uzeti da je parazitski otpor:

$$f_{misc}=0.5 \text{ m}^2.$$

4.3.10. Ukupni parazitski otpor

Ukupni parazitski otpor u čistoj konfiguraciji je

$$\begin{aligned} f_{tcleanW} &= f_F + f_{Mcorr} + f_T + f_W + f_H + f_V + f_{int} + f_{ex} + f_{misc} = \\ &0.49 + 0.71 + 0.19 + 0.54 + 0.03 + 0.05 + 0.07 + 0.09 + 0.5 = \\ &= 2.67 \text{ m}^2. \end{aligned} \quad (4.47)$$

dok je otpor u čistoj konfiguraciji bez krila

$$f_{tclean} = f_{tcleanW} - f_W = 2.67 - 0.54 = 2.13 \text{ m}^2. \quad (4.48)$$

Usporedbom rezultata parazitskog otpora drugih helikoptera, za koje su dostupni podaci, dobiveni parazitski otpor se slobodno može uvećati za 20%, radi realnije inženjerske procjene. Sam autor iz literature [1] navodi da nitko do sada nije uspio predimenzionirati otpor u usporedbi s eksperimentalnim rezultatima. Korigirani otpor za 20% u čistoj konfiguraciji iznosi

$$f_{tcorrW} = f_{tcleanW} + 0.2f_{tcleanW} = 2.67 + 0.2 \cdot 2.67 = 3.2 \text{ m}^2. \quad (4.49)$$

Otpor u čistoj konfiguraciji bez krila je iznosa

$$f_{tcorr} = f_{tclean} + 0.2f_{tclean} = 2.13 + 0.2 \cdot 2.13 = 2.56 \text{ m}^2. \quad (4.50)$$

Iznos konfiguracije sa podvozjem je iznosa

$$f_{total} = (f_{tcleanW} + f_{LG}) + 0.2(f_{tclean} + f_{LG}) = 3.32 + 0.2 \cdot 3.32 = 3.99 \text{ m}^2. \quad (4.51)$$

5 Performanse helikoptera

Analizom performansi helikoptera definiramo opće karakteristike leta u zadanim uvjetima, temeljem kojih se može odrediti da li je promatrani helikopter prikladan za određenu zadaću, odnosno da li i kako pojedini dijelovi utječu na te iste performanse. To je u ovom slučaju krilo. U ovom poglavlju provesti će se analiza definiranog helikoptera sa i bez krila, te će se steći uvid u opće prednosti i nedostatke takve konfiguracije. Prilikom toga, biti će određena potrebna snaga u lebdenju, vertikalnom i horizontalnom letu. Performanse će se analizirati za masu od 10303 kg, a koju čini masa praznog helikoptera, posada (2 člana) i maksimalna masa goriva u unutrašnjim rezervoarima goriva umanjena za masu od 30 kg, koja se potroši prilikom pokretanja motora i pripreme za letenje. Oba dvije konfiguracije helikoptera se promatraju u čistoj konfiguraciji, odnosno sa uvučenim podvozjem.

5.1. Gubitak snage na transmisiji i uređajima

Da bi smo krenuli u analizu performansi, moramo definirati gubitke snage koji se troše na pokretanje razne opreme i sami prijenos snage. Time dobivamo uvid u konačni iznos snage koji se može utrošiti za pogon glavnog i repnog rotora. Izvori gubitaka snage su:

- transmisija glavnog rotora;
- reduktori repnog rotora;
- transmisijska kutija motora za spajanje uljnih i gorivnih pumpi;

- dodatni uređaji spojeni na transmisijску kutiju kao što su generatori i hidraulične pumpe;
- ventilatori za hlađenje generatora i transmisijske kutije.

Gubici na transmisiji su uglavnom uzrokovani trenjem i aerodinamičnim otporom, i funkcija su veličine i snage koju dobivaju. Za preliminarnu procjenu gubitaka prema [1], gubici na transmisiji, uključujući i snagu potrebnu za pokretanje njezinog uljnog sustava, može se procijeniti pomoću sljedeće formule

$$\Delta P = \frac{1000}{1.36} K (P_{max} + P_{act}), \quad (5.1)$$

u kojoj je K faktor korekcije za prijenos snage. Faktor korekcije za čelni i stožni prijenos zupčanicima iznosi $K=0.0025$, dok je za planetarni prijenos $K=0.00375$.

Kod razmatranog helikoptera imamo dvije transmisijske kutije motora, glavni reduktor sa planetarnim prijenosom na glavni rotor, tri hidraulične pumpe, pumpu uljnog sustava, ventilator za hlađenje transmisijske kutije i transmisiju repnog rotora sa transmisijskom kutijom i dva međureduktora. Pogon svi dodatnih uređaja i međureduktora je sa čelnim i stožnim prijenosom snage.

Maksimalna konstrukcijska snaga jednog motora je 1617 kW (2200 k.s.), što znači da na svakoj transmisijskoj kutiji motora imamo tu maksimalnu snagu, dok na glavnom rotoru imamo maksimalnu konstrukcijsku snagu od 3240 kW (4400 k.s.). Konstrukcijska snaga transmisije repnog rotora iznosi 588 kW (800 k.s.), pa preliminarna procjena gubitka snage transmisije, za ovaj slučaj, iznosi

$$P_{trans} = \frac{1000}{1.36} [0.0025(4400 + P_{nom}) + 0.01625(4400 + P_M) + 0.0075(800 + P_T)]. \quad (5.2)$$

Nominalnu snagu motora možemo razdijeliti na snagu za pogon glavnog i repnog rotora i pretvoriti u kW, pa imamo gubitak snage transmisije

$$P_{trans} = \frac{1000}{1.36} (65.1 + 0.01375 P_M + 0.007 P_T). \quad (5.3)$$

Gubici snage za pogon dva generatora, svaki snage 40 kW i tri hidraulična pumpe u tri zasebna sustava, sa srednjim radnim tlakom od 1067 psi i protokom 6.868 gpm, iznose

$$P_{el} = 2 \left(\frac{P_{gen}}{0.75 \cdot 746 \cdot 1.36} \right) = \frac{2 \cdot 40000}{0.75 \cdot 746 \cdot 1.36} = 105.14 \text{ kW}. \quad (5.4)$$

$$P_{hyd} = 3 \left(\frac{p_{qflow}}{0.8 \cdot 1714 \cdot 1.36} \right) = \frac{3 \cdot 1067 \cdot 6.868}{0.8 \cdot 1714 \cdot 1.36} = 11.8 \text{ kW}. \quad (5.5)$$

S definiranim glavnim gubicima snage možemo sumirati ukupni gubitak koji iznosi

$$P_{gub} = 1000(182.04 + 0.01375P_M + 0.007P_T). \quad (5.6)$$

5.2. Lebdenje

Za potrebe ostvarenja lebdenja i vertikalnog leta, treba odrediti potrebnu snagu ovisno o visini leta. Pri tome potrebnu snagu čine snaga glavnog rotora, snaga repnog rotora te snaga potrebna za savladavanje gubitaka prijenosa snage i pokretanja pomoćnih uređaja, koju smo definirali u prethodnom podpoglavlju, prema formuli iz [12]:

$$P_{potr} = P_M + P_T + P_{gub}. \quad (5.7)$$

5.2.1. Snaga glavnog rotora

Snagu glavnog rotora čine inducirana snaga i snaga potrebna za savladavanje otpora profila kraka, po formuli:

$$P_M = \kappa v_h \left(1 + \frac{D_V}{W} \right) T + \frac{1}{8} \rho A_b (\Omega R)^3 c_{d0}, \quad (5.8)$$

gdje pogonsku silu čini težina uvećana za vertikalni otpor helikoptera, definiranog u poglavlju 4.1.. U dijelu inducirane snage nalazi se koeficijent κ , koji predstavlja empirijski korekcijski faktor, uveden da bi se eliminirala razlika između rezultata dobivenih gornjom relacijom i eksperimentom zbog gubitaka na vrhu kraka, ne-uniformne raspodjela vertikalne brzine itd.. Tipična procijenjena vrijednost iznosi $\kappa=1.15$.

Za određivanje inducirane snage, potrebno je odrediti i induciranu brzinu u lebdenju, prema

$$v_h = \sqrt{\frac{\left(1 + \frac{D_V}{W}\right)T}{2\rho A}}, \quad (5.9)$$

pa s poznatim podacima iz priloga A., znamo definirati kompletnu potrebnu snagu glavnog rotora.

5.2.2. Snaga repnog rotora

Postupak analize repnog rotora identičan je postupku analize glavnog rotora, pa su inducirana snaga i snaga otpora profila krakova repnog rotora određena prema jednakim izrazima. Kod tih izraza jedino su promijenjeni parametri, koji odgovaraju repnom rotoru.

Pogonska sila repnog rotora jednaka je sili potrebnoj da uravnoteži moment glavnog rotora prema formuli

$$T_{T_{potr}} = \frac{P_M}{\Omega_M x_T}, \quad (5.10)$$

gdje je x_T horizontalna udaljenost glavnog i repnog rotora. U kombinaciji s formulom 4.4, iz poglavlja 4.2., gdje je $T_{T_{potr}}$ uvećan za koeficijent blokade vertikalnog stabilizatora, dobivamo pogonsku silu T_T potrebnu za određivanje inducirane brzine repnog rotora.

Sa definiranom snagom repnog rotora, imamo sve komponente potrebne snage za određivanje performansi u lebdenju.

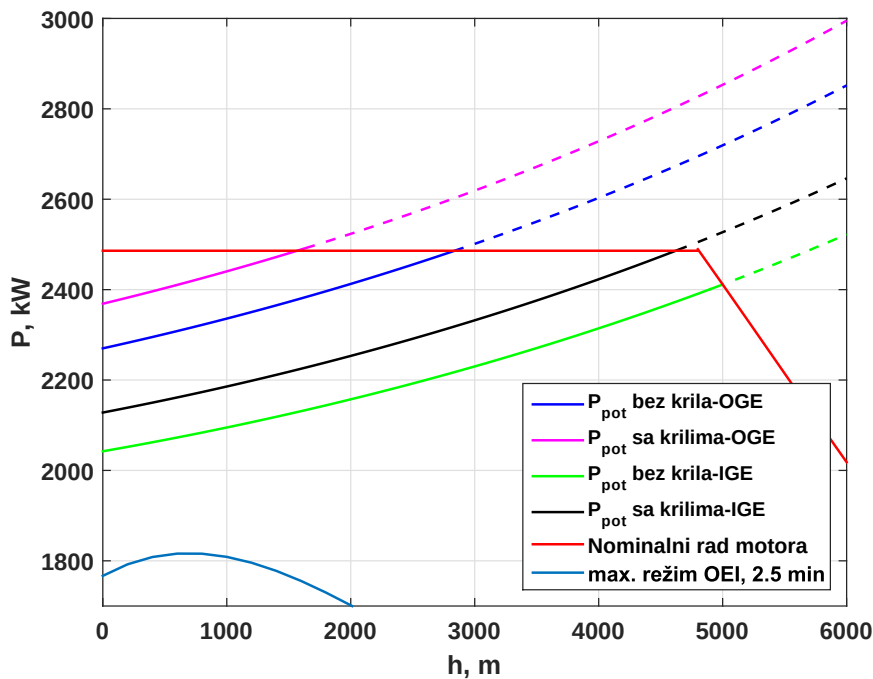
5.2.3. Rezultati

Na dijagramu 5.1, imamo prikazanu ukupnu potrebnu snagu helikoptera u lebdenju. Prema rezultatima konfiguracije sa krilima vidimo da je maksimalna visina lebdenja oko 1600 m, što se nalazi blizu vrijednosti od 1500 m definirane u [13], čime se sve dosadašnje procjene smatraju dovoljno dobrima.

Pri tome je za konfiguraciju sa krilima uzeta u obzir masa definirana u uvodu ovog poglavlja. Kod konfiguracije bez krila, u obzir je uzeta definirana masa umanjena za 300 kg, kolika je očekivana procjena mase krila, budući da je ona nepoznanica, a zbog dimenzija i oblika krila, te mase koju ono treba ponijeti, može biti očekivana.

Sa dijagrama vidimo da krila smanjuju visinu lebdenja daleko od tla skoro za 45%, i to zbog vertikalnog otpora koje krila ima pri lebdenju, ali i mase samog krila.

Kod lebdenja blizu tla, vidimo da se visina lebdenja smanjila za samo 8%, ali ne samo zbog otpora i mase krila, već i zbog pada nominalne snage motora.



Slika 5.1: Dijagram potrebne snage ovisno o visini

Još jedna zanimljiva informacija koju nam prikazuje dijagram, jest to da pri radu samo jednog motora helikopter nije u mogućnosti zalebdjeti čak ni u blizini tla, pri bilo kojoj konfiguraciji.

5.3. Horizontalan let

Za razliku od lebdenja i vertikalnog leta, kod horizontalnog leta treba prikazati potrebnu snagu ovisno o brzini leta. Pri tome potrebnu snagu, kao i kod lebdenja, čine snaga glavnog rotora, snaga repnog rotora te snaga potrebna za savladavanje gubitaka prijenosa snage i pokretanja pomoćnih uređaja, formula 5.7.

Da bismo mogli odrediti potrebnu snagu, prvo treba definirati koeficijent sile uzgona konfiguracije helikoptera sa krilima, za koji će potrebna snaga glavnog rotora biti

umanjena, te snagu ostalih članova jednadžbe 5.7.

5.3.1. Koeficijent sile uzgona

Stacionarni koeficijent sile uzgona odrediti ćemo prema [14], uz neke već poznate veličine definirane prethodno u poglavljima, a kao što su gradijent koeficijenta sile uzgona krila, te napadni kut nultog uzgona profila.

Kod definicije koeficijenta sile uzgona, trup će se zanemariti, jer je uzgon koji on stvara zanemariv. Isto tako, zanemariti ćemo i koeficijent sile uzgona horizontalnog stabilizatora, zbog toga što je to mala referentna površina u odnosu na krilo. Razlog zanemarivanja stabilizatora leži u činjenici da iza krila imamo povijanje struje zraka, ali isto tako, pri većim brzinama leta, imamo i povijanje struje zbog traga glavnog rotora. To nam u konačnici komplicira proračun, pa se zbog toga koeficijent sile uzgona stabilizatora zanemaruje u jednoj i drugoj konfiguraciji.

Kod analize konfiguracije sa krilima, performanse se razmatraju tek od brzine 20 m/s. Razlog tome je izbjegavanje nelinearnog područja koeficijenta sile uzgona krila.

Konvencionalna konfiguracija sa krilima

Kod ove konfiguracije razmatrati ćemo samo utjecaj koeficijenta sile uzgona krila zbog razloga navedenih u uvodu ovog podpoglavlja. Neki podaci, ovdje primjenjeni, su izračunati kod vertikalnog i horizontalnog otpora.

Pri tome krećemo s definiranjem odnosa ekvivalentnog promjera trupa, segment 7, i raspona krila sa pod-trupnim dijelom

$$\bar{d} = \frac{\sqrt{\frac{4A_F}{\pi}}}{b_W + 1.7} = \frac{\sqrt{\frac{4 \cdot 4.73}{\pi}}}{6.24 + 1.7} = 0.31. \quad (5.11)$$

Razlika između segmenta 7 i površine definirane kod horizontalnog otpora je u dijelovima ispušnog sustava motora, a ovdje se promatra samo trup, pa uzimamo površinu segmenta 7.

Vrijednost koeficijenta interferencije planarne konfiguracije krilo-tijelo

$$\begin{aligned} K_{BW} &= 1 + 3\bar{d} - \lambda\bar{d}(1 - \bar{d}) = \\ &= 1 + 3 \cdot 0.31 - 0.59 \cdot 0.31 \cdot (1 - 0.31) = 1.81. \end{aligned} \quad (5.12)$$

Vrijednost koeficijenta interferencije otklonjene konfiguracije krilo-tijelo

$$k_{BW} = \left(\frac{1 + 0.41\bar{d}}{1 + \bar{d}} \right)^2 K_{BW} = \left(\frac{1 + 0.41 \cdot 0.31}{1 + 0.31} \right)^2 1.81 = 1.34. \quad (5.13)$$

Krilo nije uvijeno, pa je kut nultog uzgona profila α_0 jednak kutu nultog uzgona krila. Uz $\alpha_0 = -1.2^\circ$ i koeficijente interferencije, te postavnog kuta krila $i_W = 19^\circ$, ekvivalentni napadni kut krila je

$$\begin{aligned} \alpha_{Wef} &= K_{BW}\alpha + k_{BW}(i_W - \alpha_0) = \\ &= 1.81\alpha + 1.34 \left((19^\circ - (-1.2^\circ)) \frac{\pi}{180} \right) = 1.81\alpha + 0.47. \end{aligned} \quad (5.14)$$

Prije izračuna koeficijenta sile uzgona krilo-tijelo, potrebno nam je još i referentna površina sa pod-trupnim dijelom, sa slike 2.2,

$$A_{Wref} = 2 \frac{c_r + c_t}{2} \frac{b_W + 1.7}{2} = 2 \frac{1.62 + 0.83}{2} \frac{6.24 + 1.7}{2} = 9.73 \text{ m}^2. \quad (5.15)$$

Pa je koeficijent sile uzgona kombinacije krilo-tijelo

$$\begin{aligned} (C_L)_{BW} &= (C_{L\alpha}) \frac{A_W}{A_{Wref}} \alpha_{Wef} = \\ &= 4.34 \frac{7.02}{9.73} (1.81\alpha + 0.47) = 5.67\alpha + 1.47, \end{aligned} \quad (5.16)$$

što je onda i ukupni stacionarni koeficijent sile uzgona ove konfiguracije.

5.3.2. Snaga glavnog rotora

Snagu glavnog rotora čine inducirana snaga, snaga potrebna za savladavanje otpora profila kraka i snaga potrebna za savladavanje otpora ostatka helikoptera, po formuli:

$$P_M = \kappa v_i T + \frac{1}{8} \rho A_b c_{d0} (\Omega R)^3 \left[1 + k \left(\frac{V}{\Omega R} \right)^2 \right] + \frac{1}{2} \rho V^2 f V. \quad (5.17)$$

Za određivanje inducirane snage, prvo je potrebno odrediti induciranu brzinu u lebdenju, prema formuli:

$$v_h = \sqrt{\frac{W}{2\rho A}}. \quad (5.18)$$

U toj jednadžbi se pretpostavlja da je težina helikoptera jednaka potrebnoj sili na glavnom rotoru. Nakon određivanja inducirane brzine u lebdenju, može se odrediti inducirana brzina i u horizontalnom letu, prema izrazu:

$$v_i = \frac{v_h^2}{\sqrt{(V \cos \alpha_r)^2 + (V \sin \alpha_r + v_i)^2}}. \quad (5.19)$$

Iz gornje jednadžbe vidljivo je da se inducirana brzina nalazi s obje strane jednadžbe, što znači da iterativno moramo doći do inducirane brzine. Iz jednadžbe je još vidljivo da je inducirana brzina ovisna i o napadnom kutu diska α_r , koji je prema [10], definiran kao kut za koji se disk rotora nagne prema naprijed kako bi generirao propulzivnu silu kojom može savladati silu otpora u horizontalnom letu. Formula napadnog kuta diska je

$$\tan \alpha_r = \frac{D}{W}, \quad (5.20)$$

pri čemu je D sila otpora, a W težina helikoptera. Ova formula je primjenjena i kod iteracije parazitnog otpora u horizontalnom letu, poglavlje 4.3..

Nakon što je određena inducirana brzina na glavnom rotoru, može se odrediti potrebna pogonska sila glavnog rotora prema izrazu

$$T = \frac{W - \frac{1}{2} C_L q A_{Wref}}{\cos \alpha_r}. \quad (5.21)$$

Pogonska sila glavnog rotora umanjena je za veličinu sile uzgona koju generira krilo, a čiji koeficijenti su izračunati prethodno u poglavlju. Kod definicije koeficijenta sile uzgona treba pripaziti na predznak napadnog kuta trupa helikoptera, koji gledano iz [14], poprima negativne vrijednosti, i smanjen je za 4.5° zbog razlike kuta osovine glave rotora i trupa. Definicijom pogonske sile, imamo definirane veličine inducirane snage. U formuli inducirane snage još se nalazi koeficijent κ , koji je već objašnjen u podpoglavlju 5.2..

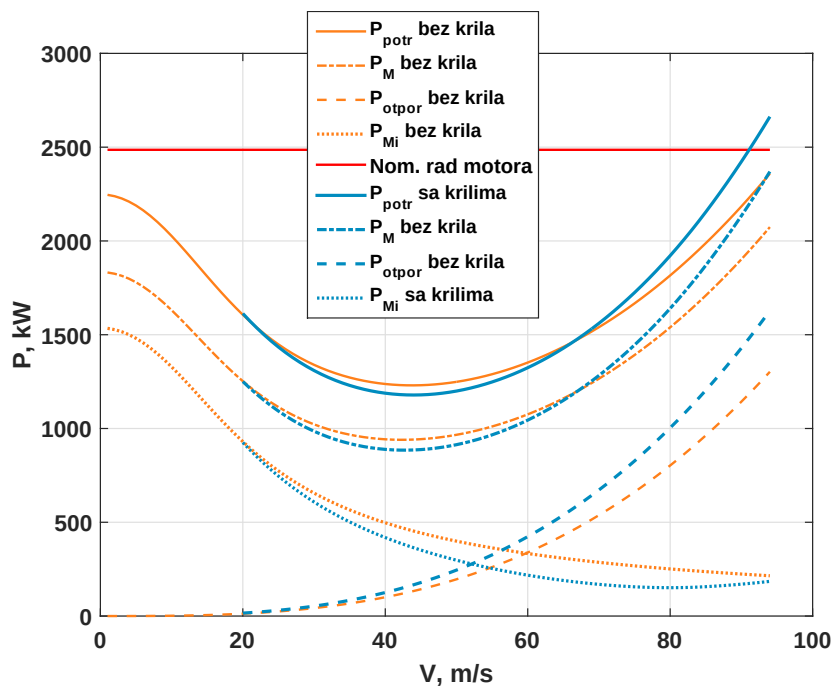
Za snagu potrebnu za savladavanje otpora profila kraka, poznate su sve veličine, pri čemu je k još jedan korekcijski faktor, a tiče se gubitaka na krakovima rotora u horizontalnom letu. Tipična vrijednosti tog faktora iznosi $k=4.65$.

Zadnji član u formuli 5.17, čini snaga potrebna za savladavanje otpora i čiji je parazitski otpor već određen. Time smo završili definiciju potrebne snage glavnog rotora.

Snagu repnog rotora definiramo na isti način kao što je već objašnjeno u podpoglavlju 5.2., a čija snaga ovisi direktno o snazi glavnog rotora.

5.3.3. Rezultati

Na slici 5.2, imamo prikazane krivulje ukupne potrebne snage za konfiguraciju sa i bez krila. Krivulje snage konfiguracije sa krilima počinju od brzine 20 m/s, a razlog tome naveden je u uvodu ovog podpoglavlja. Zanimljivo je primijetiti da u rasponu brzina od 30 do 60 m/s, ukupna potrebna snaga pada, a s time i potrebna snaga na glavnom rotoru. Razlog tom padu je u smanjenju pogonske sile za iznos sile uzgona koja se javlja na krilu.



Slika 5.2: Dijagram potrebne snage ovisno o visini

Porastom brzine leta, krivulja potrebne snage raste zbog povećanja sile otpora helikoptera, što je vidljivo i iz dijagrama. Inducirana snaga na glavnom rotoru i dalje pada, te se oko maksimalne brzine leta, počinje izjednačavati s induciranom snagom rotora kod konfiguracije bez krila. Maksimalna brzina helikoptera kod konfiguracije sa krilima je oko 92 m/s (330 km/h), što ne odstupa previše od maksimalne brzine leta od 335 km/h prema literaturi [4]. Potrebna snaga analizira se tek od brzine 20 m/s, kako bi se

izbjeglo nelinearno područje koeficijenta sile uzgona krila.

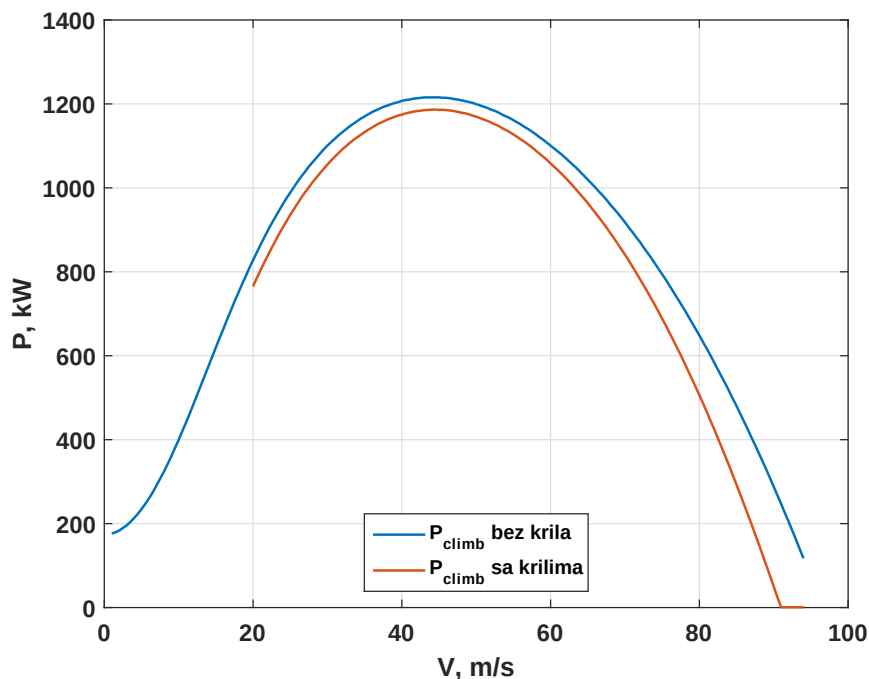
5.4. Penjanje u napredujućem letu

Kod penjanja u napredujućem letu, pored snage potrebne za horizontalni let prema formuli 5.17, potrebno je dodati i snagu potrebnu za penjanje brzinom V_C , zbog čega će snaga biti uvećana za

$$P_{climb} = TV_C. \quad (5.22)$$

Pri penjanju, otpor helikoptera je većeg iznosa nego za horizontalni let, i ovdje će biti uvećan za vertikalni parazitni otpor kod inducirane brzine u lebdenju. Time ćemo u potrebnoj snazi imati uključen vertikalni i horizontalni parazitni otpor.

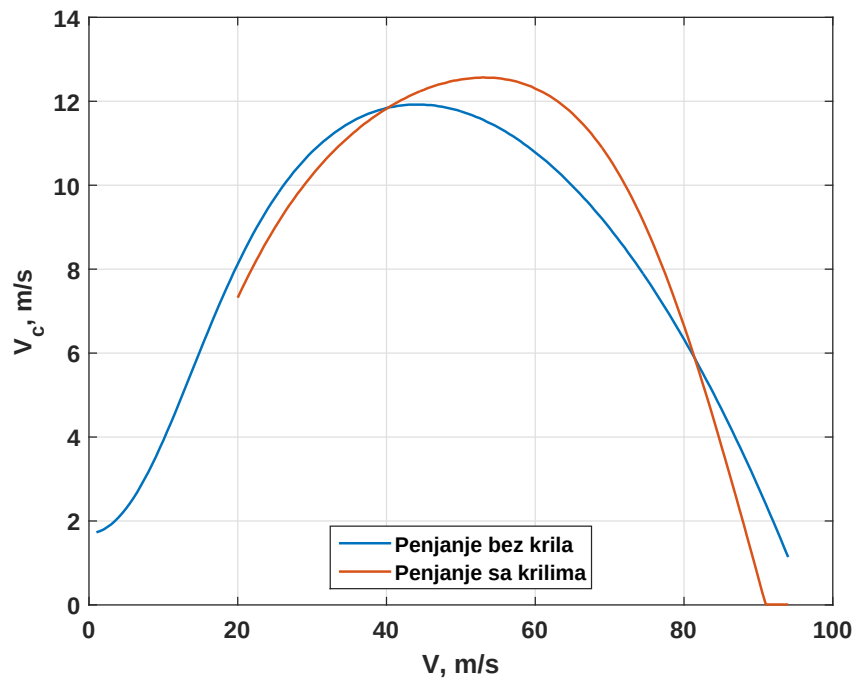
Vertikalna brzina penjanja dobivena je iz viška razlike raspoložive snage motora i ukupne potrebne snage, koja uključuje i povećanje potrebne snage na glavnom i repnom rotoru.



Slika 5.3: Raspoloživa snaga u penjanju

Na slici 5.3, imamo dan prikaz raspoložive snage penjanja helikoptera. Pri tome

vidimo da je ta snaga manja kod konfiguracije helikoptera sa krilima, zbog povećanja parazitskog otpora u horizontalnom i vertikalnom smjeru, te povećanje mase same konstrukcije koju treba kompenzirati.



Slika 5.4: Vertikalna brzina penjanja

Međutim, sa slike 5.4 je zanimljivo vidjeti da unatoč manjoj snazi za penjanje imamo veću brzinu penjanja helikoptera. Taj iznos se kreće u vrijednostima od 12.5 m/s pri 55 m/s progresivne brzine, što odgovara vrijednosti od 12.5 m/s, prema literaturi [13], i rasponu vrijednosti od 9-14 m/s, prema [6].

5.5. Autorotacija

Autorotacija se definira kao izvanredan događaj u letu helikoptera koji je uzrokovan otkazom motora, transmisije ili otkazom repnog mehanizma, prema [15]. Cijeli opis autorotacije dan je u radu [15], i ovdje nećemo ići u detaljno raspisivanje. Ovo podpoglavlje će se dotaknuti samo vertikalne brzine spuštanja u autorotaciji, u konfiguraciji bez i sa krilima, pri čemu će se vidjeti kako ta krila utječu na performanse autorotacije.

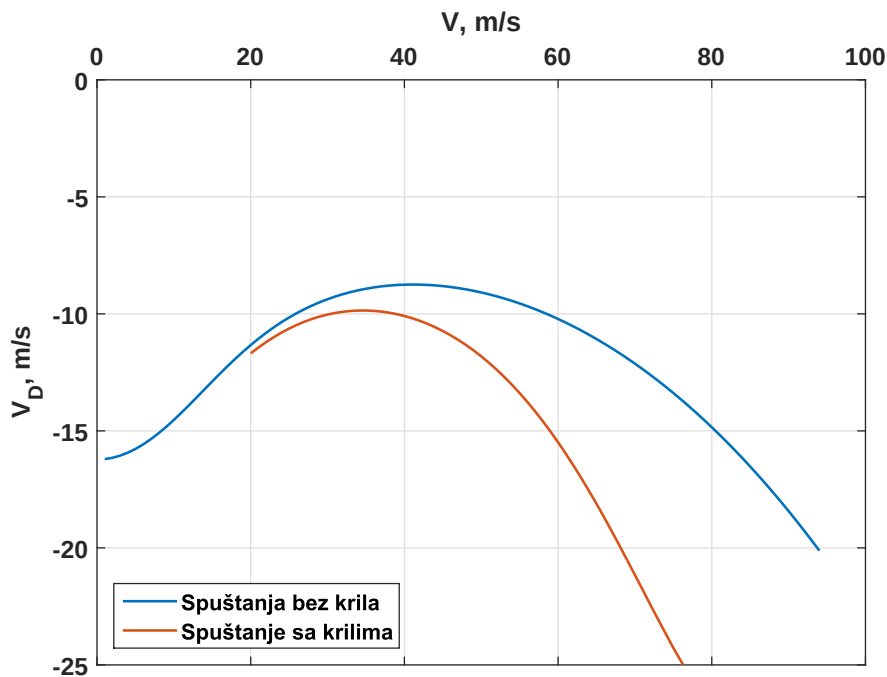
Autorotacija ima zadatak stvoriti pogonsku silu približno jednaku težini helikoptera i onda kada dode do prestanka rada motora. Ukupna potrebna snaga je jednaka

$$P = \kappa v_i T + \frac{1}{8} \rho A_b c_{d0} (\Omega R)^3 \left[1 + k \left(\frac{V}{\Omega R} \right)^2 \right] + \frac{1}{2} \rho V^2 f V, \quad (5.23)$$

pri čemu je zanemarena snaga na repnom rotoru. Pri vertikalnom spuštanju, ukupna snaga je jednaka nuli odnosno brzini vertikalnog spuštanja. Kod konvencionalne konfiguracije helikoptera, pogonska sila T je jednaka težini helikoptera W uvećana za vertikalni otpor izračunato u podpoglavlju 4.1., dok je kod konfiguracije sa krilima ta sila umanjena za silu uzgona koju ona stvaraju, pa je jednačba 5.23 poprima oblik

$$V_d = v_i + \frac{\frac{1}{2} \rho V^2 f V}{W - L}. \quad (5.24)$$

Sa slike 5.5, vidimo da je vertikalna brzina kod konfiguracije sa krilima po apsolutnom iznosu veća pri većim progresivnim brzinama leta, i to u prosjeku 2-4 m/s. Kod konfiguracije sa krilima, na dijagramu je dan prikaz ovisnosti vertikalne brzine spuštanja tek od 20 m/s horizontalne brzine helikoptera, što je objašnjeno u uvodu podpoglavlja 5.3.1..

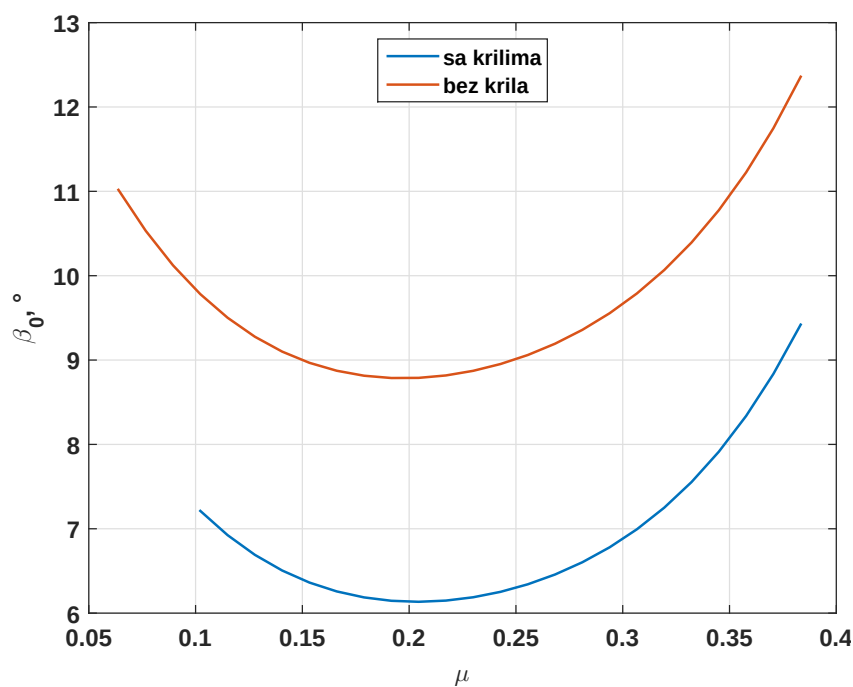


Slika 5.5: Vertikalna brzina spuštanja u autorotaciji

U prosjeku, kod konfiguracije bez krila, najmanja vertikalna brzina spuštanja je oko 40 m/s horizontalne brzine leta i iznosa je -9 m/s. Kod konfiguracije sa krilima ta brzina je malo veća i iznosa je -10 m/s. Promatrajući dijagram na slici 5.5, i uspoređujući ga sa dostupnim dijagramom autorotacije prema [3], možemo vidjeti da je promatrani helikopter malo boljih performansi autorotacije od originalnog Mi-24. Originalni helikopter ima vertikalnu brzinu spuštanja od 12 m/s, pri 40 m/s progresivne brzine. Razlog tom odstupanju mogu biti pojednostavljenja i zanemarivanja dijelova, koja su objašnjena kroz tekst.

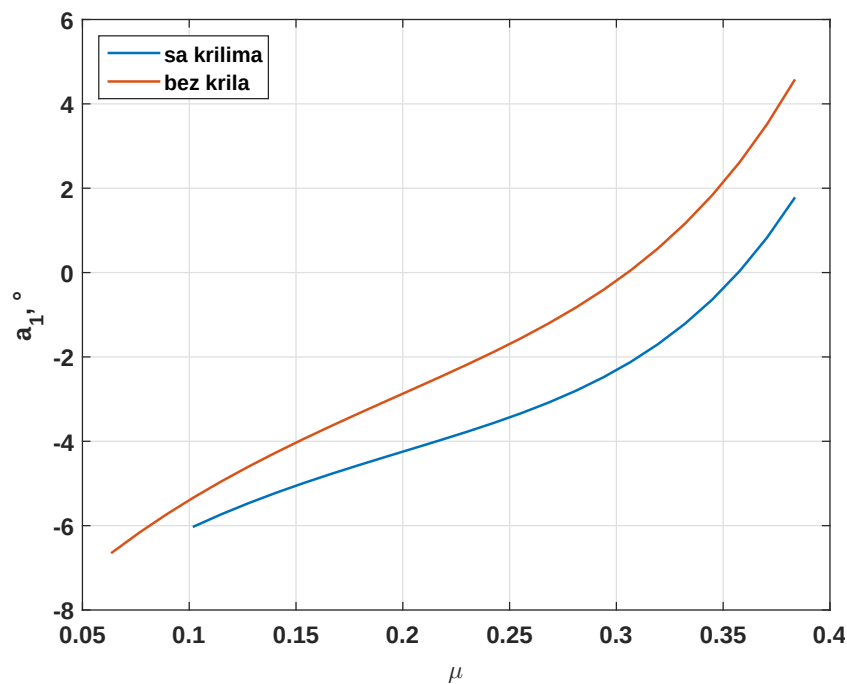
6 Usporedba rezultata aerodinamičkih karakteristika glavnog rotora

Kako je spomenuto u poglavlju 3.2., analiza aerodinamičkih karakteristika napravljena je prema dostupnim podacima komandi helikoptera za konfiguraciju sa krilima. Budući da je kroz rad napravljena procjena koeficijenta sile uzgona krila, možemo napraviti grubu procjenu promjene komandi na glavnom rotoru prilikom čega ćemo analizirati kuteve mahanja, sile i momente na glavnom rotoru.



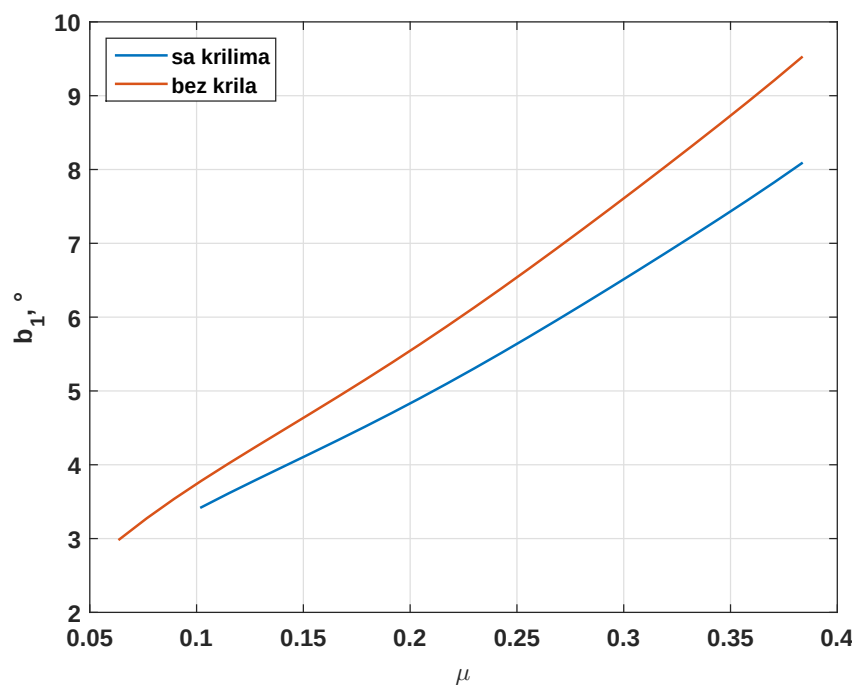
Slika 6.1: Kut konusa rotora

Ova gruba procjena nalaže izračun koeficijenta sile uzgona, za srednje progresivne brzine letenja (40-60 m/s), i povećanje koeficijenta pogonske sile u horizontalnom letu za iznos sile uzgona koju daju krila. To povećanje pogonske sile manifestirati će se u promjeni postavnog kuta lopatica glavnog rotora, odnosno komande kolektiva, koju smo povećavali dok nismo dobili pogonsku silu uvećanu za uzgon. Povećanje kolektiva $\Delta\theta$ iznosilo je 2.5° , u odnosu na dijagram 3.4.

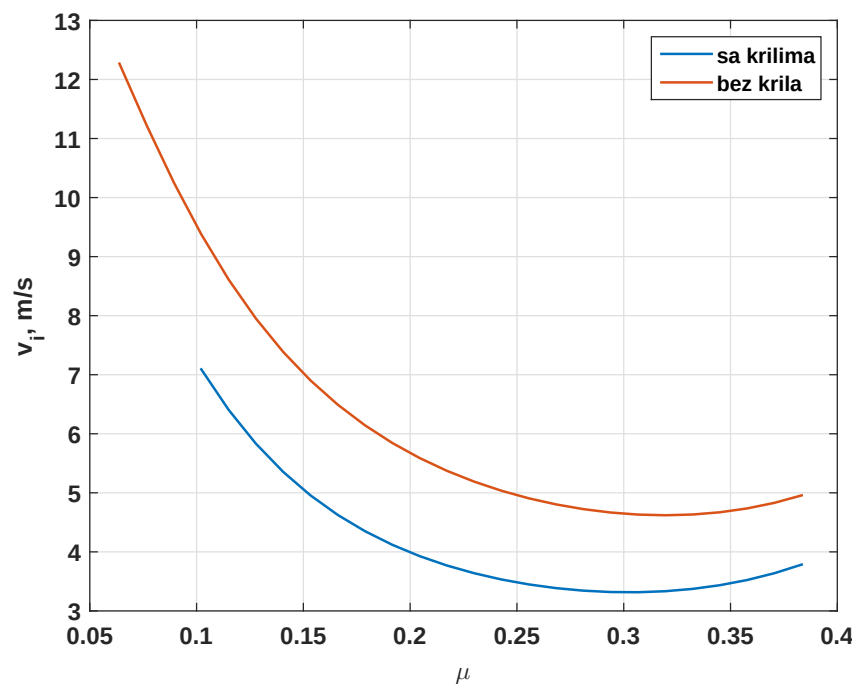


Slika 6.2: Uzdužni ciklični kut mahanja

Prema dijagramu 6.1, vidimo da se kut konusa povećao za isti toliki iznos, i ostao u vrijednostima kuta konusa od 15° , što je očekivani rezultat. Vrijednosti preko tog iznosa označavaju da model ne radi dobro, ili postoje ozbiljni problemi na glavnom rotoru.



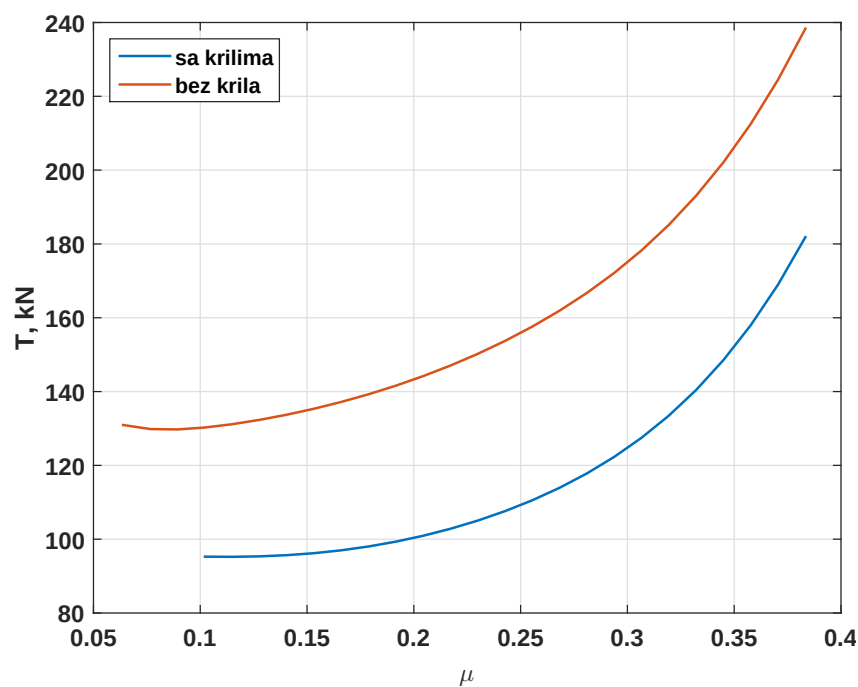
Slika 6.3: Bočni ciklični kut mahanja



Slika 6.4: Inducirana brzina

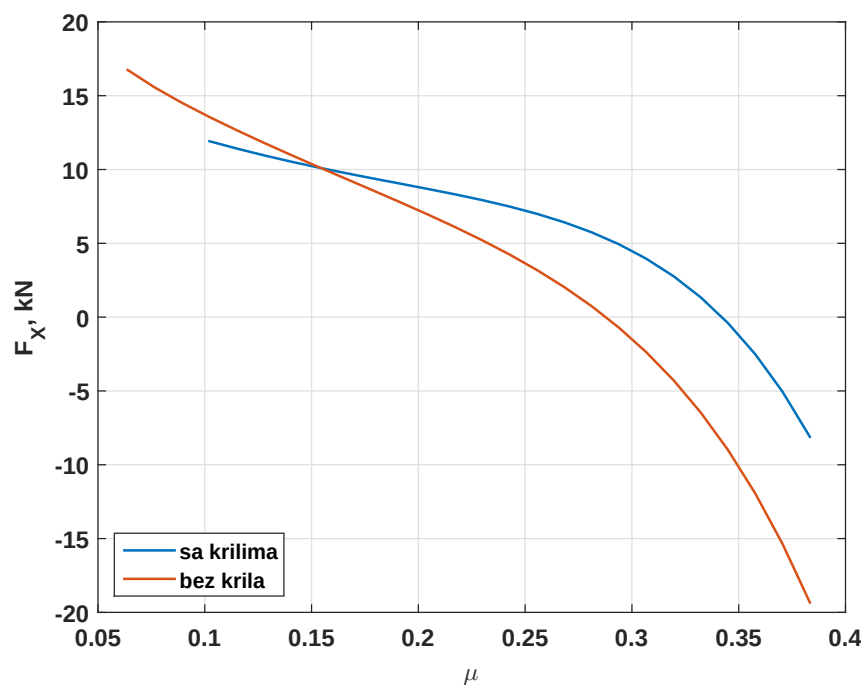
Dijagram 6.2, pokazuje promjenu uzdužnog cikličnog kuta mahanja, koji se isto tako povećava sa koeficijentom napredovanja i postaje pozitivan puno ranije od onoga kod konfiguracije s krilima. Treba reći i to, da su kod konfiguracije bez krila, uzdužni i ciklični kutevi mahanja općenito veći, kao što je i kut konusa rotora.

Dijagram na slici 6.4, prikazuje veće iznose inducirane brzine kod konfiguracije bez krila, ali i ona očekivano pada s porastom koeficijenta napredovanja.

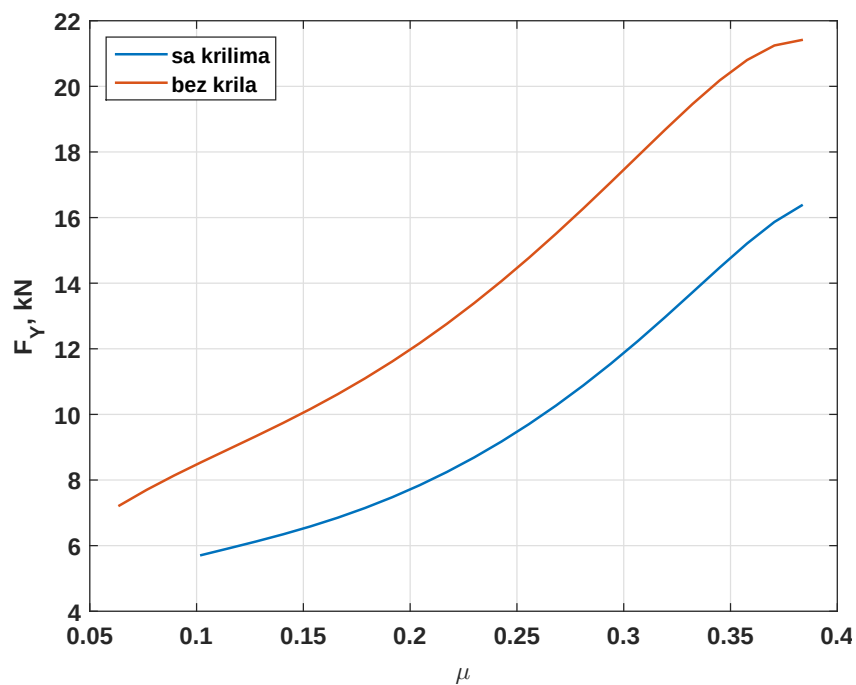


Slika 6.5: Potisna sila na glavnom rotoru

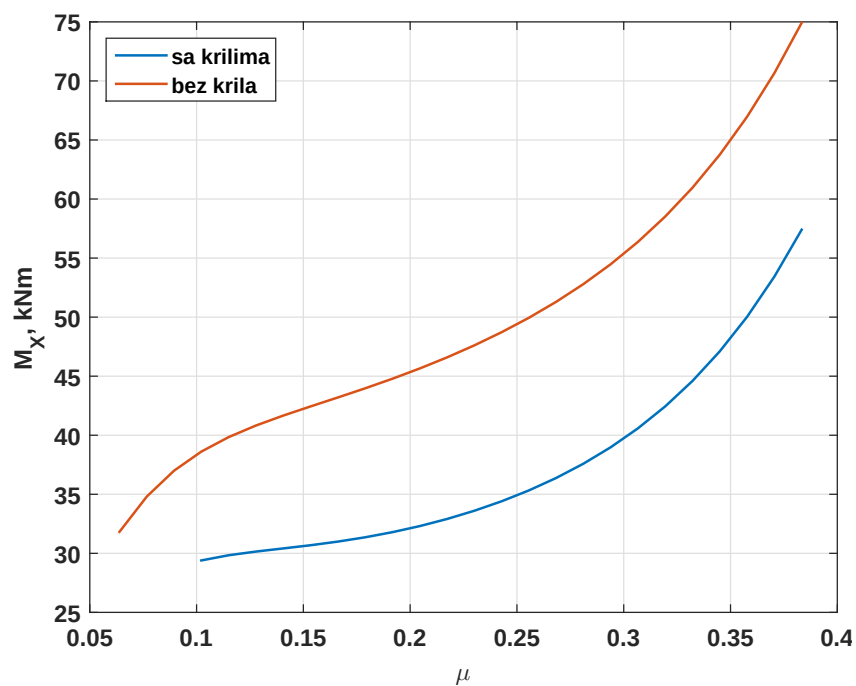
Iznos pogonske sile je naravno veći, slika 6.5, zbog toga što smo povećali postavni kut lopatica glavnog rotora u zamjenu za kompenzaciju sile uzgona koju inače generiraju krila. Očekivano je da rezultat pogonske sile ima odstupanja pri manjim i većim brzinama leta, odnosno koeficijentima napredovanja, zbog činjenice da je korekcija za silu uzgona provedena za područje srednjih vrijednosti koeficijenata napredovanja, kao najzanimljivije područje s aspekta optimalnih režima leta promatranog helikoptera.



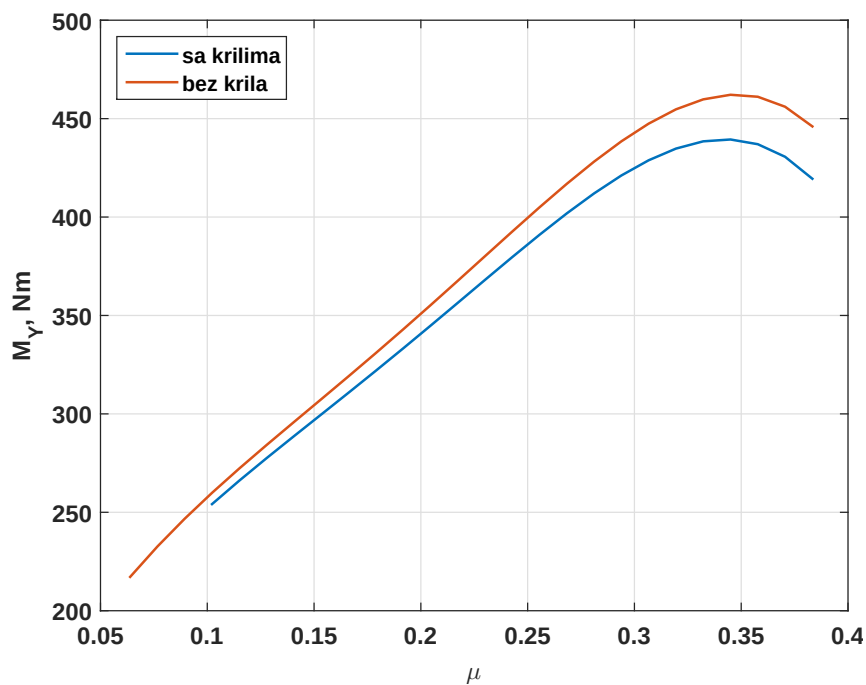
Slika 6.6: Sila oko x osi



Slika 6.7: Sila oko y osi

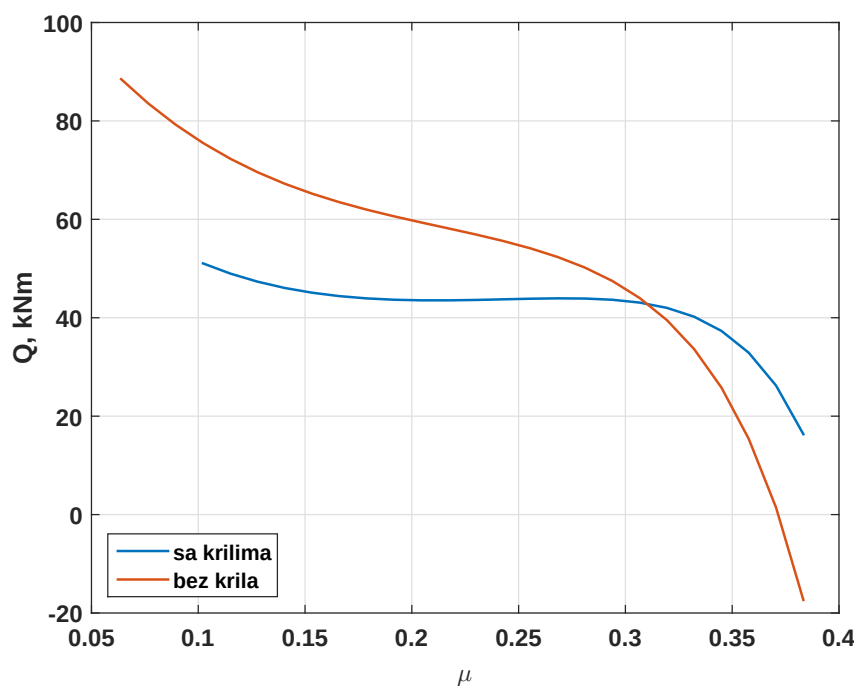


Slika 6.8: Moment oko x osi



Slika 6.9: Moment oko y osi

Sile i momenti oko x i y osi su također porasli zbog povećanja pogonske sile, dok je zanimljivo uočiti da je moment oko osi z postao negativan. Razlog tome je već spomenut u poglavlju 3.2., i teško ga je objasniti bez detaljnije analize modela, a dio toga vjerojatno leži i u pretpostavci s kojom je ova analiza napravljena - za korekciju konstante vrijednosti sile uzgona - što očekivano ima odstupanja pri većim brzinama gdje se javljaju negativni iznosi momenta.



Slika 6.10: Moment oko z osi

7 | Zaključak

Borbeni helikopteri su čisti primjer helikoptera konvencionalne konfiguracije sa krilima. Krila uglavnom imaju namjenu ovješnja tereta, ali i rasterećenja glavnog rotora pri progresivnim brzinama leta, budući da stvaraju određenu silu uzgona. S druge strane, krila povećavaju masu same konstrukcije te imaju negativni efekt po performanse helikoptera u lebdenju, ali i režimu autorotacije. Da zaključimo:

- Za analizu rada, definiran je helikopter po uzoru na već postojeći helikopter u eksploataciji. Budući da su neke veličine bile predmet slobodne procjene, promatrani helikopter ne mora u potpunosti odgovarati originalu.
- Određene su aerodinamičke karakteristike rotora u vertikalnom letu. Kod analize vertikalnog leta razvijen je model rotora, te testiran s dostupnim eksperimentalnim podacima za koeficijente pogonske sile i momenta. Poklapanje računskih i eksperimentalnih podataka pokazuje da model radi dobro i da nam pokazuje dobre rezultate za rotor promatranog helikoptera.
- Kod analize horizontalnog leta, geometrija rotora s poznatim veličinama komandi helikoptera ubačena je u već gotovi, razvijeni model te nam je dala očekivane rezultate kuteva mahanja, inducirane brzine te sile i momenata.
- Definiran je parazitski otpor helikoptera u vertikalnom i horizontalnom letu. Dobivene veličine su procjena, te se kreću u očekivanom području iznosa parazitskog otpora sličnih helikoptera.
- Analizom performansi helikoptera u lebdenju vidimo da se performanse helikoptera konvencionalne konfiguracije sa krilima lošije od konfiguracije bez krila, a samim

time i u vertikalnom penjanju. Zbog vertikalnog otpora degradirana je i visina lebdenja.

- Pri provjeri performansi helikoptera u horizontalnom letu, vidljivo je da krila pri određenim brzinama rasterećuju glavni rotor do trenutka kada, zbog povećane brzine letenja, raste snaga potrebna za savladavanje parazitskog otpora. Zbog analize progresivnog leta, definiran je koeficijent sile uzgona krila, dok je koeficijent sile uzgona trupa i horizontalnog stabilizatora zanemaren kod obje konfiguracije. Kod definiranja koeficijenta sile uzgona stabilizatora, problem je povijanje struje iza krila, ali i traga rotora, što uvelike komplicira analizu. Radi izbjegavanja nelinearnog područja sile uzgona, performanse u horizontalnome letu analizirane su od neke progresivne brzine.
- Kod analize penjanja vidimo da se sa krilom ostvaruju malo veće brzine penjanja, sa manjom raspoloživom snagom u odnosu na konfiguraciju bez krila.
- Autorotacija je izvanredan režim leta helikoptera uzrokovan otkazom motora, transmisije ili repnog mehanizma. Kod režima autorotacije, vidljivo je da konfiguracija sa krilima ima veću brzinu spuštanja i to uglavnom zbog povećanog otpora u vertikalnom, ali i horizontalnom letu.
- Na kraju, napravljena je usporedba aerodinamičkih karakteristika glavnog rotora za konfiguracije sa i bez krila. Očekivano imamo veće iznose kuteva mahanja, sila i momenata za konfiguraciju bez krila.

Radom je dan uvid u performanse helikoptera sa krilima, ali uz određena ograničenja. Ta ograničenja su koeficijenti sile uzgona horizontalnog stabilizatora i trupa, povijanje struje, te kutevi mahanja glavnog rotora koja bi ubuduće trebalo razmotriti i analizirati, a čime bismo dobili kompletan uvid u rezultate performansi. Kod usporedbe mahanja i opterećenja na glavi glavnog rotora potrebno je provjeriti iznose komandi analizom ravnotežnog leta za obje konfiguracije helikoptera.

A | Prilog

Glavni rotor

radijus: 8.65 m;
profil: NACA 23012;
karakteristike profila: $c_{l\alpha}=5.84$, $c_{d0}=0.0084$;
duljina tetive: $c=0.58$ m;
duljina kraka: $l=7.77$ m;
broj krakova: $N=5$;
brzina vrtnje: 240 RPM;
kut uvijanja lopatice glavnog rotora: $\theta=3^{\circ}36'$, na presjeku 1-5, do $\theta=0^{\circ}$ na vrhu

Repni rotor

- vučni rotor
radijus: 1.955 m;
profil: NACA 0012;
karakteristike profila: $c_{l\alpha}=5.73$, $c_{d0}=0.008$;
duljina tetive: $c=0.26$ m;
duljina kraka: $l=1.55$ m;
broj krakova: $N=3$;
brzina vrtnje: 1112 RPM;
udaljenost repnog rotora od vertikalnog stabilizatora: $x=0.72$ m.

Krilo

- trapezno krilo
- raspon krila: $b=6.66$ m;
- duljina tetive na osi simetrije krila: $c_{r0}=1.62$ m;
- duljina tetive u korijenu: $c_r=1.42$ m;
- duljina tetive na vrhu: $c_t=0.83$ m;
- konstruktivni kut krila: $i_W=19^\circ$;
- kut anhedrala: $\phi=12^\circ$;
- strijela napadnog ruba krila: $\Lambda_{LE}=8^\circ 50'$;
- profil krila: NACA 23020
- karakteristike profila ($Re = 5 \cdot 10^6$): $c_{l\alpha}=6.14$, $c_{d0}=0.0083$.

Horizontalni stabilizator

- stabilizator trapeznog oblika
- raspon stabilizatora: $b=3.27$ m;
- duljina tetive na osi simetrije stabilizatora: $c_{r0}=0.85$ m;
- duljina tetive u korijenu: $c_r=0.8$ m;
- duljina tetive na vrhu: $c_t=0.57$ m;
- profil krila: NACA 0012;
- karakteristike profila: $c_{l\alpha}=5.73$, $c_{d0}=0.008$;
- raspon kuteva: $\theta = +7^\circ 40' - 12^\circ 30'$;

Vertikalni stabilizator

- strijela na 1/4 tetive: $\Lambda_t=42^\circ 30'$;
- postavi kut: $\alpha_t=6^\circ$;
- duljina tetive u korijenu: $c_r=2.02$ m;
- duljina tetive na vrhu: $c_t=0.86$ m;
- profil krila: NACA 0015;
- karakteristike profila ($Re = 5 \cdot 10^6$): $c_{l\alpha}=6.23$, $c_{d0}=0.0088$;
- površina stabilizatora u interferenciji s repnim rotorom: $S=2.74$ m².

Podvozje

razmak nosnog i glavnog podvozja po x-osi: 4.39 m;

razmak glavnog podvozja po y-osi: 3.03 m;

dimenzije kotača nosne noge: $\varnothing 0.48 \times 0.2$ m;

dimenzije kotača glavne noge: $\varnothing 0.72 \times 0.32$ m;

Relevantne udaljenosti

horizontalna udaljenost između osi glavnog rotora i hor. stabilizatora: 8.69 m;

vertikalna udaljenost između osi glavnog rotora i hor. stabilizatora: 2.18 m;

horizontalna udaljenost između osi glavnog rotora i repnog rotora: 10.75 m;

vertikalna udaljenost između osi glavnog rotora i repnog rotora: 0.82 m.

Masa

masa praznog helikoptera: 8620 kg;

max. masa goriva (bez vanjskih spremnika): 1563 kg;

max. masa goriva sa 2 vanjska spremnika goriva: 2445 kg;

max. masa goriva sa 4 vanjska spremnika goriva: 2933 kg;

Režimi rada motora

Tablica A.1: Snaga u određenim režimima rada motora

Režim	Snaga, kW/KS	visina, m	specifična potrošnja, kg/kW
Polijetanje	2100/1546	do 2200	0.522
Nominalni	1700/1251	do 3600	0.752
I krstarenje	1500/1104	do 3600	0.785
II krstarenje	1200/883	do 3600	0.848

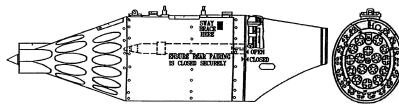
Naoružanje

UB-32A-24

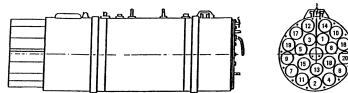
duljina lansera: 2.08 m;
 promjer lansera: 0.481 m;
 masa: 105 kg;
 broj raketnih zrna: 32;
 promjer zrna: 57 mm;
 duljina zrna: 1 m;
 masa zrna: 5 kg.

B8V20-A

duljina lansera: 1.793 m;
 promjer lansera: 0.521 m;
 visina lansera: 0.578;
 masa: 100 kg;
 broj raketnih zrna: 20;
 promjer zrna: 80 mm;
 duljina zrna: 1.36 m;
 masa zrna: 11.6 kg.



Slika A.1: Lanser nevođenih raketnih zrna kalibra 57mm



Slika A.2: Lanser nevođenih raketnih zrna kalibra 80mm

Literatura

- [1] R.W. Prouty. *Helicopter Performance, Stability, and Control*. Krieger Publishing Company, Florida, 1986.
- [2] S. Goran. *Model helikopterskog rotora zatvorene forme, Diplomski rad*. FSB, Zagreb, 2014.
- [3] Ž. Mendaš. *Instrukcija posadi helikoptera Mi-24 (prijevod s ruskog)*. MORH, Zagreb, 1994.
- [4] *Technical Manual: Mi-24/25 Hind D/F Helicopters*. ATSA, Texas, 1999.
- [5] Hirschberg M. Omelchenko, G. *Russia and China Show Latest Aircraft*. AHS, Moscow, 2015.
- [6] *"Standardne specifikacije helikoptera Mi-35"*. Rostovski helikopterski proizvodni kompleks, Rostov.
- [7] M. Knight R.A. Hefner. *Static thrust of the lifting airscrew*. 1937.
- [8] Clay W.C. Jacobs, E.N. *Report No. 530: Characteristics of the N.A.C.A. 23012 Airfoil from tests in the full-scale and variable-density tunnels*. NASA, 1935.
- [9] Mark E. Dreier. *Introduction to Helicopter and Tiltrotor Simulation*. AIAA, USA, 2007.
- [10] M. Vrdoljak. *Osnove aerodinamike i mehanike leta helikoptera - odabrana predavanja kolegija Helikopteri I*. FSB, Zagreb, 2007.

- [11] S.D. Miller. *Lift, drag and moment of a NACA 0015 Airfoil*. Ohio State University, Ohio, 2008.
- [12] M. Vrdoljak. *Podloge sa predavanja Helikopteri I*. FSB, Zagreb, 2017.
- [13] Aerospaceweb.org.
<http://www.aerospaceweb.org/aircraft/helicopter-m/mi24/>, Rujan, 2018.
- [14] S. Janković. *Mehanika leta zrakoplova*. FSB, Zagreb, 2002.
- [15] J. Vukelić. *Performanse helikoptera u autorotaciji, Diplomski rad*. FSB, Zagreb, 2014.