

Analiza ravnotežnog atmosferskog leta raketoplana s ljudskom posadom u fazi spuštanja i prilaza slijetanju

Jokić, Roko

Undergraduate thesis / Završni rad

2024

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:235:153206>

Rights / Prava: [Attribution-NonCommercial-NoDerivatives 4.0 International/Imenovanje-Nekomercijalno-Bez prerada 4.0 međunarodna](#)

Download date / Datum preuzimanja: **2025-01-26**

Repository / Repozitorij:

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



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

ZAVRŠNI RAD

Roko Jokić

Zagreb, 2024.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

**Analiza ravnotežnog atmosferskog
leta raketoplana s ljudskom
posadom u fazi spuštanja i prilaza
slijetanju**

Mentori:

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

Student:

Roko Jokić

Zagreb, 2024.

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

Zahvaljujem se svom mentoru profesoru Milanu Vrdoljaku i profesoru Marijanu Andriću za pomoć oko izrade završnog rada, prenesenom znanju, savjetima i uloženom vremenu.

Roko Jokić



Sveučilište u Zagrebu	
Fakultet strojarstva i brodogradnje	
Datum	Prilog
Klasa: 602 – 04 / 24 – 06 / 01	
Ur.broj: 15 – 24 –	

ZAVRŠNI ZADATAK

Student: **Roko Jokić** JMBAG: **0035225130**

Naslov rada na hrvatskom jeziku: **Analiza ravnotežnog atmosferskog leta raketoplana s ljudskom posadom u fazi spuštanja i prilaza slijetanju**

Naslov rada na engleskom jeziku: **Analysis of trimmed atmospheric flight for crewed spaceplane in descent and landing approach phase**

Opis zadatka:

Misija raketoplana za višekratnu upotrebu s ljudskom posadom uključuje vrlo različite režime leta od vertikalnog lansiranja s potisnom raketom, do orbitalnog leta, ponovnog ulaska i leta u atmosferi pri čemu je raspon brzina od hiperzvučnih do podzvučnih. Primjer takve letjelice je koncept HL-20 s konfiguracijom nosećeg tijela (engl. lifting body) koja nakon ponovnog ulaska u atmosferu i manevra usporavanja ima zadaću spuštanja i prilaza slijetanju te na poslijetku slijetanja, a ta bi se zadaća mogla provesti i bez pogona. Letjelica HL-20 ima različite kombinacije s aerodinamičkim upravljačkim površinama na nosećoj površini velikog kuta dihedrala te sa zakrilcima na stražnjem dijelu tijela s gornje i donje strane.

Zadatak završnog rada obuhvaća:

- prikaz geometrije razmatrane letjelice i svih korištenih podataka;
- prikaz aerodinamičkih značajki relevantnih za promatrani režim leta;
- provedbu analize ravnotežnog leta u spuštanju i prilazu slijetanju bez pogona;
- provjeru različitih varijanti otklanjanja upravljačkih površina pri ravnotežnom letu spuštanja.

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

Zadatak zadan:

30. 11. 2023.

Datum predaje rada:

1. rok: 22. i 23. 2. 2024.
2. rok (izvanredni): 11. 7. 2024.
3. rok: 19. i 20. 9. 2024.

Predvideni datumi obrane:

1. rok: 26. 2. – 1. 3. 2024.
2. rok (izvanredni): 15. 7. 2024.
3. rok: 23. 9. – 27. 9. 2024.

Zadatak zadao:

Prof. dr. sc. Milan Vrdoljak

Predsjednik Povjerenstva:

Prof. dr. sc. Milan Vrdoljak

SADRŽAJ

POPIS SLIKA.....	II
POPIS TABLICA.....	IV
SAŽETAK.....	VIII
SUMMARY.....	IX
1. UVOD.....	1
2. MODEL RAKETOPLANA.....	2
3. ANALIZA SPUŠTANJA I PRILAZA SLIJETANJU S NELINEARNIM KOEFIČIJENTIMA	10
3.1. Analiza faze spuštanja s nelinearnim koeficijentima.....	11
3.2. Analiza faze prilaza slijetanju s nelinearnim koeficijentima	22
4. ANALIZA SPUŠTANJA I PRILAZA SLIJETANJU S LINEARNIM KOEFIČIJENTIMA	32
4.1. Analiza faze spuštanja s linearnim koeficijentima.....	35
4.2. Analiza faze prilaza slijetanju s linearnim koeficijentima	44
5. ZAKLJUČAK.....	53
LITERATURA	54

POPIS SLIKA

Slika 1	raketoplan HL-20	1
Slika 2.	Prikaz gabaritnih dimenzija letjelice	2
Slika 3.	Prikaz upravljačkih površina letjelice [3].....	4
Slika 4.	Izračun otklona upravljačkih površina [3]	5
Slika 5.	Ovisnost koeficijenta $CX\delta lg$ o napadnom kutu α [3]	7
Slika 6.	Ovisnost koeficijenta $Cm\delta lg$ o napadnom kutu α [3].....	7
Slika 7.	Ovisnost koeficijenta $CZ\delta lg$ o napadnom kutu α [3].....	8
Slika 8.	Grafički prikaz ovisnosti koeficijenta normalne sile o napadnom kutu	8
Slika 9.	Grafički prikaz ovisnosti koeficijenta momenta propinjanja o napadnom kutu	9
Slika 10.	Grafički prikaz ovisnosti koeficijenta aksijalne sile o napadnom kutu	9
Slika 11.	Ovisnost brzine leta o visini	10
Slika 12.	Napadni kut i kut otklona zakrilaca na krilima za konfiguraciju 1	12
Slika 13.	Prikaz ravnotežnog koeficijenta normalne sile i koeficijenta normalne sile	13
Slika 14.	Napadni kut i kut otklona zakrilaca na krilima za konfiguraciju 2	14
Slika 15.	Napadni kut i kut otklona krilnih zakrilaca za konfiguraciju 3	15
Slika 16.	Napadni kut i kut otklona krilnih zakrilaca za konfiguraciju 4	16
Slika 17.	Napadni kut i kut otklona donjih zakrilaca na trupu za konfiguraciju 5	17
Slika 18.	Napadni kut i kut otklona donjih zakrilaca na trupu za konfiguraciju 6	18
Slika 19.	Napadni kut i kut otklona gornjih zakrilaca na trupu za konfiguraciju 7	19
Slika 20.	Napadni kut i kut otklona gornjih zakrilaca na trupu za konfiguraciju 8	20
Slika 21.	Napadni kut i kut otklona krilnih zakrilaca za konfiguraciju 1	23
Slika 22.	Grafički prikaz koeficijenta normalne sile i ravnotežnog koeficijenta normalne sile	24
Slika 23.	Napadni kut i kut otklona krilnih zakrilaca za konfiguraciju 2	25
Slika 24.	Napadni kut i kut otklona krilnih zakrilaca za konfiguraciju 3	26
Slika 25.	Napadni kut i kut otklona krilnih zakrilaca za konfiguraciju 4	27
Slika 26.	Napadni kut i kut otklona donjih zakrilaca na trupu za konfiguraciju 5	28
Slika 27.	Napadni kut i kut otklona donjih zakrilaca na trupu za konfiguraciju 6	29
Slika 28.	Napadni kut i kut otklona gornjih zakrilaca na trupu za konfiguraciju 7	30
Slika 29.	Napadni kut i kut otklona gornjih zakrilaca na trupu za konfiguraciju 8	31
Slika 30.	Grafička usporedba linearnih i nelinearnih koeficijenata normalne sile s različitim otklonima upravljačkih površina	32
Slika 31.	Grafička usporedba linearnih i nelinearnih koeficijenata momenta propinjanja s različitim otklonima upravljačkih površina	33
Slika 32.	Grafička usporedba linearnih i nelinearnih koeficijenata aksijalne sile s različitim otklonima upravljačkih površina	33
Slika 33.	Napadni kut i kut otklona zakrilaca na krilima za konfiguraciju 1	35
Slika 34.	Prikaz ravnotežnog koeficijenta normalne sile i koeficijenta normalne sile	36
Slika 35.	Napadni kut i kut otklona zakrilaca na krilima za konfiguraciju 2	37
Slika 36.	Napadni kut i kut otklona zakrilaca na krilima za konfiguraciju 3	38
Slika 37.	Napadni kut i kut otklona zakrilaca na krilima za konfiguraciju 4	39
Slika 38.	Napadni kut i kut otklona donjih zakrilaca na trupu za konfiguraciju 5	40
Slika 39.	Napadni kut i kut otklona donjih zakrilaca na trupu za konfiguraciju 6	41
Slika 40.	Napadni kut i kut otklona gornjih zakrilaca na trupu za konfiguraciju 7	42
Slika 41.	Napadni kut i kut otklona gornjih zakrilaca na trupu za konfiguraciju 8	43
Slika 42.	Napadni kut i kut otklona zakrilaca na krilima za konfiguraciju 1	44
Slika 43.	Prikaz ravnotežnog koeficijenta normalne sile i koeficijenta normalne sile	45
Slika 44.	Napadni kut i kut otklona zakrilaca na krilima za konfiguraciju 2	46

Slika 45.	Napadni kut i kut otklona zakrilaca na krilima za konfiguraciju 3	47
Slika 46.	Napadni kut i kut otklona zakrilaca na krilima za konfiguraciju 4	48
Slika 47.	Napadni kut i kut otklona donjih zakrilaca na trupu za konfiguraciju 5	49
Slika 48.	Napadni kut i kut otklona donjih zakrilaca na trupu za konfiguraciju 6	50
Slika 49.	Napadni kut i kut otklona gornjih zakrilaca na trupu za konfiguraciju 7	51
Slika 50.	Napadni kut i kut otklona gornjih zakrilaca na trupu za konfiguraciju 8	52

POPIS TABLICA

Tablica 1. Dimenzije korištene u analizi	2
Tablica 2. Prikaz konfiguracija za nelinearnu analizu faze spuštanja	11
Tablica 3. Prikaz konfiguracija za nelinearnu analizu faze prilaza slijetanju	22

POPIS OZNAKA

Oznaka	Jedinica	Opis
α	°	Napadni kut
β	°	Kut klizanja
γ	°	Kut poniranja
δ_{bfu}	°	Otklon donjeg lijevog zakrilca na trupu
δ_{bfr}	°	Otklon donjeg desnog zakrilca na trupu
δ_{bfu}	°	Otklon gornjeg lijevog zakrilca na trupu
δ_{bfr}	°	Otklon gornjeg desnog zakrilca na trupu
δ_e	°	Otklon krilnih zakrilaca
δ_{f+}	°	Otklon donjih zakrilaca na trupu
δ_{f-}	°	Otklon gornjih zakrilaca na trupu
δ_{lg}	°	Otklon podvozja
δ_{wfl}	°	Otklon lijevog zakrilca na krilu
δ_{wfr}	°	Otklon desnog zakrilca na krilu
C_A	/	Koeficijent aksijalne sile
$C_{A,0}$	/	Nulti koeficijent aksijalne sile
C_{A,δ_e}	/	Koeficijent aksijalne sile krilnih zakrilaca
$C_{A,\delta_{f+}}$	/	Koeficijent aksijalne sile donjih trupnih zakrilaca
$C_{A,\delta_{f-}}$	/	Koeficijent aksijalne sile gornjih trupnih zakrilaca
C_N	/	Koeficijent normalne sile
$C_{N,rav}$	/	Ravnotežni koeficijent normalne sile
$C_{N,0}$	/	Nulti koeficijent normalne sile
C_{N,δ_e}	/	Koeficijent normalne sile krilnih zakrilaca
$C_{N,\delta_{f+}}$	/	Koeficijent normalne sile donjih trupnih zakrilaca
$C_{N,\delta_{f-}}$	/	Koeficijent normalne sile gornjih trupnih zakrilaca
C_m	/	Koeficijent momenta propinjanja

$C_{m,0}$	/	Nulti koeficijent momenta propinjanja
C_{m,δ_e}	/	Koeficijent momenta propinjanja krilnih zakrilaca
$C_{m \delta_a }$	/	Koeficijent momenta propinjanja ailerona
$C_{X \delta_r }$	/	Koeficijent momenta propinjanja kormila pravca
$C_{m,\delta_{f+}}$	/	Koeficijent momenta propinjanja donjih trupnih zakrilaca
$C_{m,\delta_{f-}}$	/	Koeficijent momenta propinjanja gornjih trupnih zakrilaca
$C_{m \delta_{\Delta f} }$	/	Koeficijent momenta propinjanja asinkrono otklonjenih trupnih zakrilaca
$C_{m,\delta_{I_g}}$	/	Koeficijent momenta propinjanja podvozja
$C_{m,GE}$	/	Koeficijent momenta propinjanja utjecaja tla utjecaja tla
C_X	/	Koeficijent sile u smjeru osi x
$C_{X,0}$	/	Nulti koeficijent sile u smjeru osi x
C_{X,δ_e}	/	Koeficijent sile krilnih zakrilaca u smjeru osi x
$C_{X \delta_a }$	/	Koeficijent sile ailerona u smjeru osi x
$C_{X \delta_r }$	/	Koeficijent kormila pravca u smjeru osi x
$C_{X,\delta_{f+}}$	/	Koeficijent sile donjih trupnih zakrilaca u smjeru osi x
$C_{X,\delta_{f-}}$	/	Koeficijent sile gornjih trupnih zakrilaca u smjeru osi x
$C_{X \delta_{\Delta f} }$	/	Koeficijent asinkrono otklonjenih trupnih zakrilaca u smjeru osi x
$C_{X\delta_{I_g}}$	/	Koeficijent sile podvozja u smjeru x
$C_{X,GE}$	/	Koeficijent sile utjecaja tla u smjeru osi x
C_Z	/	Koeficijent sile u smjeru osi z
$C_{Z,0}$	/	Nulti koeficijent sile u smeru osi z
C_{Z,δ_e}	/	Koeficijent sile krilnih zakrilaca u smjeru osi z

$C_{Z \delta_a }$	/	Koeficijent sile ailerona u smjeru osi z
$C_{Z \delta_r }$	/	Koeficijent kormila pravca u smjeru osi z
$C_{Z,\delta_{f+}}$	/	Koeficijent sile donjih trupnih zakrilaca u smjeru osi z
$C_{Z,\delta_{f-}}$	/	Koeficijent sile gornjih trupnih zakrilaca u smjeru osi z
$C_{Z \delta_{\Delta f} }$	/	Koeficijent asinkrono otklonjenih trupnih zakrilaca u smjeru osi z
$C_{Z\delta_{t_g}}$	/	Koeficijent sile podvozja u smjeru z
$C_{Z,GE}$	/	Koeficijent sile utjecaja tla u smjeru osi z

SAŽETAK

U ovom radu odrađena je analiza ravnotežnog atmosferskog leta svemirske letjelice Raketoplan slične konceptualnoj letjelici HL-20 koju je NASA istraživala tijekom 1980-ih i 1990-ih godina. Letjelica koristi koncept nosećeg tijela (eng. lifting-body), gdje je sami trup aviona aerodinamički napravljen tako da sam proizvodi uzgon, šta joj omogućava da ne mora imati velika krila. Konkretno analiza proučava ravnotežno spuštanje i prilaz slijetanju, te je podjeljena u te dvije faze. Aerodinamički koeficijenti korišteni u analizi su dobiveni testiranjem modela u dva različita Američka aerotunela te su objavljeni od strane NASA-e. Visine i profil brzine odabrani su kako bi najbližije odgovarali misiji koju bi letjelica odrađivala u stvarnosti. U obzir je uzet i utjecaj atmosfere, odnosno visine na kojoj se letjelica nalazi. Utjecaji kuta klizanja, kao i utjecaji stlačivosti su zanemareni. Pretpostavljeno je da se spuštanje vrši bez skretanja i valjanja pa je zanemaren utjecaj kormila pravca na aerodinamiku. Promatran je samo uzdužni model aerodinamike sa nelinearnim aerodinamičkim koeficijentima. Promatrana je izvedivost ravnotežnog leta s raznim konfiguracijama upravljačkih površina, u obe faze spuštanja. Provedena je i linearna analiza te se ispitala njena primjenjivost na ovakav problem.

Ključne riječi: svemirska letjelica, ravnotežni let, prilaz slijetanju, nelinearni aerodinamički model

SUMMARY

In this work, an analysis of the trimmed atmospheric flight of a space vehicle, the Raketoplan, similar to the HL-20 spacecraft that NASA researched during the 1990s, has been conducted. Spacecraft is constructed using the lifting body concept, meaning that spacecraft's fuselage alone produces lift, which makes need for large wings obsolete. Specifically, the analysis examines descent in trim and approach to landing. The aerodynamic coefficients used in the analysis were obtained through testing models in two different American wind tunnels and were published by NASA. Altitudes and velocity profiles were selected to closely match the mission the spacecraft would perform in reality. The influence of the atmosphere, or the altitude at which the spacecraft is located, was also taken into account. It is assumed that the descent is conducted without pitch and roll, thus neglecting the influence of the rudder on aerodynamics. Only the longitudinal model of aerodynamics with nonlinear aerodynamic coefficients is considered. The feasibility of trimmed flight is observed with various configurations of control surfaces in both descent phases. Linear analysis has also been conducted to examine its applicability to this problem.

Key words: spacecraft, trimmed flight, landing approach, nonlinear aerodynamic model

1. UVOD

Raketoplan je letjelica koja kombinira značajke rakete i zrakoplova. Ova vrsta zrakoplova sposobna je za vertikalno lansiranje kao raketa, a nakon postizanja dovoljne visine ili brzine, prelazi u način leta karakterističan za zrakoplove. Osnovna svrha raketoplana je omogućiti transport posade i tereta u svemir kao i siguran povratak na Zemlju. Ovaj rad usredotočuje se na analizu performansi svemirske letjelice Raketoplan, sličnoj konceptualnoj letjelici HL-20 pri ravnotežnom spuštanju i prilazu slijetanju nakon povratka u atmosferu Zemlje. HL-20 bio je konceptualni raketoplan razvijen od strane NASA-e 1980-ih i 1990-ih godina. Riječ je o izrazito aerodinamičnoj kompaktnoj letjelici koja je bila dizajnirana za različite svemirske misije, uključujući prijevoz posade i tereta, rad u niskoj Zemljinj orbiti i druge istraživačke svemirske aktivnosti. Mogao je prenositi najviše deset članova posade, ali je bio predviđen za misije s manjim brojem članova. Konfiguracija nosećeg tijela ima aerodinamički dizajn prilagođen ravnotežnom letu u atmosferi i horizontalnom slijetanju na pistu. U ovoj analizi promatra se ravnotežno spuštanje u subsonici te se zanemaruju utjecaji kuta klizanja, kao i aerodinamički utjecaji ailerona, kormila pravca, utjecaja tla i vrlo mali utjecaj na aerodinamiku kada su gornja i donja zakrlica otklonjena suprotno, odnosno sve varijante otklona upravljačkih površina koje bi uzrokovale sile i momente skretanja i valjanja. Ukratko promatrana je samo uzdužna aerodinamika.



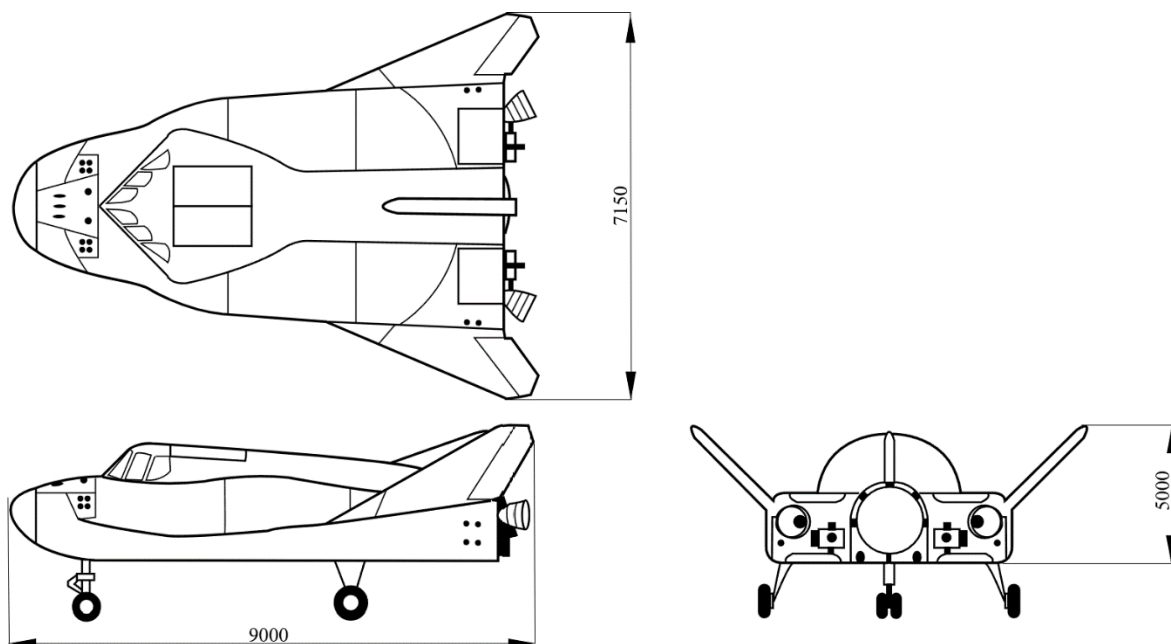
Slika 1. Raketoplan HL-20 [1]

2. MODEL RAKETOPLANA

Veličine duljine, širine i mase letjelice su uzete iz [2]. Masa letjelice u ovoj analizi je masa letjelice s teretom i posadom. Veličina referentne površine letjelice uzeta je iz [3]. Veličina visine letjelice bez podvozja nije poznata te je određena procjenom. Od podataka u tablici samo masa letjelice i referentna površina letjelice utječu na aerodinamičku analizu.

Tablica 1. Dimenzije korištene u analizi

	mjera	mjerna jedinica
dužina letjelice	9	m
širina letjelice	7.15	m
visina letjelice	5	m
referentna površina letjelice	26.61	m ²
masa letjelice	12000	kg



Slika 2. Prikaz gabaritnih dimenzija letjelice

Za matematički model dane su egzaktno vrijednosti aerodinamičkih koeficijenata koji su prema [4] i [5] izmjereni na manjim modelima od strane NASA-e u aerotunelima Langley i Calspan. Ukupni koeficijenti uzdužne sile, normalne sile i momenta propinjanja zadani su kao

[3]:

$$C_X = C_{X0}(\alpha, \beta) + C_{X\delta_e}(\alpha)\delta_e + C_{X|\delta_a|}(\alpha) |\delta_a| + C_{X\delta_{f+}}(\alpha)\delta_{f+} + C_{X\delta_{f-}}(\alpha)\delta_{f-} + C_{X|\delta_{\Delta f}|}(\alpha) |\delta_{\Delta f}| + C_{X|\delta_r|}(\alpha) |\delta_r| + C_{X\delta_{lg}}(\alpha)\delta_{lg} + C_{X,GE}\left(\alpha, \frac{h}{b}\right) \quad (2.1)$$

$$C_Z = C_{Z0}(\alpha, \beta) + C_{Z\delta_e}(\alpha)\delta_e + C_{Z\delta_{f+}}(\alpha)\delta_{f+} + C_{Z\delta_{f-}}(\alpha)\delta_{f-} + C_{Z\delta_{lg}}(\alpha)\delta_{lg} + C_{Z,GE}\left(\alpha, \frac{h}{b}\right) \quad (2.2)$$

$$C_m = C_{m0}(\alpha, \beta) + C_{m\delta_e}(\alpha)\delta_e + C_{m\delta_{f+}}(\alpha)\delta_{f+} + C_{m\delta_{f-}}(\alpha)\delta_{f-} + C_{m\delta_{lg}}(\alpha)\delta_{lg} + C_{m,GE}\left(\alpha, \frac{h}{b}\right) \quad (2.3)$$

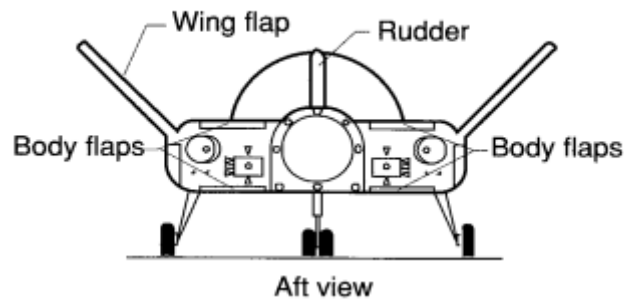
U ovoj analizi promatra se samo uzdužna aerodinamika, odnosno zanemaruju se utjecaji kuta klizanja(β), kao i aerodinamički utjecaji ailerona(δ_a), kormila pravca(δ_r), utjecaja tla(GE) i vrlo mali utjecaj na aerodinamiku kada su gornja i donja zakrlica otklonjenja suprotno($\delta_{\Delta f}$).

$$C_X = C_{X0}(\alpha) + C_{X\delta_e}(\alpha)\delta_e + C_{X\delta_{f+}}(\alpha)\delta_{f+} + C_{X\delta_{f-}}(\alpha)\delta_{f-} + C_{X\delta_{lg}}(\alpha)\delta_{lg} \quad (2.4)$$

$$C_Z = C_{Z0}(\alpha) + C_{Z\delta_e}(\alpha)\delta_e + C_{Z\delta_{f+}}(\alpha)\delta_{f+} + C_{Z\delta_{f-}}(\alpha)\delta_{f-} + C_{Z\delta_{lg}}(\alpha)\delta_{lg} \quad (2.5)$$

$$C_m = C_{m0}(\alpha) + C_{m\delta_e}(\alpha)\delta_e + C_{m\delta_{f+}}(\alpha)\delta_{f+} + C_{m\delta_{f-}}(\alpha)\delta_{f-} + C_{m\delta_{lg}}(\alpha)\delta_{lg} \quad (2.6)$$

Upravljačke površine letjelica uključuju kormilo pravca (rudder) smješteno na vertikalnom stabilizatoru, zakrilca na ukošenim krilima (engl. wing flaps), te par zakrilaca na gornjem i donjem dijelu trupa (engl. body flaps) smještenih na završetku istog.



Slika 3. Prikaz upravljačkih površina letjelice [3]

Otkloni upravljačkih površina se računaju na sljedeći način:

Maksimalni otkloni pojedinih upravljačkih površina za koje su odrađena mjerenja su:

$$\delta_{wfl} = (30^\circ, -30^\circ) \quad (2.7)$$

$$\delta_{wfr} = (30^\circ, -30^\circ) \quad (2.8)$$

$$\delta_{bf_{ul}} = (30^\circ, 0^\circ) \quad (2.9)$$

$$\delta_{bf_{ul}} = (0^\circ, -30^\circ) \quad (2.10)$$

$$\delta_{bf_{lr}} = (30^\circ, 0^\circ) \quad (2.11)$$

$$\delta_{bf_{ur}} = (0^\circ, -30^\circ) \quad (2.12)$$

$$\delta_e = \frac{\delta_{wfl} + \delta_{wfr}}{2} = (30^\circ, -30^\circ) \quad (2.13)$$

$$\delta_{f^-} = \frac{\delta_{bf_{ul}} + \delta_{bf_{lr}}}{2} = (0^\circ, -30^\circ) \quad (2.14)$$

$$\delta_{f^+} = \frac{\delta_{bf_{ul}} + \delta_{bf_{ur}}}{2} = (30^\circ, 0^\circ) \quad (2.15)$$

$$\delta_a = \frac{\delta_{wf_l} - \delta_{wf_r}}{2}$$

$$\delta_e = \frac{\delta_{wf_l} + \delta_{wf_r}}{2}$$

$$\delta_{f^+} = \frac{\delta_{bf_{ll}} + \delta_{bf_{lr}}}{2}$$

$$\delta_{f^-} = \frac{\delta_{bf_{ul}} + \delta_{bf_{ur}}}{2}$$

$$\delta_{\Delta f} = \frac{\delta_{bf_{ul}} + \delta_{bf_{ll}} - \delta_{bf_{ur}} - \delta_{bf_{lr}}}{2}$$

Slika 4. Izračun otklona upravljačkih površina [3]

Iz zadanih pojedinih otklona računaju se maksimalni dopušteni otkloni po slici 10 koji će se koristiti u jednadžbi:

$$\text{Koeficijenti su transformirani u oblik } C_X = -C_A, C_Z = -C_N. \quad (2.16)$$

Nulti koeficijenti iz (2.4), (2.5) i (2.6) su zadani matricno:

$$[C_{N,o} \quad C_{m,o} \quad C_{A,o}] = [1 \quad \alpha \quad \alpha^2 \quad \alpha^3 \quad \alpha^4 \quad \alpha^5 \quad \alpha^6 \quad |\beta| \quad \beta^2 \quad |\beta^3| \quad \beta^4 \quad \alpha|\beta|] \mathbf{P}_o$$

$$\mathbf{P}_o = \begin{bmatrix} -9.025 \times 10^{-2} & 2.632 \times 10^{-2} & 7.362 \times 10^{-2} \\ 4.070 \times 10^{-2} & -2.226 \times 10^{-3} & -2.560 \times 10^{-4} \\ 3.094 \times 10^{-5} & -1.859 \times 10^{-5} & -2.208 \times 10^{-4} \\ 1.564 \times 10^{-5} & 6.001 \times 10^{-7} & -2.262 \times 10^{-6} \\ -1.386 \times 10^{-6} & 1.828 \times 10^{-7} & 2.966 \times 10^{-7} \\ 2.545 \times 10^{-8} & -9.733 \times 10^{-9} & -3.640 \times 10^{-9} \\ -1.189 \times 10^{-10} & 1.710 \times 10^{-10} & 9.388 \times 10^{-12} \\ 2.564 \times 10^{-3} & -5.233 \times 10^{-4} & -5.299 \times 10^{-4} \\ 8.501 \times 10^{-4} & 6.795 \times 10^{-5} & -4.709 \times 10^{-4} \\ -1.156 \times 10^{-4} & -1.993 \times 10^{-5} & 8.572 \times 10^{-5} \\ 3.416 \times 10^{-6} & 1.341 \times 10^{-6} & -4.199 \times 10^{-6} \\ -4.862 \times 10^{-4} & 6.061 \times 10^{-5} & 1.295 \times 10^{-4} \end{bmatrix} \quad (2.17)$$

Koeficijenti elevatora:

$$[C_{N,\delta_e} \quad C_{m,\delta_e} \quad C_{A,\delta_e}] = [1 \quad \alpha \quad \alpha^2 \quad \alpha^3 \quad \alpha^4] \mathbf{P}_{\delta_e} \quad (2.18)$$

$$\mathbf{P}_{\delta_e} = \begin{bmatrix} 5.140 \times 10^{-3} & -1.903 \times 10^{-3} & -1.854 \times 10^{-4} \\ 3.683 \times 10^{-5} & -1.593 \times 10^{-5} & 2.830 \times 10^{-6} \\ -6.092 \times 10^{-6} & 2.611 \times 10^{-6} & -6.966 \times 10^{-7} \\ 2.818 \times 10^{-9} & 5.116 \times 10^{-8} & 1.323 \times 10^{-7} \\ -2.459 \times 10^{-9} & -1.626 \times 10^{-9} & -2.758 \times 10^{-9} \end{bmatrix} \quad (2.19)$$

Koeficijenti donjih zakrilaca:

$$[C_{N,\delta_{f+}} \quad C_{m,\delta_{f+}} \quad C_{A,\delta_{f+}}] = [1 \quad \alpha^2 \quad \alpha^4] \mathbf{P}_{\delta_{f+}} \quad (2.20)$$

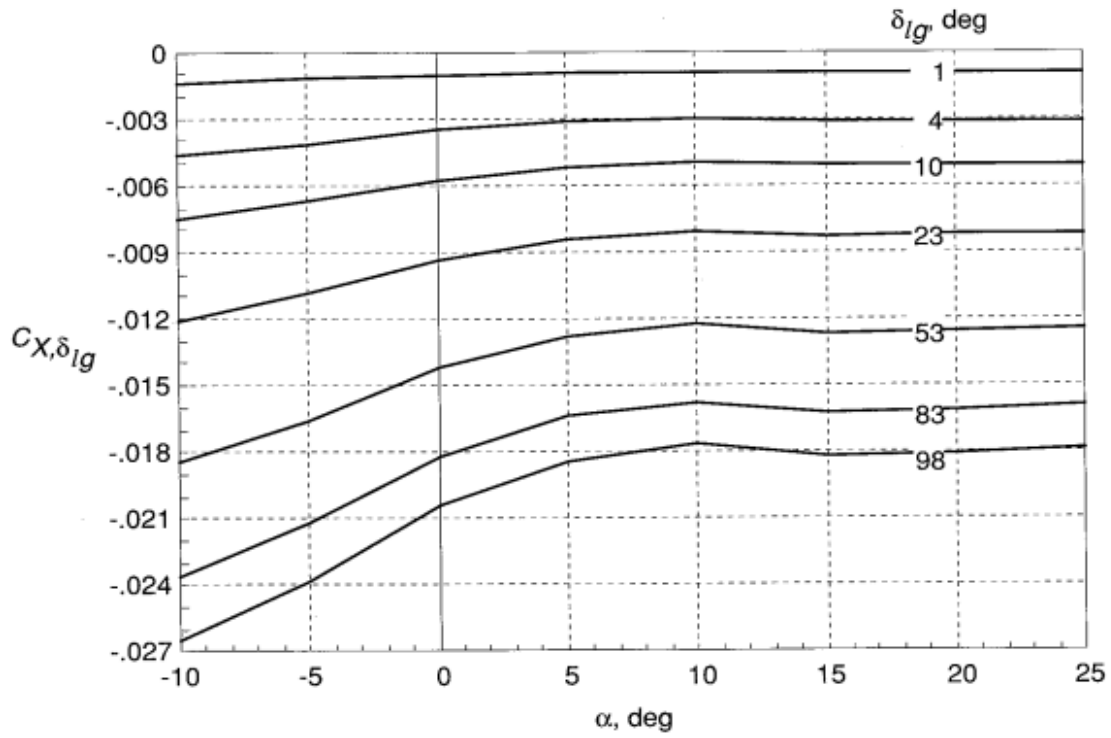
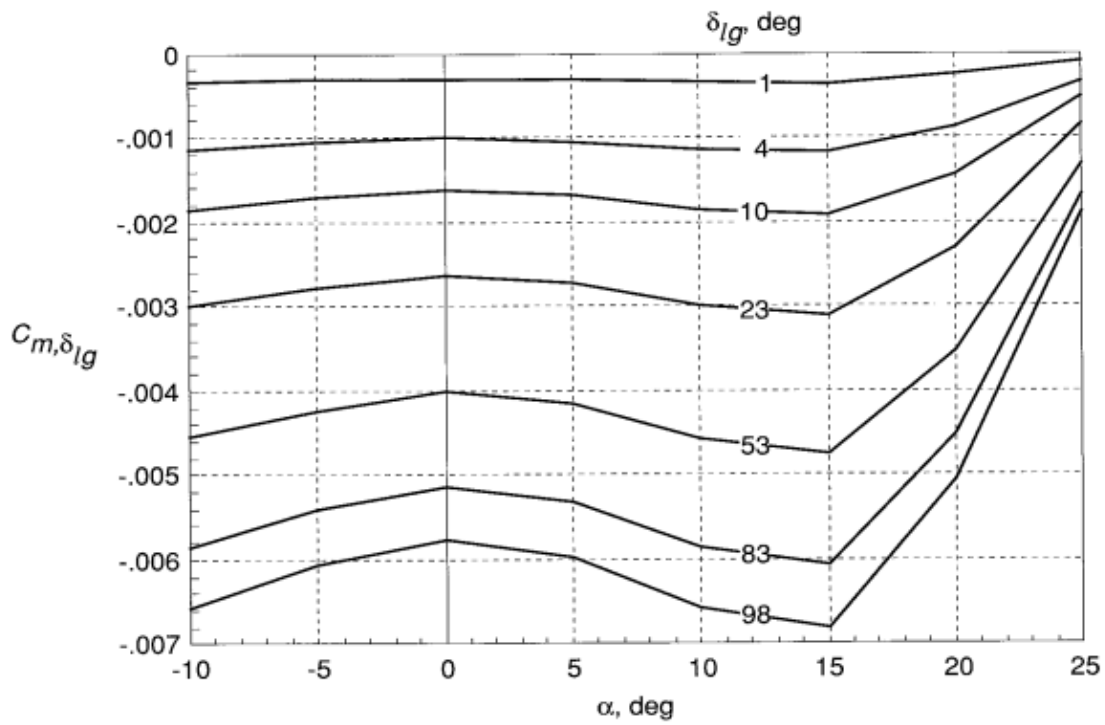
$$\mathbf{P}_{\delta_{f+}} = \begin{bmatrix} 3.779 \times 10^{-3} & -9.896 \times 10^{-4} & 1.310 \times 10^{-4} \\ -7.017 \times 10^{-7} & -1.494 \times 10^{-9} & 1.565 \times 10^{-6} \\ 1.400 \times 10^{-10} & 6.303 \times 10^{-11} & -1.542 \times 10^{-9} \end{bmatrix} \quad (2.21)$$

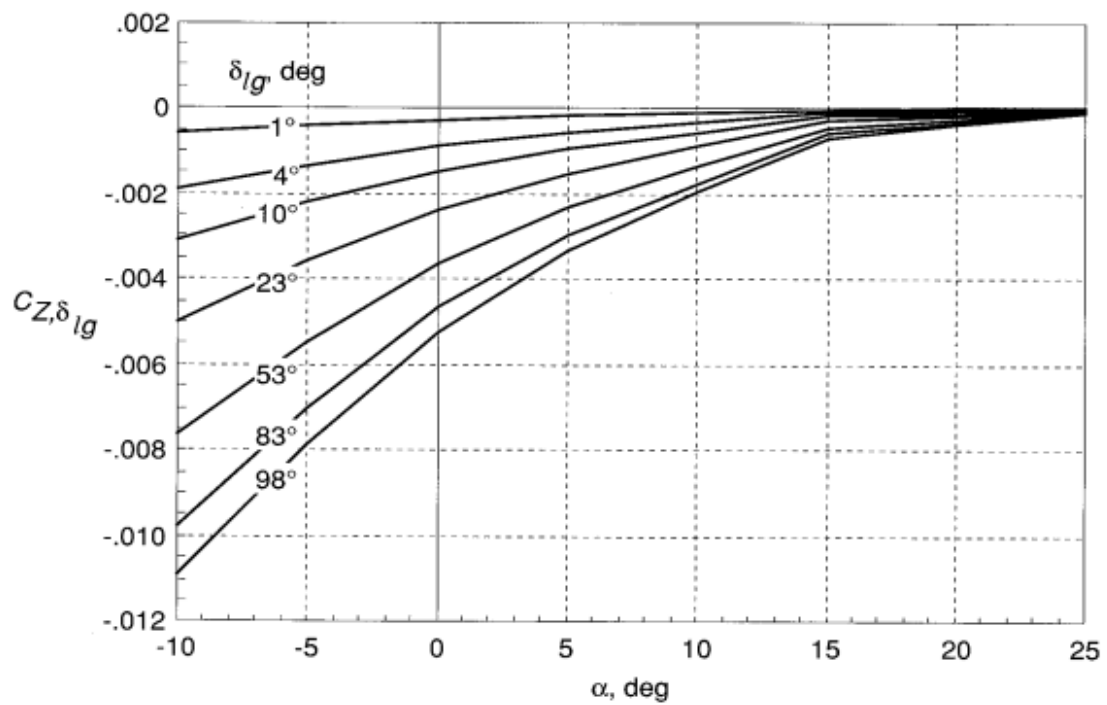
Koeficijenti gornjih zakrilaca:

$$[C_{N,\delta_{f-}} \quad C_{m,\delta_{f-}} \quad C_{A,\delta_{f-}}] = [1 \quad \alpha \quad \alpha^2 \quad \alpha^3 \quad \alpha^4] \mathbf{P}_{\delta_{f-}} \quad (2.22)$$

$$\mathbf{P}_{\delta_{f-}} = \begin{bmatrix} 3.711 \times 10^{-3} & -1.086 \times 10^{-3} & -4.415 \times 10^{-4} \\ -3.547 \times 10^{-5} & 1.570 \times 10^{-5} & -4.056 \times 10^{-6} \\ -2.706 \times 10^{-6} & 4.174 \times 10^{-7} & -4.657 \times 10^{-7} \\ 2.938 \times 10^{-7} & -1.133 \times 10^{-7} & 0 \\ -5.552 \times 10^{-9} & 2.723 \times 10^{-9} & 0 \end{bmatrix} \quad (2.23)$$

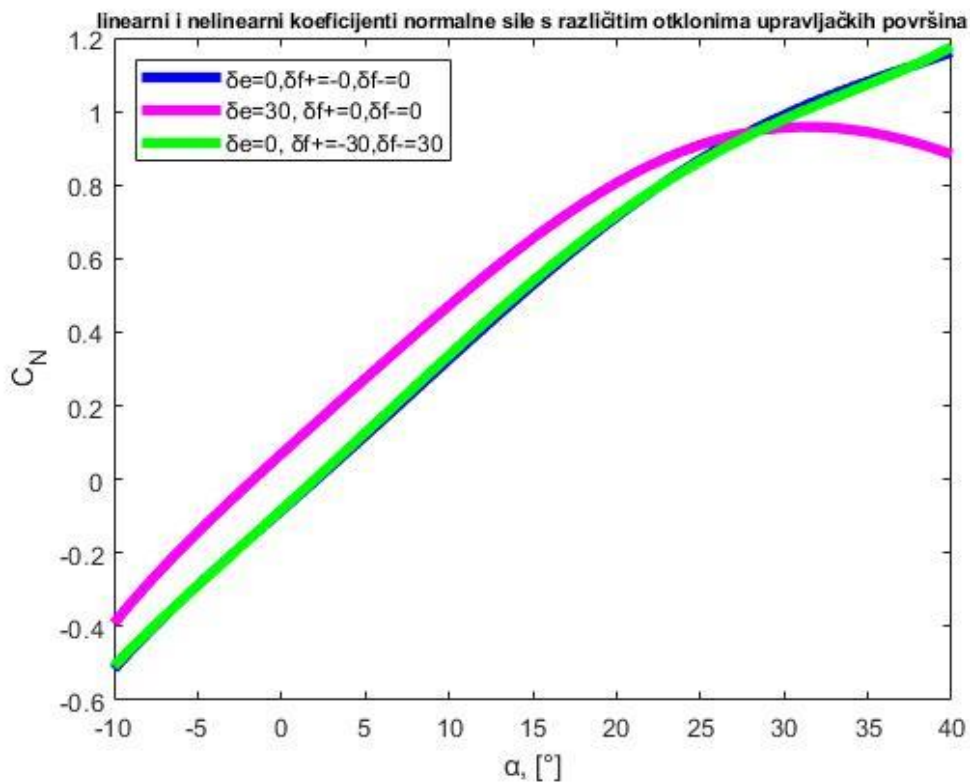
Dok su aerodinamički koeficijenti podvozja zadani grafički na slikama 3., 4. i 5., a promatrane su ovisnosti samo za potpuno izvučeno podvozje ($\delta_{lg} = 98^\circ$):

Slika 5. Ovisnost koeficijenta $C_{X, \delta_{lg}}$ o napadnom kutu α [3]Slika 6. Ovisnost koeficijenta $C_{m, \delta_{lg}}$ o napadnom kutu α [3]

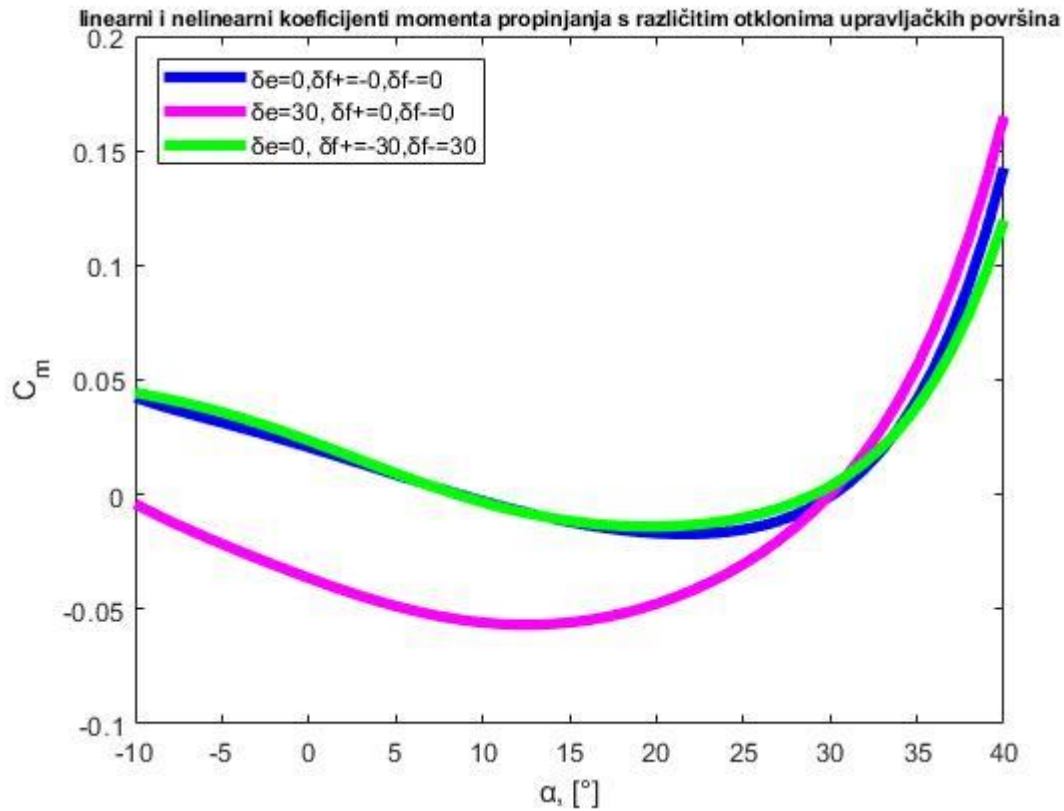


Slika 7. Ovisnost koeficijenta $C_{Z\delta_{lg}}$ o napadnom kutu α [3]

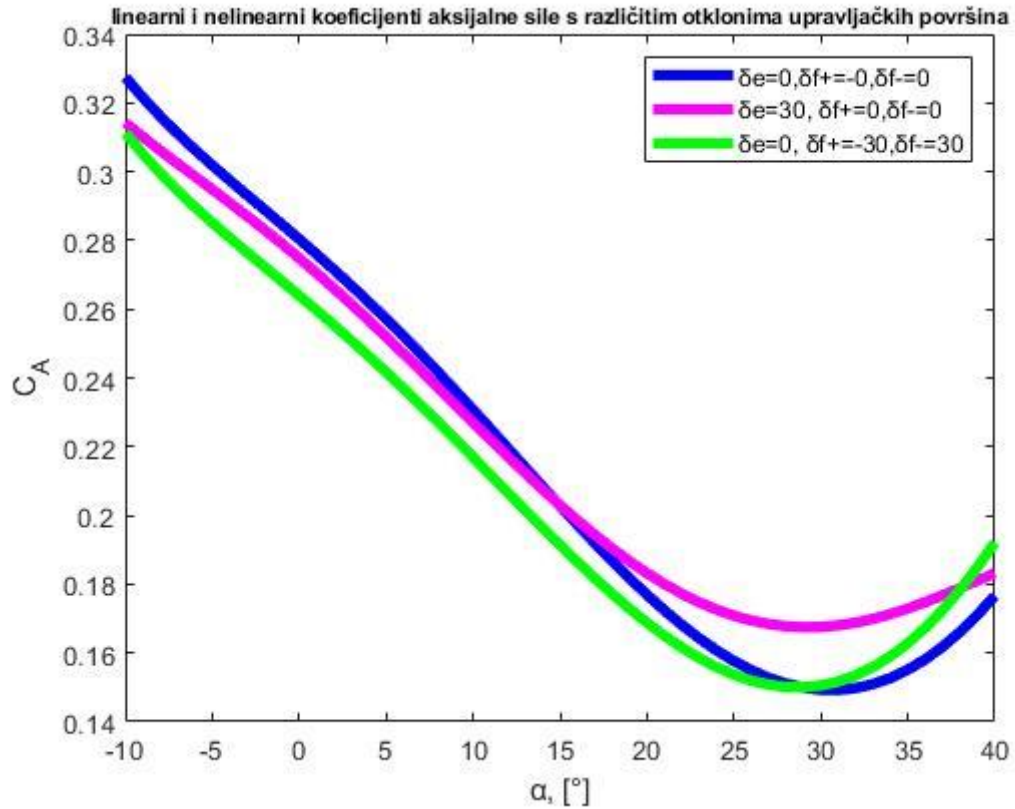
Ukupne aerodinamičke koeficijente možemo prikazati grafički, u ovisnosti o kutu α :



Slika 8. Grafički prikaz ovisnosti koeficijenta normalne sile o napadnom kutu



Slika 9. Grafički prikaz ovisnosti koeficijenta momenta propinjanja o napadnom kutu



Slika 10. Grafički prikaz ovisnosti koeficijenta aksijalne sile o napadnom kutu

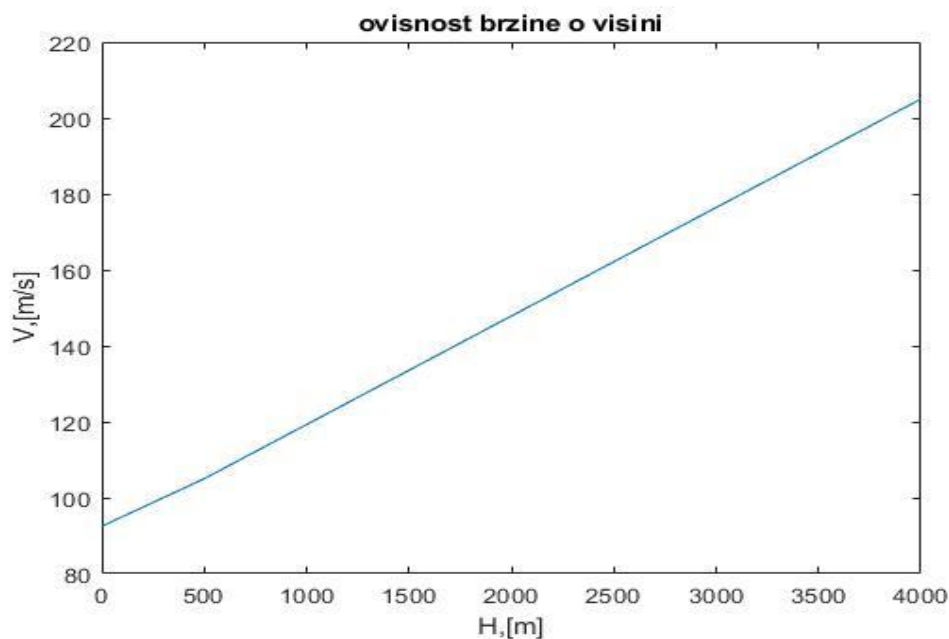
3. ANALIZA SPUŠTANJA I PRILAZA SLIJETANJU S NELINEARNIM KOEFICIJENTIMA

Promatrana analiza spuštanja raketoplana dijeli se u dvije faze. U prvoj fazi spuštanja letjelica ima zadataču da se spusti sa visine od 4000 metara na visinu od 500 metara, pod kutom poniranja $\gamma = 30^\circ$, te da svoju brzinu smanji sa 205 m/s na 105 m/s. U drugoj fazi letjelica ima zadataču prilaza slijetanju, tako da se od 500 metara do 0 metara kut poniranja smanjuje na $\gamma = 2.5^\circ$, a brzina sa 105 m/s na 92.5 m/s. U analizi će biti zadane različite konfiguracije otklona upravljačkih površina te će se preko jednadžbi za ravnotežni let računati napadni kut α i jedan od otklona upravljačkih površina. Ravnotežni let za zadanu konfiguraciju je ostvariv ako je otklon upravljačkih površina koji se računa ostvariv, odnosno ako se vrijednosti otklona nalaze između minimalne i maksimalne vrijednosti otklona. Jednadžbe ravnotežnog leta koje se postavljaju glase:

$$C_N = C_{N_{rav}} = \frac{m * g * \cos|\gamma|}{0.5 * \rho * V^2 * S_{ref}} \quad (3.1)$$

$$C_m = 0 \quad (3.2)$$

Analiza se vrši u programskom paketu Matlab, izjednačavanjem jednadžbi (2.4) i (2.5) s jednadžbama (3.1) i (3.2).



Slika 11. Ovisnost brzine leta o visini

3.1. Analiza faze spuštanja s nelinearnim koeficijentima

Za analizu faze spuštanja s nelinearnim koeficijentima promatrat će se osam različitih konfiguracija u kojima će biti zadana dva fiksna otklona, a računati će se napadni kut i treći otklon za slučaj ravnotežnog leta. Ako se dobiveni otkloni nalaze u domeni ostvarivih otklona tih upravljačkih površina, ravnotežni let te konfiguracije je ostvariv, a u suprotnom nije. Sve konfiguracije u ovoj fazi testiraju se za kut poniranja $\gamma = 30^\circ$, visine od 4000 metara do 500 metara, te s linearno promjenjivom brzinom od 205 m/s do 105 m/s. Promatrane konfiguracije zadane su u tablici 2. U ovoj fazi utjecaj podvozja nije uzet u obzir, jer se smatra da je podvozje uvučeno.

Tablica 2. Prikaz konfiguracija za nelinearnu analizu faze spuštanja

Konfiguracija	Zadani otklon	Zadani otklon	Otklon koji se računa
Konfiguracija 1	$\delta_{f+} = 30^\circ$	$\delta_{f-} = -30^\circ$	δ_e
Konfiguracija 2	$\delta_{f+} = 0^\circ$	$\delta_{f-} = 0^\circ$	δ_e
Konfiguracija 3	$\delta_{f+} = 30^\circ$	$\delta_{f-} = 0^\circ$	δ_e
Konfiguracija 4	$\delta_{f+} = 0^\circ$	$\delta_{f-} = -30^\circ$	δ_e
Konfiguracija 5	$\delta_e = -10^\circ$	$\delta_{f-} = 0^\circ$	δ_{f+}
Konfiguracija 6	$\delta_e = -30^\circ$	$\delta_{f-} = -30^\circ$	δ_{f+}
Konfiguracija 7	$\delta_e = 15^\circ$	$\delta_{f+} = 0^\circ$	δ_{f-}
Konfiguracija 8	$\delta_e = 30^\circ$	$\delta_{f+} = 30^\circ$	δ_{f-}

Konfiguracije su složene tako da se proba za fiksne maksimalne otklone upravljačkih površina ili bez otklona upravljačkih površina provjeriti može li s s trećom upravljačkom površinom letjelica održavati u ravnotežnom letu. Ako je analiza za konfiguracije 5-8 pokazala da ravnotežni let nije moguć za maksimalni otklon zakrilaca na krilu δ_e , onda se analiza provela s otklonom δ_e za koji je bio pogodniji za ostvarivanje ravnotežnog leta u toj konfiguraciji.

3.1.1. Prva konfiguracija

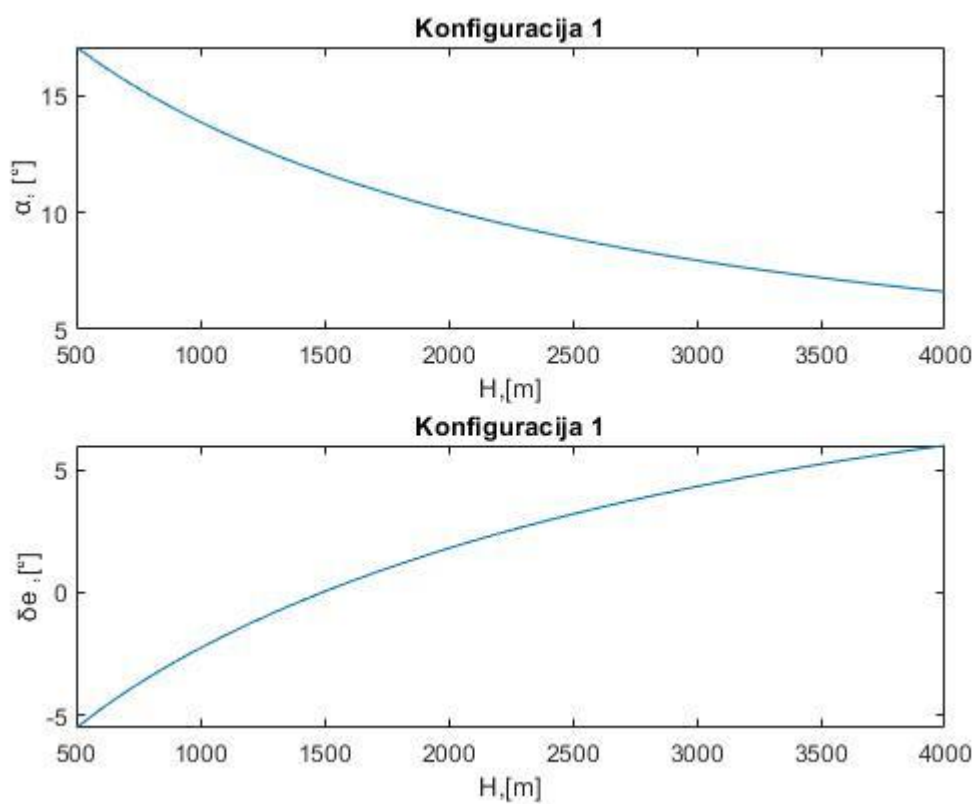
Prva konfiguracija ima zadane maksimalne otklone zakrilaca na trupu:

$$\delta_{f+} = 30^\circ$$

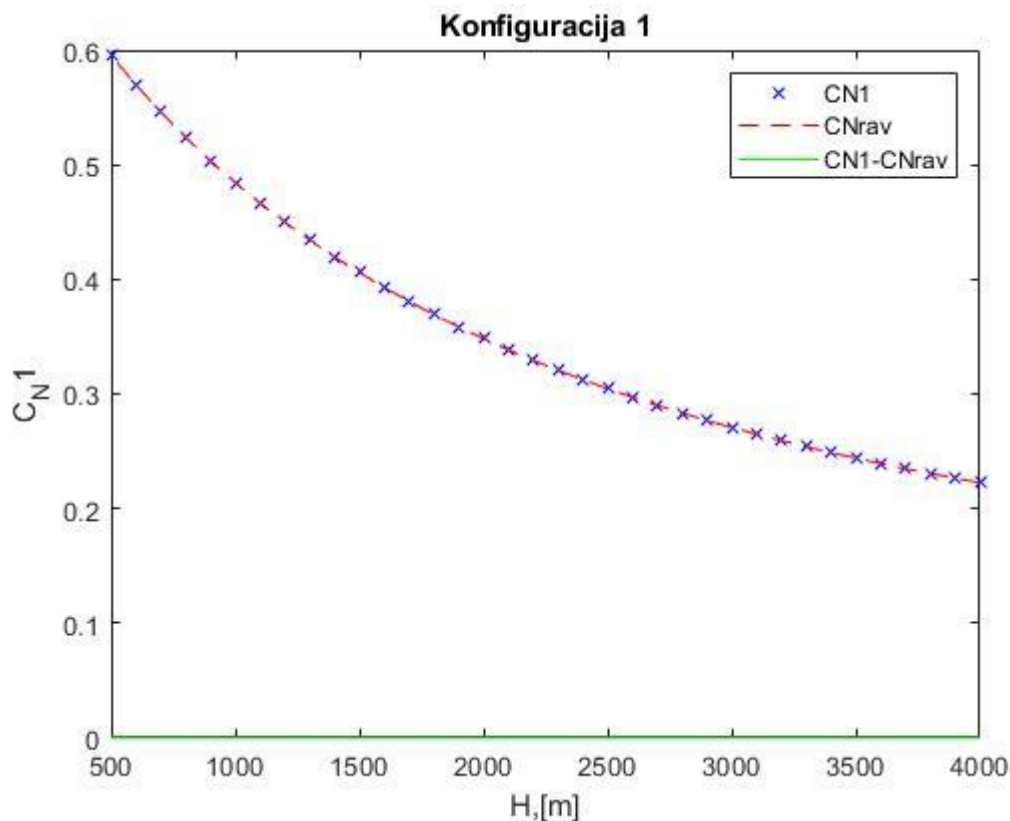
$$\delta_{f-} = -30^\circ$$

Provedbom analize dobiva se da je ravnotežni let u ovoj konfiguraciji ostvariv.

Analiza potvrđuje da u svakoj točki vrijednost koeficijenta normalne sile C_N odgovara vrijednosti $C_{N_{rav}}$, da je moment propinjanja jednak nuli te da otkloni krilnih zakrilaca ne prelaze maksimalne vrijednosti.



Slika 12. Napadni kut i kut otklona zakrilaca na krilima za konfiguraciju 1



Slika 13. Prikaz ravnotežnog koeficijenta normalne sile i koeficijenta normalne sile

Kako je ravnotežni koeficijent sile uzgona za svaku konfiguraciju konstantan, a jednadžbom je nametnuto da koeficijent sile uzgona svake konfiguracije bude jednak ravnotežnom, ispada da svaki put kada se ostvaruje ravnotežni let dobivamo iste vrijednosti koeficijenta sile uzgona, odnosno on je isti za svaku konfiguraciju, pa su isti rezultati sa slike 13. Iz tog razloga ti rezultati se više neće prikazivati.

3.1.2. Druga konfiguracija

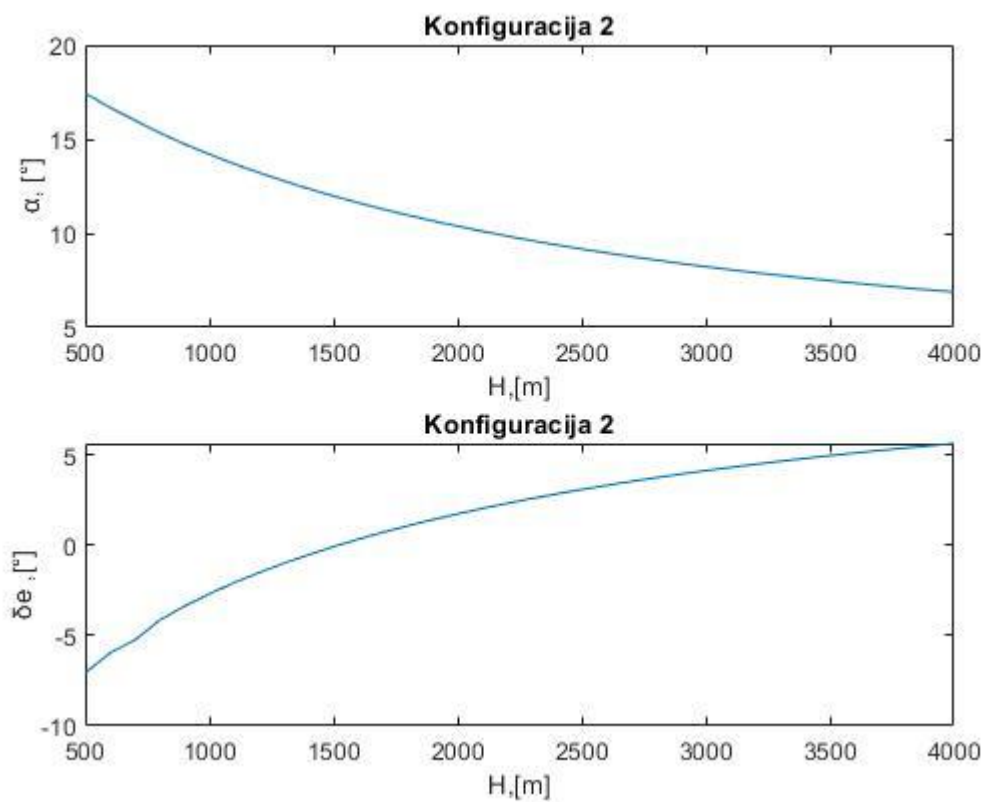
Druga konfiguracija ima zadane otklone:

$$\delta_{f+} = 0^\circ$$

$$\delta_{f-} = 0^\circ$$

Provedbom analize dobiva se da je ravnotežni let u ovoj konfiguraciji ostvariv.

Analiza povrđuje da u svakoj točki vrijednost koeficijenta normalne sile C_N odgovara vrijednosti $C_{N_{rav}}$, da je moment propinjanja jednak nuli, te da otkloni krilnih zakrilaca ne prelaze maksimalne vrijednosti.



Slika 14. Napadni kut i kut otklona zakrilaca na krilima za konfiguraciju 2

3.1.3. Treća konfiguracija

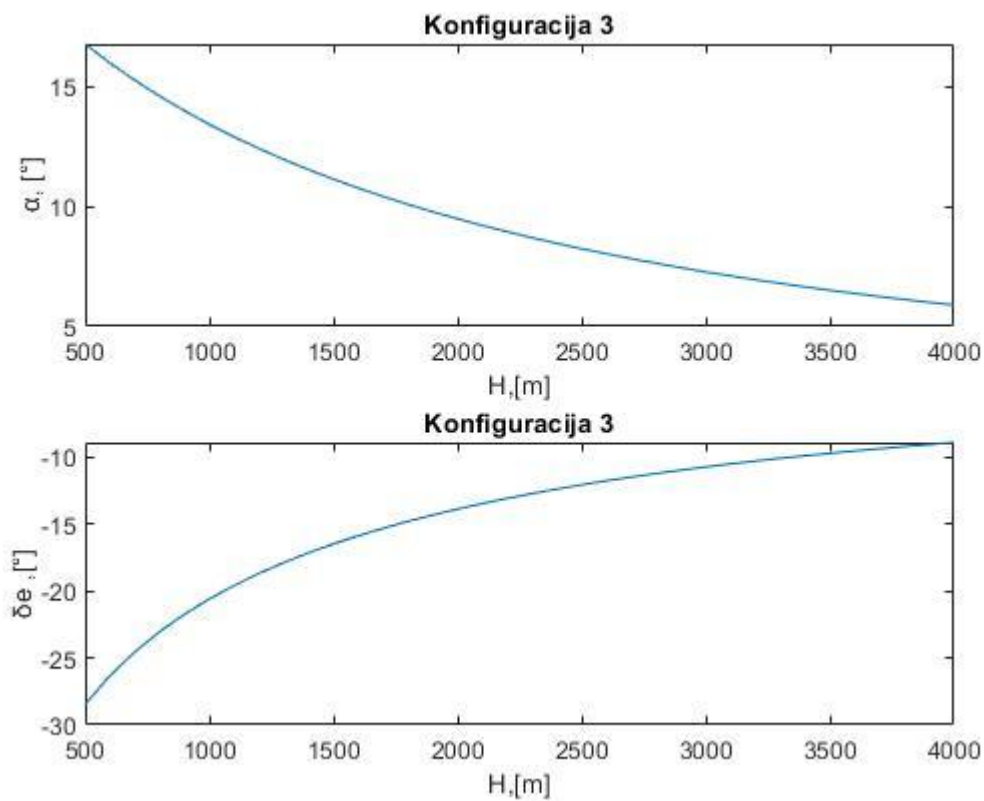
Treća konfiguracija ima zadane otklone:

$$\delta_{f+} = 30^\circ$$

$$\delta_{f-} = 0^\circ$$

Provedbom analize dobiva se da je ravnotežni let u ovoj konfiguraciji ostvariv.

Analiza povrđuje da u svakoj točki vrijednost koeficijenta normalne sile C_N odgovara vrijednosti $C_{N_{rav}}$, da je moment propinjanja jednak nuli, te da otkloni krilnih zakrilaca ne prelaze maksimalne vrijednosti.



Slika 15. Napadni kut i kut otklona krilnih zakrilaca za konfiguraciju 3

3.1.4. Četvrta konfiguracija

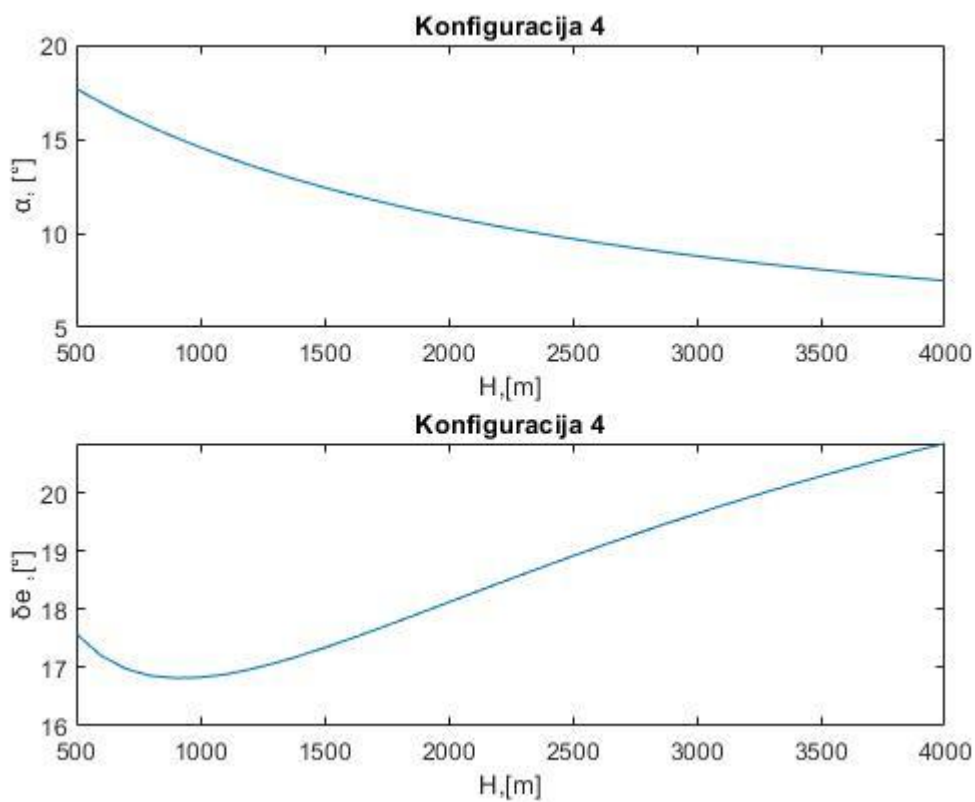
Četvrta konfiguracija ima zadane otklone:

$$\delta_{f+} = 0^\circ$$

$$\delta_{f-} = -30^\circ$$

Provedbom analize dobiva se da je ravnotežni let u ovoj konfiguraciji ostvariv.

Analiza potvrđuje da u svakoj točki vrijednost koeficijenta normalne sile C_N odgovara vrijednosti $C_{N_{rav}}$, da je moment propinjanja jednak nuli, ali otkloni krilnih zakrilaca prelaze maksimalne vrijednosti.



Slika 16. Napadni kut i kut otklona krilnih zakrilaca za konfiguraciju 4

3.1.5. Peta konfiguracija

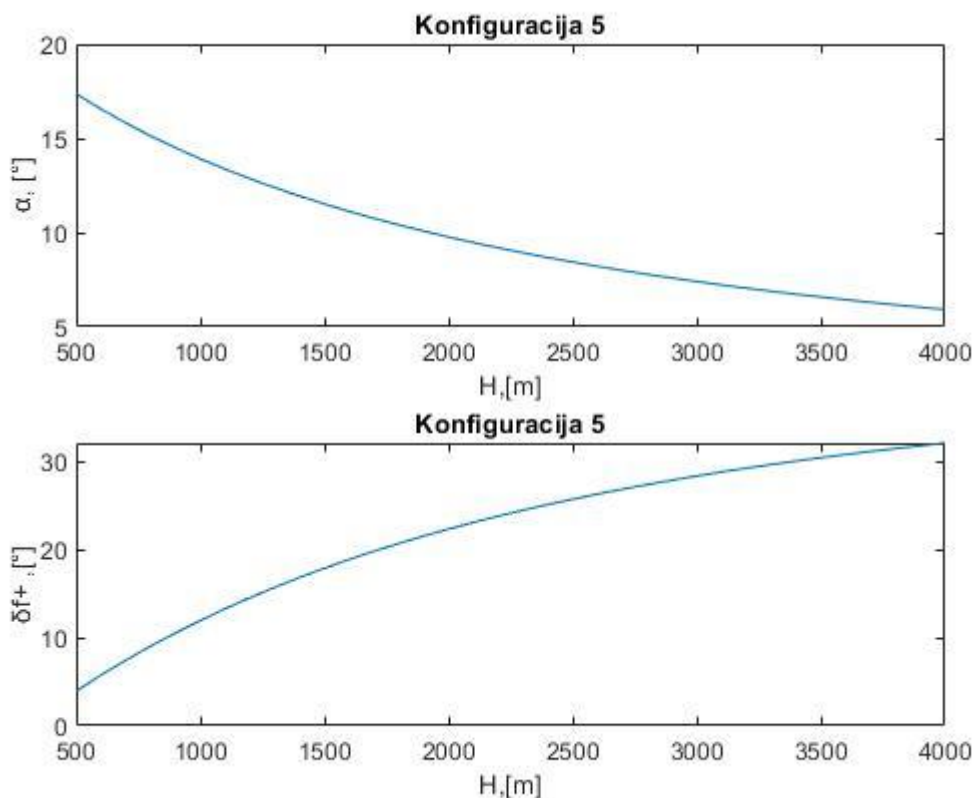
Peta konfiguracija ima zadane otklone:

$$\delta_e = -10^\circ$$

$$\delta_{f-} = 0^\circ$$

Provedbom analize dobiva se da je ravnotežni let u ovoj konfiguraciji ostvariv.

Analiza potvrđuje da u svakoj točki vrijednost koeficijenta normalne sile C_N odgovara vrijednosti $C_{N_{rav}}$, da je moment propinjanja jednak nuli te da otkloni donjih trupnih zakrilaca ne prelaze maksimalne vrijednosti. Za maksimalni otklon krilnih zakrilaca ravnotežni let nije izvediv, pa se analiza provela za vrijednost otklona od -10° . Za pozitivne vrijednosti otklona krilnih zakrilaca ravnotežni let nije moguć. Daljnom analizom utvrđeno je da otklon donjih zakrilaca na trupu δ_{f+} neće preći maksimalni mogući otklon za vrijednosti otklona krilnih zakrilaca između $\delta_e = -11^\circ$ i $\delta_e = -6^\circ$. Slika 17 odgovara vrijednostima $\delta_e = -10^\circ$ i $\delta_{f-} = 0^\circ$.



Slika 17. Napadni kut i kut otklona donjih zakrilaca na trupu za konfiguraciju 5

3.1.6. Šesta konfiguracija

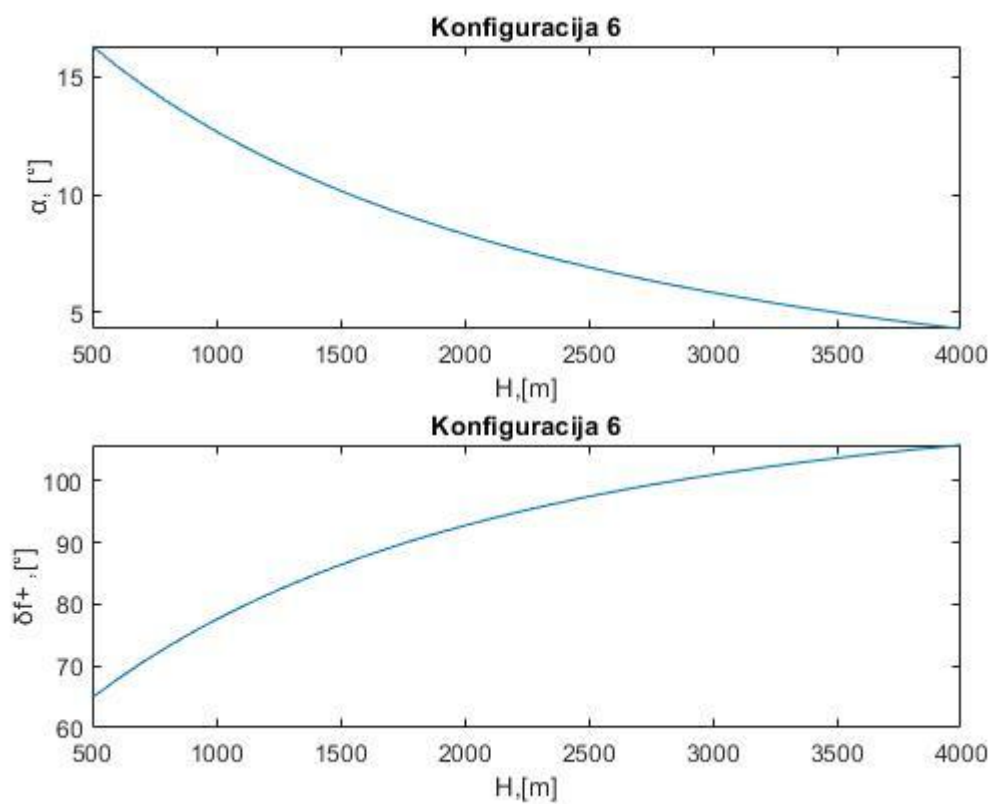
Šesta konfiguracija ima zadane otklone:

$$\delta_e = -30^\circ$$

$$\delta_{f^-} = -30^\circ$$

Provedbom analize dobiva se da ravnotežni let u ovoj konfiguraciji nije ostvariv.

Analiza potvrđuje da u svakoj točki vrijednost koeficijenta normalne sile C_N odgovara vrijednosti $C_{N_{rav}}$, da je moment propinjanja jednak nuli, ali otkloni donjih trupnih zakrilaca prelaze maksimalne vrijednosti.



Slika 18. Napadni kut i kut otklona donjih zakrilaca na trupu za konfiguraciju 6

3.1.7. Sedma konfiguracija

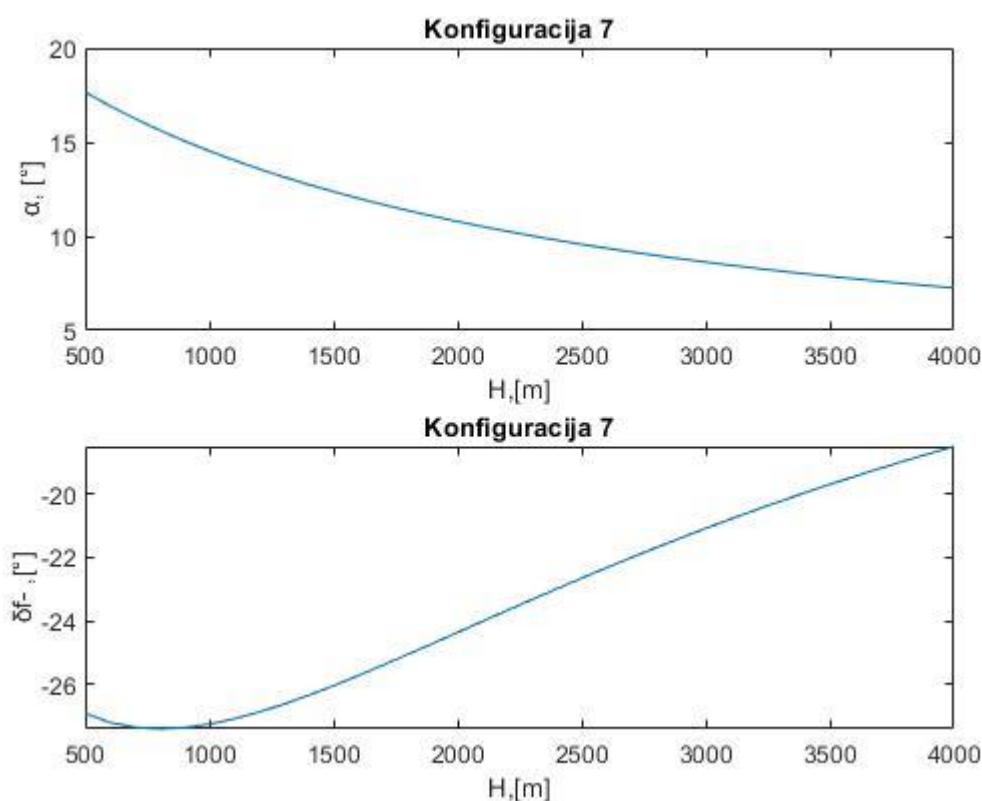
Sedma konfiguracija ima zadane otklone:

$$\delta_e = 15^\circ$$

$$\delta_{f+} = 0^\circ$$

Provedbom analize dobiva se da je ravnotežni let u ovoj konfiguraciji ostvariv.

Analiza potvrđuje da u svakoj točki vrijednost koeficijenta normalne sile C_N odgovara vrijednosti $C_{N_{rav}}$, da je moment propinjanja jednak nuli i da otkloni gornjih trupnih zakrilaca ne prelaze maksimalne vrijednosti. Za negativne vrijednosti otklona krilnih zakrilaca ravnotežni let nije moguć. Daljnom analizom utvrđeno je da otklon gornjih zakrilaca na trupu δ_{f-} neće preći maksimalni mogući otklon za vrijednosti otklona krilnih zakrilaca između $\delta_e = 16^\circ$ i $\delta_e = 6^\circ$. Slika 17 odgovara vrijednostima $\delta_e = 15^\circ$ i $\delta_{f+} = 0^\circ$.



Slika 19. Napadni kut i kut otklona gornjih zakrilaca na trupu za konfiguraciju 7

3.1.8. Osmo konfiguracija

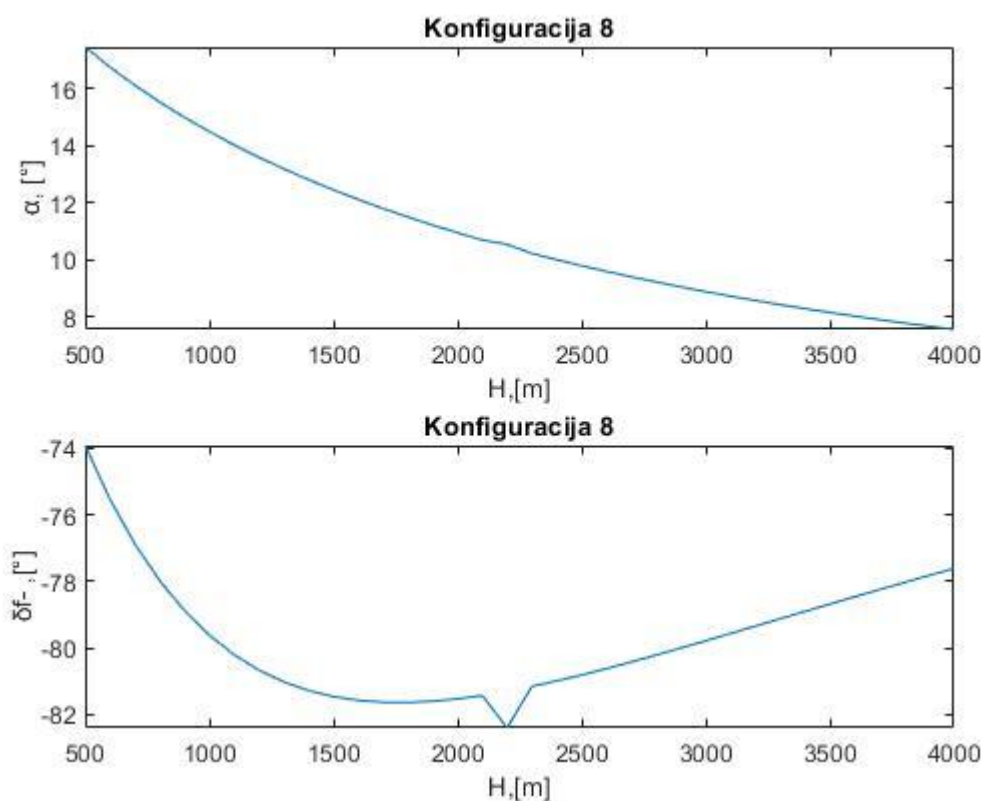
Osmo konfiguracija ima zadane otklone:

$$\delta_e = 10^\circ$$

$$\delta_{f+} = 30^\circ$$

Provedbom analize dobiva se da je ravnotežni let u ovoj konfiguraciji nije ostvariv.

Analiza potvrđuje da u svakoj točki vrijednost koeficijenta normalne sile C_N odgovara vrijednosti $C_{N_{rav}}$, da je moment propinjanja jednak nuli, ali otkloni donjih trupnih zakrilaca prelaze maksimalne vrijednosti. Za bilo koju pozitivnu vrijednost otklona krilnih zakrilaca δ_e ravnotežni let neće biti izvediv.



Slika 20. Napadni kut i kut otklona gornjih zakrilaca na trupu za konfiguraciju 8

U fazi spuštanja ravnotežni let je ostvariv za konfiguracije:

- Konfiguracija 1, $\delta_{f+} = 30^\circ$, $\delta_{f-} = -30^\circ$
- Konfiguracija 2, $\delta_{f+} = 0^\circ$, $\delta_{f-} = 0^\circ$
- Konfiguracija 3, $\delta_{f+} = 30^\circ$, $\delta_{f-} = 0^\circ$
- Konfiguracija 4, $\delta_{f+} = 0^\circ$, $\delta_{f-} = -30^\circ$
- Konfiguracija 5, $\delta_e = -10^\circ$, $\delta_{f-} = 0^\circ$
- Konfiguracija 7, $\delta_e = 15^\circ$, $\delta_{f+} = 0^\circ$

3.2. Analiza faze prilaza slijetanju s nelinearnim koeficijentima

Za analizu faze prilaza spuštanju s nelinearnim koeficijentima ponovno će se promatrati osam različitih konfiguracija kojima će biti zadana dva fiksna otklona upravljačkih površina, a računati će se treći otklon i napadni kut za slučaj ravnotežnog leta. Ako su dobiveni otkloni ostvarivi, odnosno ne prelaze maksimalne vrijednosti za otklon te upravljačke površine, ravnotežni let je ostvariv. Sve konfiguracije u ovoj fazi analiziraju se za kut poniranja $\gamma = 2.5^\circ$, za visine od 500 metara do 0 metara, te s linearno promjenjivom brzinom od 105 m/s do 92.5 m/s. Promatrane konfiguracije zadane su u tablici 3. Za razliku od faze spuštanja, u ovom dijelu analize utjecaj podvozja na aerodinamiku uzet je u obzir. Aerodinamički koeficijenti utjecaja podvozja nisu zadani za isnose napadnog kuta preko 25° . Ako napadni kut α u nekoj konfiguraciji prelazi 25° za sve napadne kutove preko 25° uzeti su iznosi aerodinamičkih koeficijenata podvozja koji vrijede na 25° .

Tablica 3. Prikaz konfiguracija za nelinearnu analizu faze prilaza slijetanju

Konfiguracija	Zadani otklon	Zadani otklon	Otklon koji se računa
Konfiguracija 1	$\delta_{f+} = 30^\circ$	$\delta_{f-} = -30^\circ$	δ_e
Konfiguracija 2	$\delta_{f+} = 0^\circ$	$\delta_{f-} = 0^\circ$	δ_e
Konfiguracija 3	$\delta_{f+} = 30^\circ$	$\delta_{f-} = 0^\circ$	δ_e
Konfiguracija 4	$\delta_{f+} = 0^\circ$	$\delta_{f-} = -30^\circ$	δ_e
Konfiguracija 5a	$\delta_e = -30^\circ$	$\delta_{f-} = 0^\circ$	δ_{f+}
Konfiguracija 6	$\delta_e = -30^\circ$	$\delta_{f-} = -30^\circ$	δ_{f+}
Konfiguracija 7	$\delta_e = -15^\circ$	$\delta_{f+} = 0^\circ$	δ_{f-}
Konfiguracija 8	$\delta_e = 30^\circ$	$\delta_{f+} = 30^\circ$	δ_{f-}

Konfiguracija 5a je uvedena umjesto konfiguracije 5 u ovoj fazi kako bi ravnotežni let bio ostvariv. Razlika je u otklonu zakrilaca na krilu δ_e .

3.2.1. Prva konfiguracija

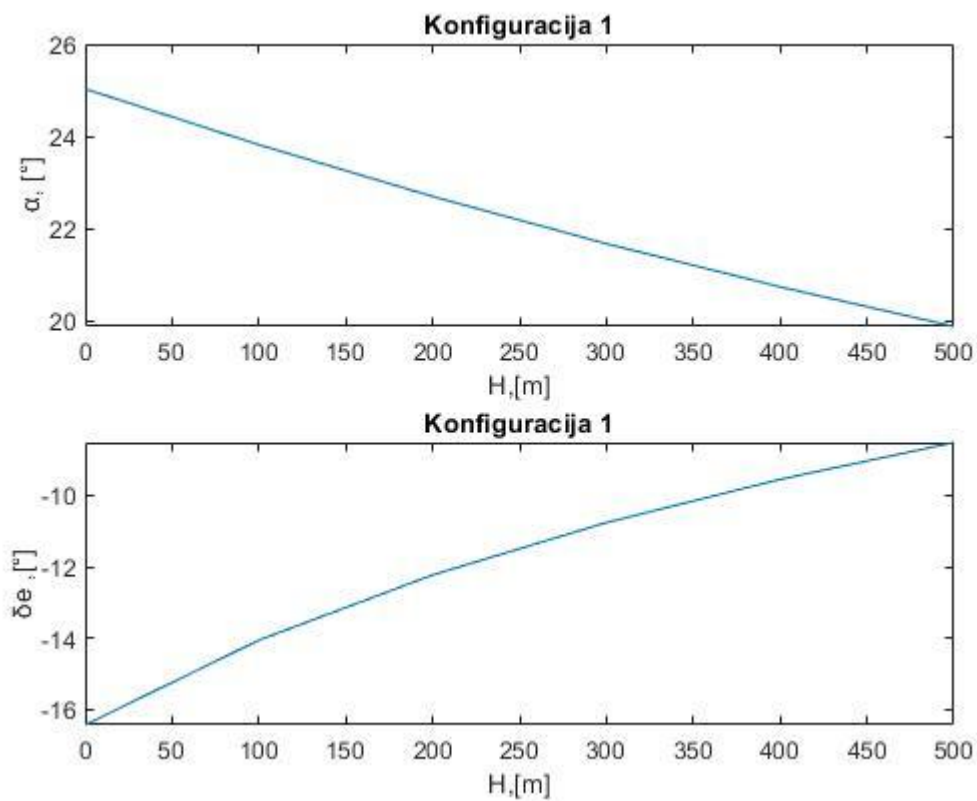
Prva konfiguracija ima zadane otklone:

$$\delta_{f+} = 30^\circ$$

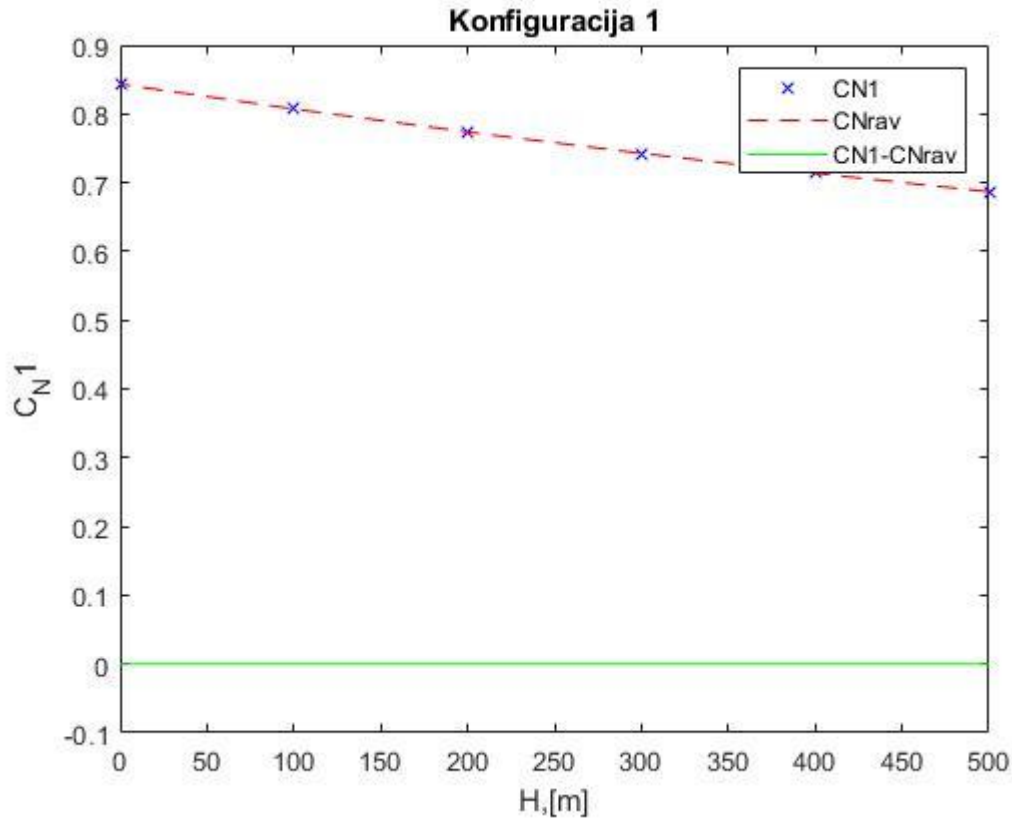
$$\delta_{f-} = -30^\circ$$

Provedbom analize dobiva se da je horizontalni let u ovoj konfiguraciji ostvariv.

Analiza povrđuje da u svakoj točki vrijednost koeficijenta normalne sile C_N odgovara vrijednosti $C_{N_{rav}}$, da je moment propinjanja jednak nuli te da otkloni zakrilaca na krilima ne prelaze maksimalne vrijednosti.



Slika 21. Napadni kut i kut otklona krilnih zakrilaca za konfiguraciju 1



Slika 22. Grafički prikaz koeficijenta normalne sile i ravnotežnog koeficijenta normalne sile

Usporedbom rezultata sa slika 13 i 22 vidi se da je došlo do povećanja ravnotežnog koeficijenta normalne sile, a time i do povećanja potrebnog koeficijenta normalne sile. Glavni doprinos tom povećanju daje promjena u kutu poniranja γ . U točki $H=500$, koja je zajednička objema fazama isčitava se da je ravnotežni koeficijent normalne sile za 15.4% veći za fazu prilaza slijetanju, nego li je za fazu spuštanja. Kako su u toj točki ista brzina i visina u obe faze, iznos povećanja ravnotežnog koeficijenta normalne sile dolazi iz odnosa :

$$\frac{\cos(\gamma_{\text{prilaz}})}{\cos(\gamma_{\text{spuštanje}})} = 1.154 \quad (3.3)$$

3.2.2. Druga konfiguracija

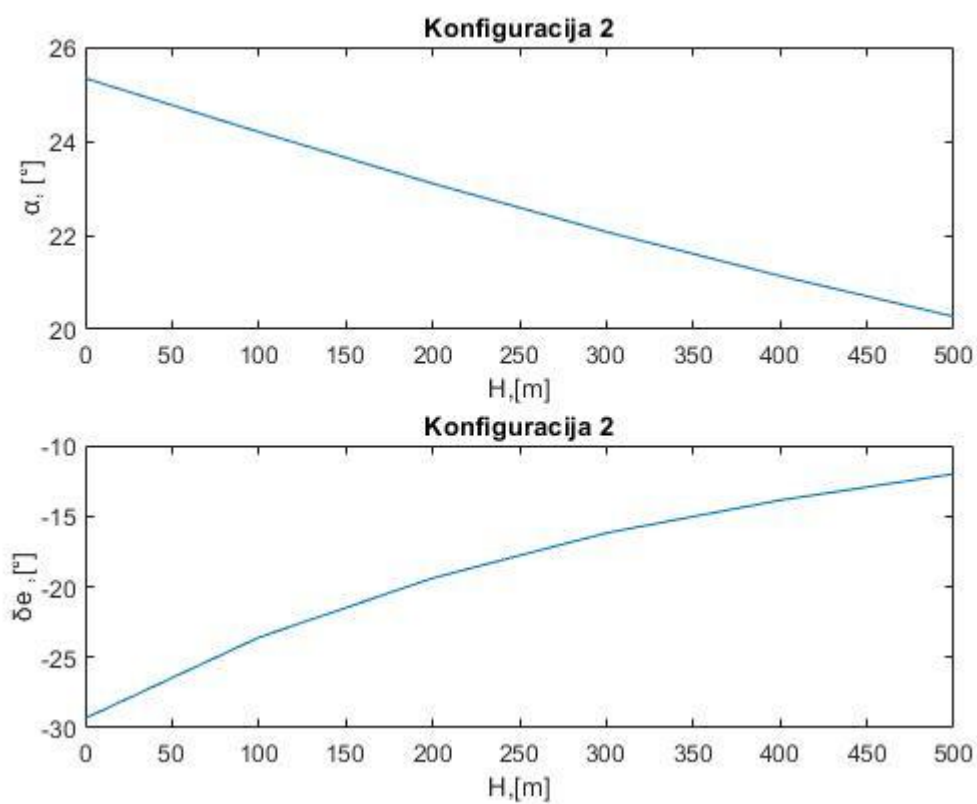
Druga konfiguracija ima zadane otklone:

$$\delta_{f+} = 0^\circ$$

$$\delta_{f-} = 0^\circ$$

Provedbom analize dobiva se da je ravnotežni let u ovoj konfiguraciji ostvariv.

Analiza povrđuje da u svakoj točki vrijednost koeficijenta normalne sile C_N odgovara vrijednosti $C_{N_{rav}}$, da je moment propinjanja jednak nuli te da otkloni zakrilaca na krilima ne prelaze maksimalne vrijednosti.



Slika 23. Napadni kut i kut otklona krilnih zakrilaca za konfiguraciju 2

3.2.3. Treća konfiguracija

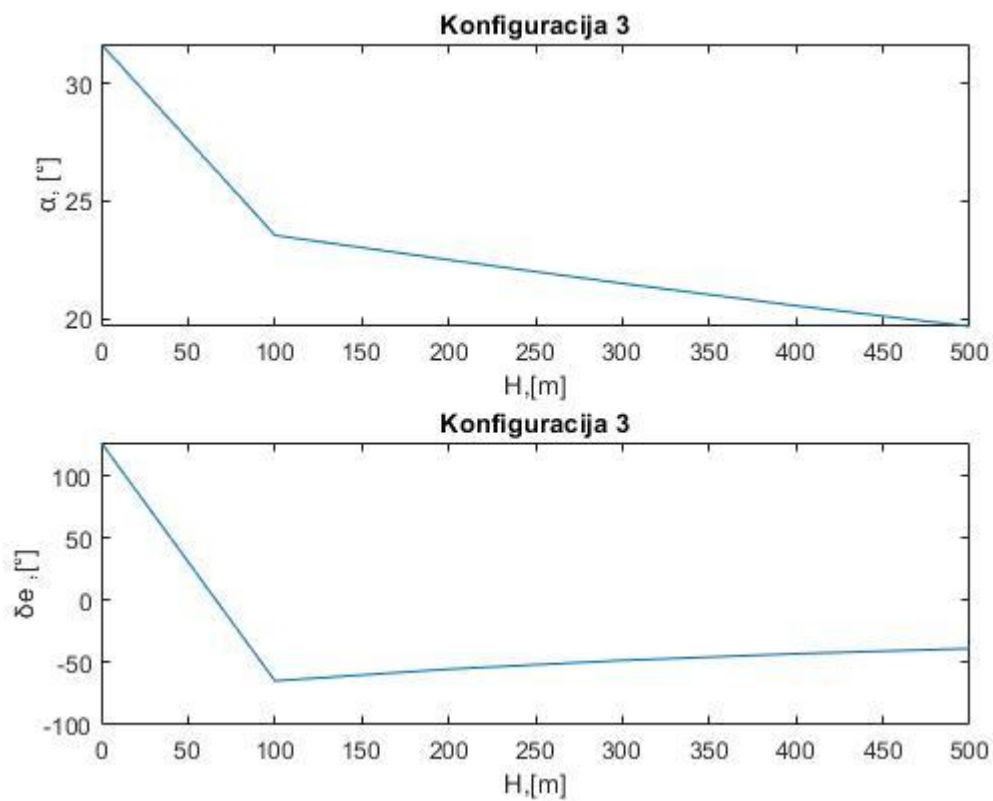
Treća konfiguracija ima zadane otklone:

$$\delta_{f+} = 30^\circ$$

$$\delta_{f-} = 0^\circ$$

Provedbom analize dobiva se da ravnotežni let u ovoj konfiguraciji nije ostvariv.

Analiza povrđuje da u svakoj točki vrijednost koeficijenta normalne sile C_N odgovara vrijednosti $C_{N_{rav}}$, da je moment propinjanja jednak nuli, ali otkloni zakrilaca na krilima prelaze maksimalne vrijednosti.



Slika 24. Napadni kut i kut otklona krilnih zakrilaca za konfiguraciju 3

3.2.4. Četvrta konfiguracija

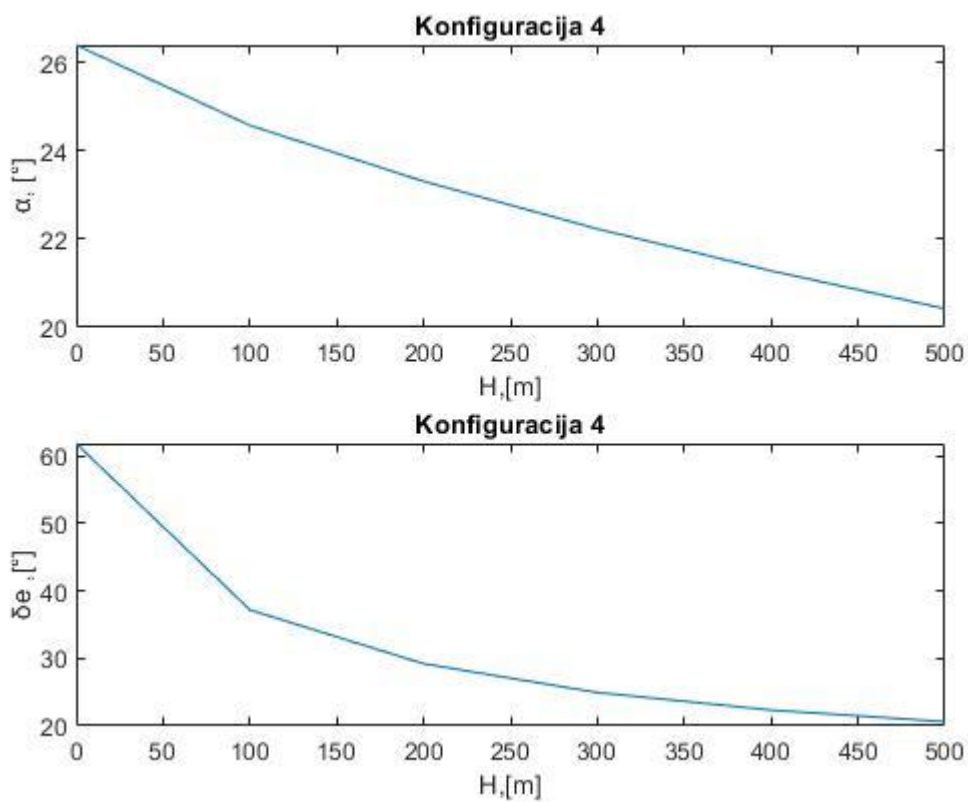
Četvrta konfiguracija ima zadane otklone:

$$\delta_{f+} = 0^\circ$$

$$\delta_{f-} = -30^\circ$$

Provedbom analize dobiva se da ravnotežni let u ovoj konfiguraciji nije ostvariv.

Analiza potvrđuje da u svakoj točki vrijednost koeficijenta normalne sile C_N odgovara vrijednosti $C_{N_{rav}}$, da je moment propinjanja jednak nuli ali otkloni zakrilaca na krilima prelaze maksimalne vrijednosti.



Slika 25. Napadni kut i kut otklona krilnih zakrilaca za konfiguraciju 4

3.2.5. Konfiguracija 5b

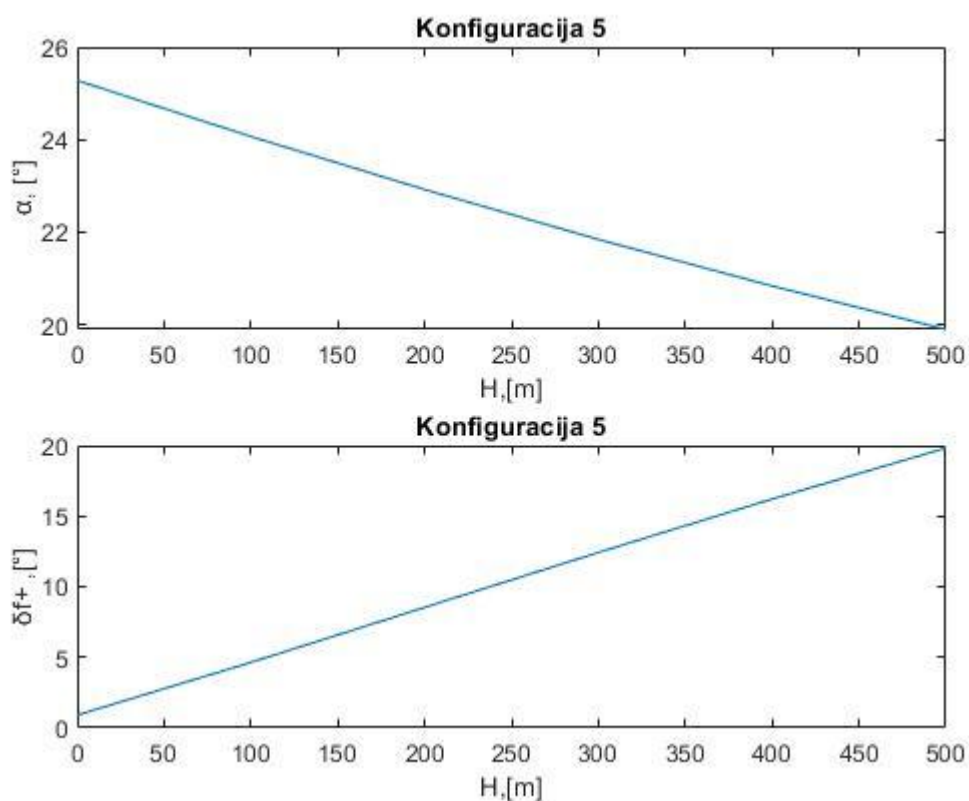
Peta konfiguracija ima zadane otklone:

$$\delta_e = -30^\circ$$

$$\delta_{f-} = 0^\circ$$

Provedbom analize dobiva se da je ravnotežni let u ovoj konfiguraciji ostvariv.

Analiza potvrđuje da u svakoj točki vrijednost koeficijenta normalne sile C_N odgovara vrijednosti $C_{N_{rav}}$, da je moment propinjanja jednak nuli te da otkloni zakrilaca na donjem dijelu trupa ne prelaze maksimalne vrijednosti. Ravnotežni let može se ostvariti samo za maksimalni kut otklona zakrilaca $\delta_e = -30^\circ$.



Slika 26. Napadni kut i kut otklona donjih zakrilaca na trupu za konfiguraciju 5

3.2.6. Šesta konfiguracija

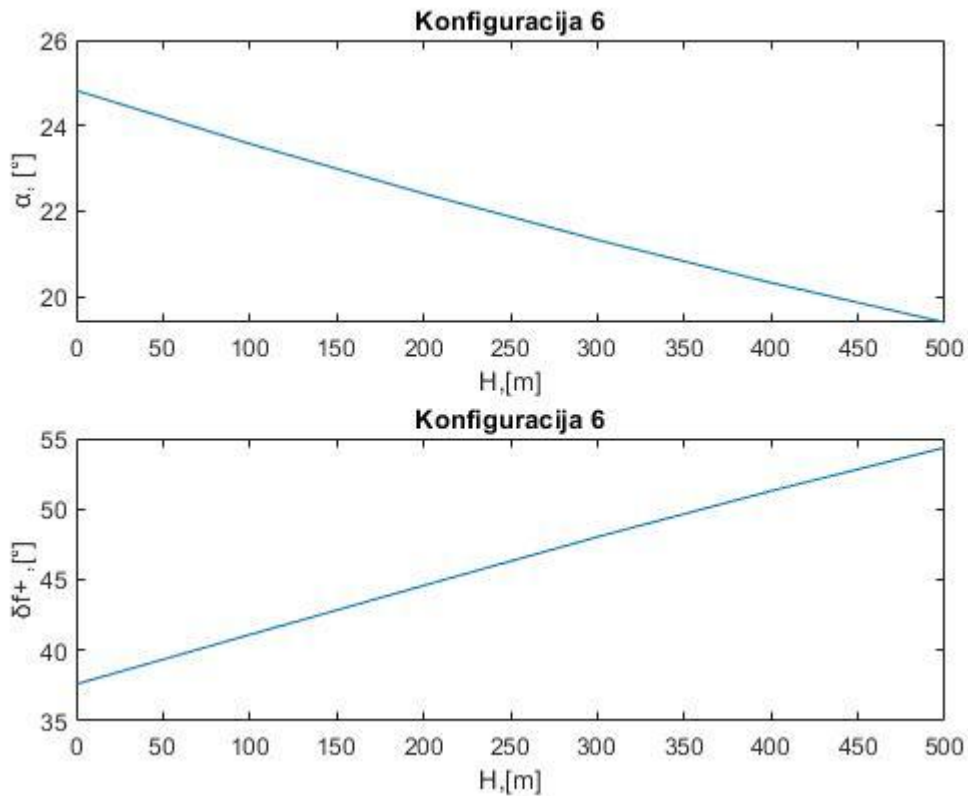
Šesta konfiguracija ima zadane otklone:

$$\delta_e = -30^\circ$$

$$\delta_{f-} = -30^\circ$$

Provedbom analize dobiva se da ravnotežni let u ovoj konfiguraciji nije ostvariv.

Analiza potvrđuje da u svakoj točki vrijednost koeficijenta normalne sile C_N odgovara vrijednosti $C_{N_{rav}}$, da je moment propinjanja jednak nuli, ali otkloni zakrilaca na donjem dijelu trupa prelaze maksimalne vrijednosti. Povećavanjem kuta otklona krilnih zakrilaca apsolutna vrijednost kuta otklona donjih trupnih zakrilaca samo se povećava.



Slika 27. Napadni kut i kut otklona donjih zakrilaca na trupu za konfiguraciju 6

3.2.7. Sedma konfiguracija

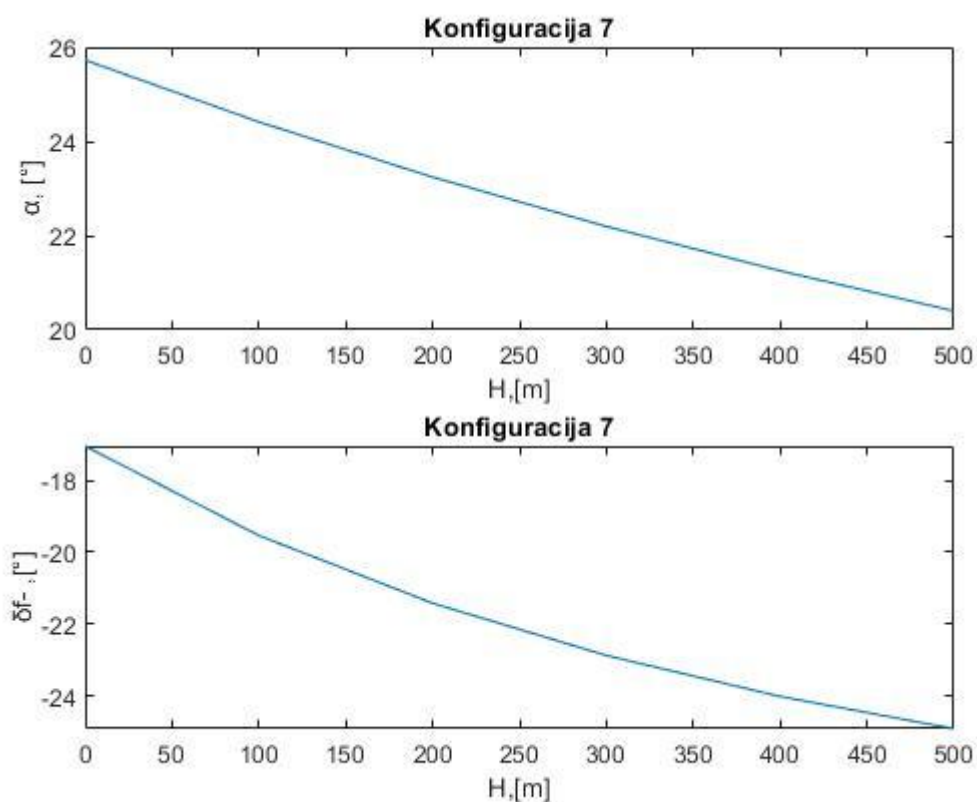
Sedma konfiguracija ima zadane otklone:

$$\delta_e = 15^\circ$$

$$\delta_{f+} = 0^\circ$$

Provedbom analize dobiva se da je ravnotežni let u ovoj konfiguraciji ostvariv.

Analiza potvrđuje da u svakoj točki vrijednost koeficijenta normalne sile C_N odgovara vrijednosti $C_{N_{rav}}$, da je moment propinjanja jednak nuli te da otkloni gornjih trupnih zakrilaca ne prelaze maksimalne vrijednosti. Ravnotežni let je ostvariv za otklone krilnih zakrilaca između $\delta_e = 15^\circ$ i $\delta_e = -4^\circ$. Slika prikazuje slučaj za otklone $\delta_e = 15^\circ$ i $\delta_{f+} = 0^\circ$.



Slika 28. Napadni kut i kut otklona gornjih zakrilaca na trupu za konfiguraciju 7

3.2.8. Osmo konfiguracija

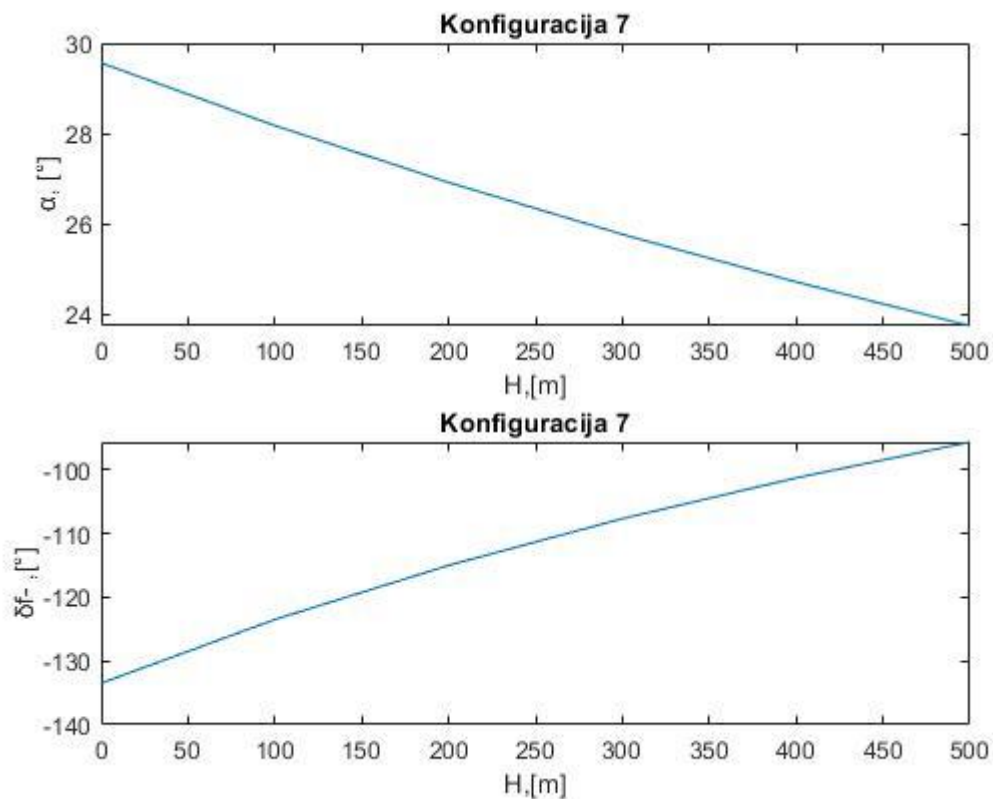
Osmo konfiguracija ima zadane otklone:

$$\delta_e = 30^\circ$$

$$\delta_{f+} = 30^\circ$$

Provedbom analize dobiva se da ravnotežni let u ovoj konfiguraciji nije ostvariv.

Analiza potvrđuje da u svakoj točki vrijednost koeficijenta normalne sile C_N odgovara vrijednosti $C_{N_{rav}}$, da je moment propinjanja jednak nuli, ali otkloni gornjih trupnih zakrilaca prelaze maksimalne vrijednosti. Ni za jednu moguću vrijednost otklona zakrilaca na krilima δ_e otkloni gornjih zakrilaca na trupu δ_{f-} neće biti u domeni ostvarivih otklona.



Slika 29. Napadni kut i kut otklona gornjih zakrilaca na trupu za konfiguraciju 8

U fazi približavanja slijetanju ravnotežni let je ostvariv za konfiguracije:

- Konfiguracija 1, $\delta_{f+} = 30^\circ$, $\delta_{f-} = -30^\circ$
- Konfiguracija 2, $\delta_{f+} = 0^\circ$, $\delta_{f-} = 0^\circ$
- Konfiguracija 5, $\delta_e = 15^\circ$, $\delta_{f-} = 0^\circ$
- Konfiguracija 7, $\delta_e = -30^\circ$, $\delta_{f+} = 0^\circ$

4. ANALIZA SPUŠTANJA I PRILAZA SLIJETANJU S LINEARNIM KOEFICIJENTIMA

Linearna analiza provodi se za iste dvije faze kao i nelinearna, samo šta se u koeficijentima uzimaju samo linearni članovi iz jednažbi (2.4), (2.5) i (2.6) . Jednažbe takvih koeficijenata glase:

$$C_N = -9.025 * 10^{-2} + 4.07 * 10^{-2} * \alpha + \quad (4.1)$$

$$\delta_e * (5.14 * 10^{-3} + 3.683 * 10^{-5} * \alpha) + \delta_{f+} * 3.779 * 10^{-3} +$$

$$\delta_{f-} * (3.711 * 10^{-3} - 3.547 * 10^{-5} * \alpha) + C_{N\delta_{ig}}$$

$$C_m = 2.632 * 10^{-2} - 2.226 * 10^{-3} * \alpha + \quad (4.2)$$

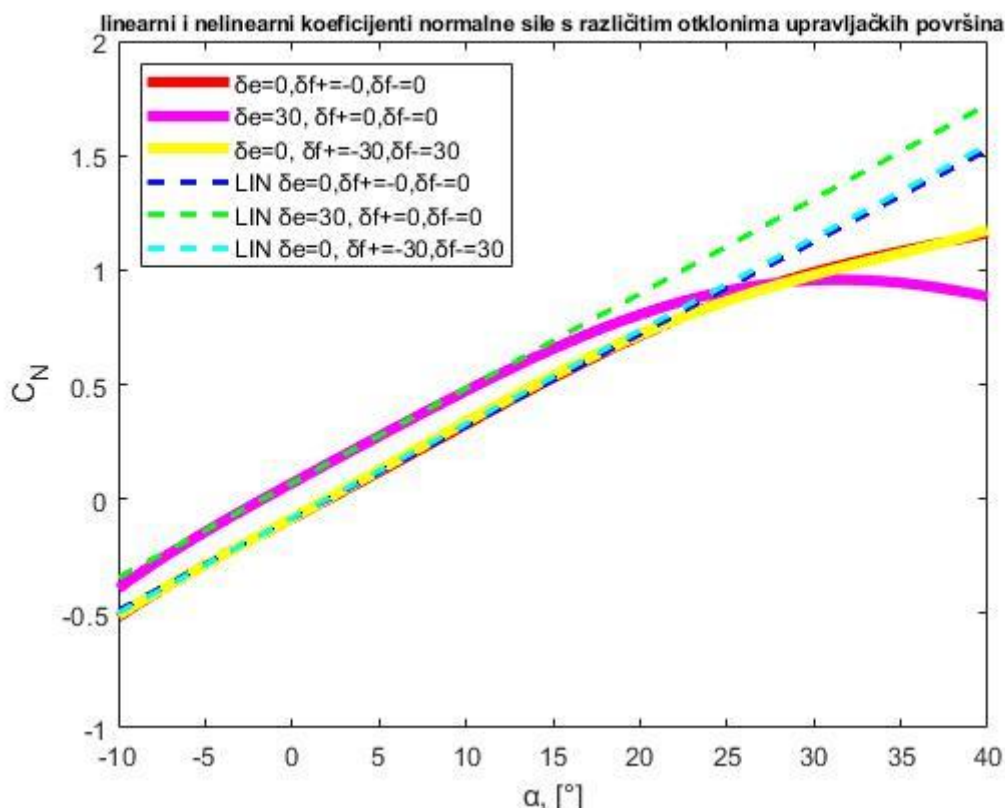
$$\delta_e * (-1.903 * 10^{-3} - 1.593 * 10^{-5} * \alpha) + \delta_{f+} * (-9.896) * 10^{-3} +$$

$$\delta_{f-} * (-1.086 * 10^{-3} + 1.57 * 10^{-5} * \alpha) + C_{m\delta_{ig}}$$

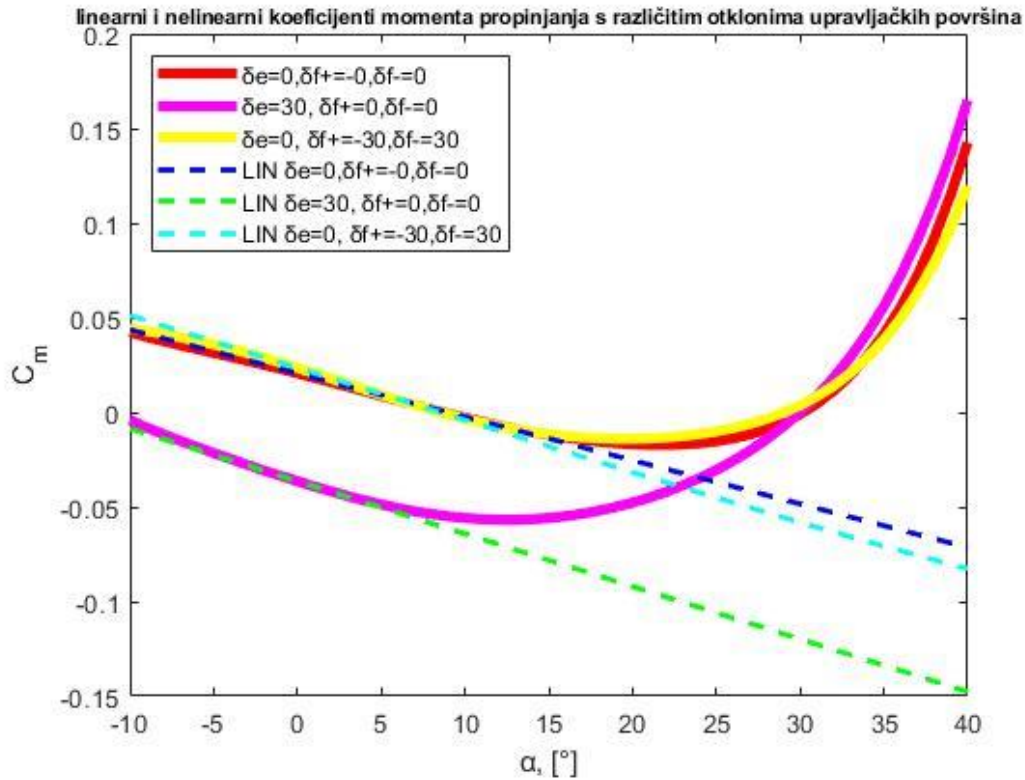
$$C_A = 7.362 * 10^{-2} - 2.56 * 10^{-4} * \alpha + \quad (4.3)$$

$$\delta_e * (-1.854 * 10^{-4} + 2.83 * 10^{-6} * \alpha) + \delta_{f+} * 1.31 * 10^{-4} +$$

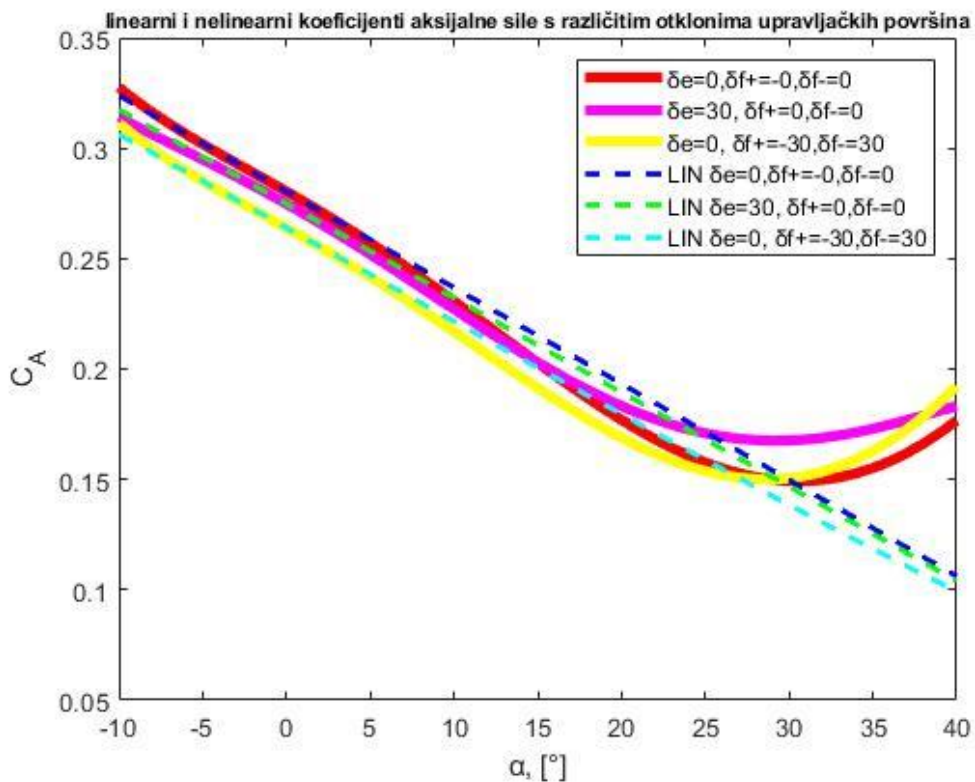
$$\delta_{f-} * (-4.415 * 10^{-4} - 4.056 * 10^{-6} * \alpha) + C_{A\delta_{ig}}$$



Slika 30. Grafička usporedba linearnih i nelinearnih koeficijenata normalne sile s različitim otklonima upravljačkih površina



Slika 31. Grafička usporedba linearnih i nelinearnih koeficijenata momenta propinjanja s različitim otklonima upravljačkih površina



Slika 32. Grafička usporedba linearnih i nelinearnih koeficijenata aksijalne sile s različitim otklonima upravljačkih površina

Sa slike 30, slike 31 i slike 32 može se zaključiti da postoji velika ovisnost linearnih koeficijenata o otklonima upravljačkih površina. Kako na slici 31, koja odgovara vrijednostima $\delta_{f+} = -30^\circ$ i $\delta_{f-} = 30^\circ$ vrijednosti linearnog koeficijenta momenta propinjanja $C_{m,lin}$ nije slična vrijednosti C_m već nakon šta se prijeđe vrijednost napadnog kuta od $\alpha = 10^\circ$, možemo očekivati da za dosta konfiguracija linearna analiza neće davati točne rezultate, odnosno mogu se očekivati razlike u odnosu na rezultate s nelinearnim aerodinamičkim modelom. Analiza se vrši u programskom paketu Matlab, izjednačavanjem Jednadžbi (4.1) i (4.2) s jednadžbama (3.1) i (3.2).

4.1. Analiza faze spuštanja s linearnim koeficijentima

Za linearnu fazu spuštanja promatrat će se osam istih konfiguracija kao i u nelinearnoj fazi spuštanja. Sve konfiguracije u ovoj fazi testiraju se za kut poniranja $\gamma = 30^\circ$, visine od 4000 metara do 500 metara, te s linearno promjenjivom brzinom od 205 m/s do 105 m/s. Promatrane konfiguracije zadane su u tablici 2. U ovoj fazi utjecaj podvozja nije uzet u obzir, jer se smatra da je podvozje uvućeno.

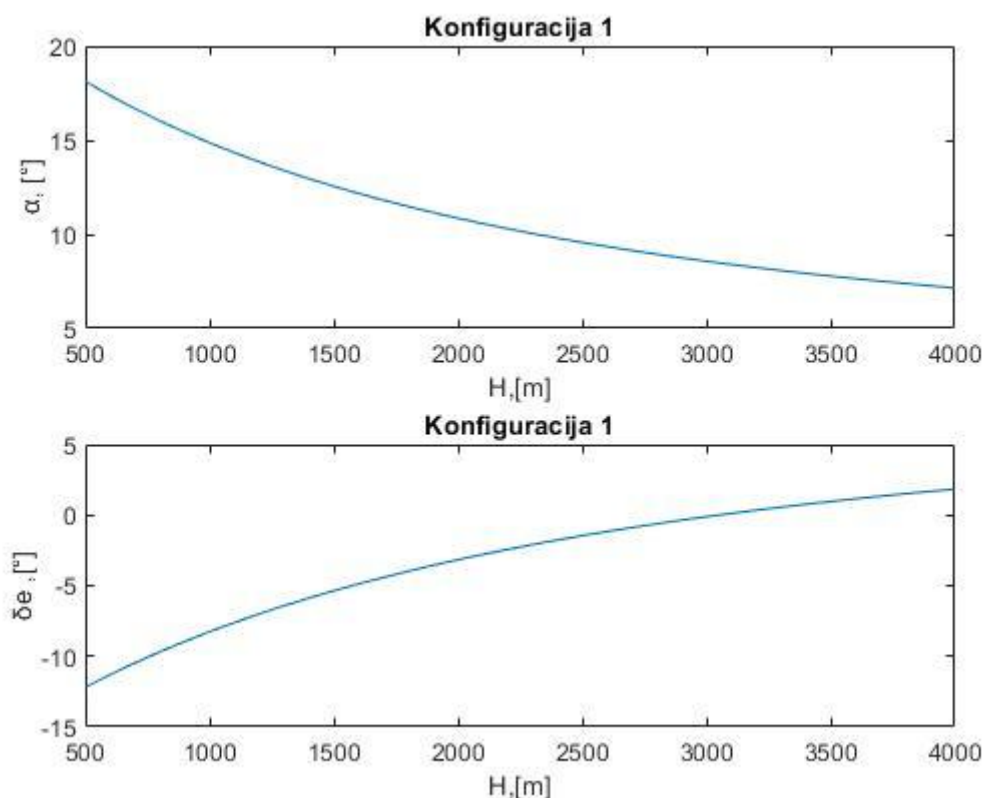
Provedbom linearne analize za iste konfiguracije kao i u nelinearnoj analizi ispituje se primjenjivost linearne analize za ovu fazu.

4.1.1. Prva konfiguracija

Prva konfiguracija ima zadane maksimalne otklone zakrilaca na trupu:

$$\delta_{f+} = 30^\circ$$

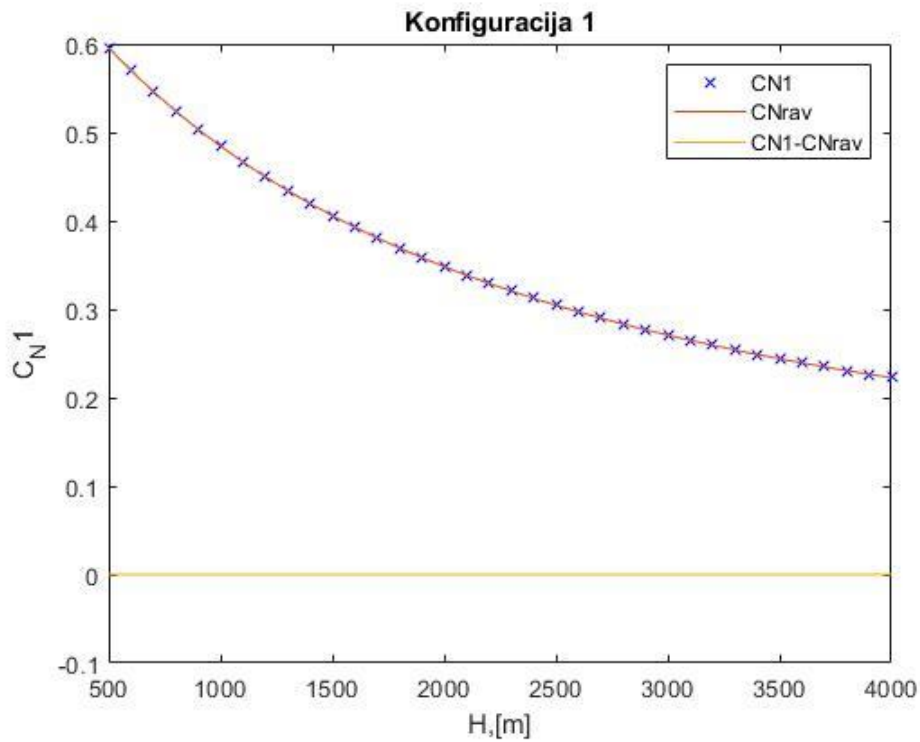
$$\delta_{f-} = -30^\circ$$



Slika 33. Napadni kut i kut otklona zakrilaca na krilima za konfiguraciju 1

Usporedbom rezultata sa slike 12 i slike 33 vidi se da su dobiveni ravnotežni napadni kut α i kut otklona krilnih zakrilaca δ_e skoro pa identični u svakoj točki, šta potvrđuje da za ovu konfiguraciju linearna analiza daje odlične rezultate. Također, usporedbom slike 13 sa slikom 34 vidljivo je da su grafovi isti. To je bilo i za očekivati kako ravnotežni koeficijent normalne

sile $C_{N,rav}$ ne ovisi o vrsti analize, nego samo o visini leta, brzini leta i kutu poniranja γ , a svi navedeni parametri su isti u linearnoj i nelinearnoj analizi. Kako se za svaku konfiguraciju vrijedi da je koeficijent normalne sile C_N jednak ravnotežnom koeficijentu normalne sile $C_{N,rav}$, slika 34 je ista za svaku konfiguraciju te se neće više prikazivati.



Slika 34. Prikaz ravnotežnog koeficijenta normalne sile i koeficijenta normalne sile

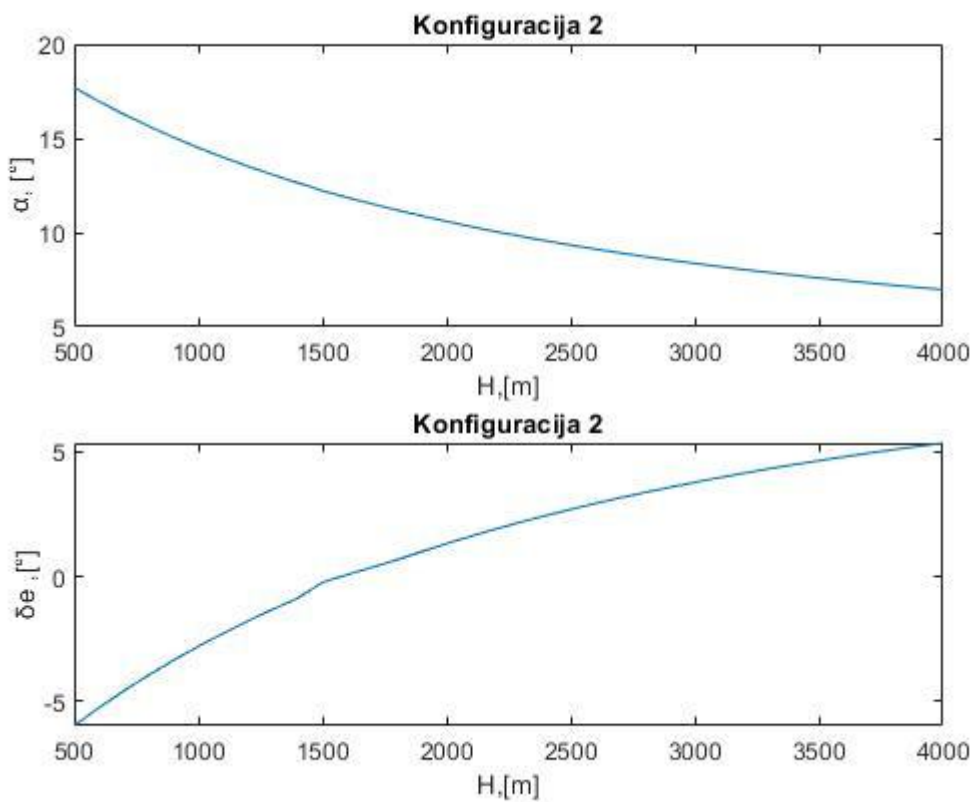
4.1.2. Druga konfiguracija

Druga konfiguracija ima zadane otklone:

$$\delta_{f+} = 0^\circ$$

$$\delta_{f-} = 0^\circ$$

Provedbom nelinearne analize dobilo se da je ravnotežni let u ovoj konfiguraciji ostvariv. Usporedbom slike 14 sa slikom 35 vidi se da su dobiveni ravnotežni napadni kut α i kut otklona krilnih zakrilaca δ_e skoro pa identični u svakoj točki, šta potvrđuje da za ovu konfiguraciju linearna analiza daje odlične rezultate.



Slika 35. Napadni kut i kut otklona zakrilaca na krilima za konfiguraciju 2

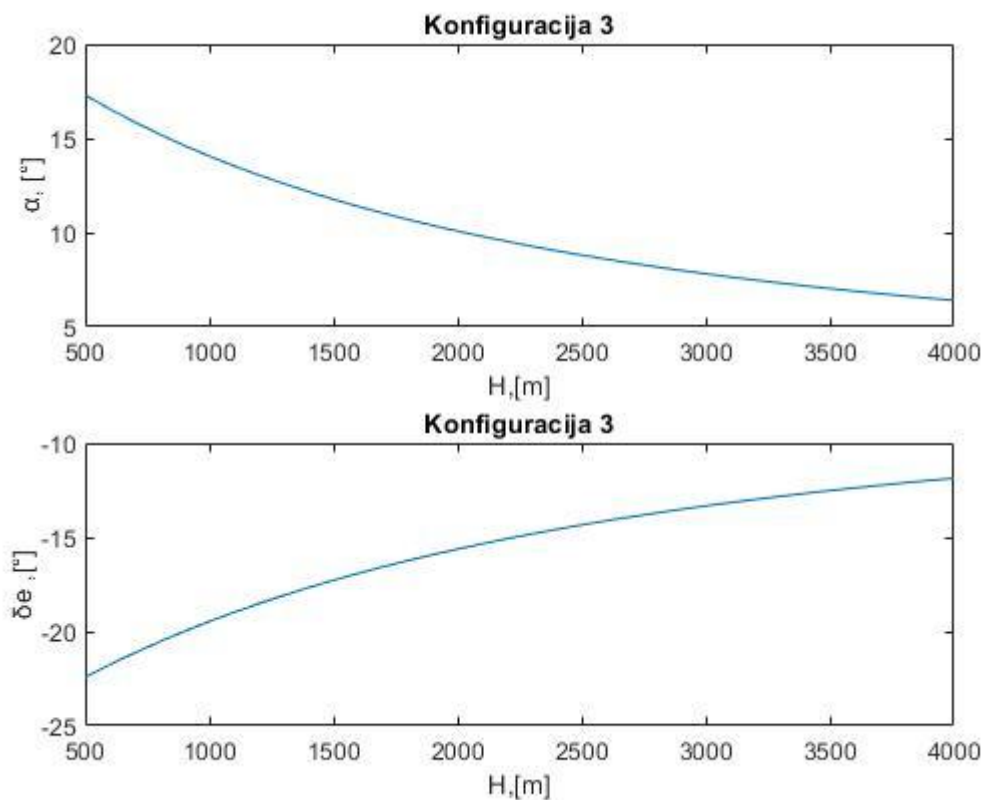
4.1.3. Treća konfiguracija

Treća konfiguracija ima zadane otklone:

$$\delta_{f+} = 30^\circ$$

$$\delta_{f-} = 0^\circ$$

Provedbom nelinearne analize dobilo se da je ravnotežni let u ovoj konfiguraciji ostvariv. Linearnom analizom je ravnotežni let također ostvariv, ali je velika razlika u kutovima dobivenim nelinearnom analizom, od kutove dobivenih linearnom, kao šta se može vidjeti usporedbom slika 15 i 36. Radi te velike razlike u rješenju, linearna analiza ne može se primjeniti na ovu konfiguraciju.



Slika 36. Napadni kut i kut otklona zakrilaca na krilima za konfiguraciju 3

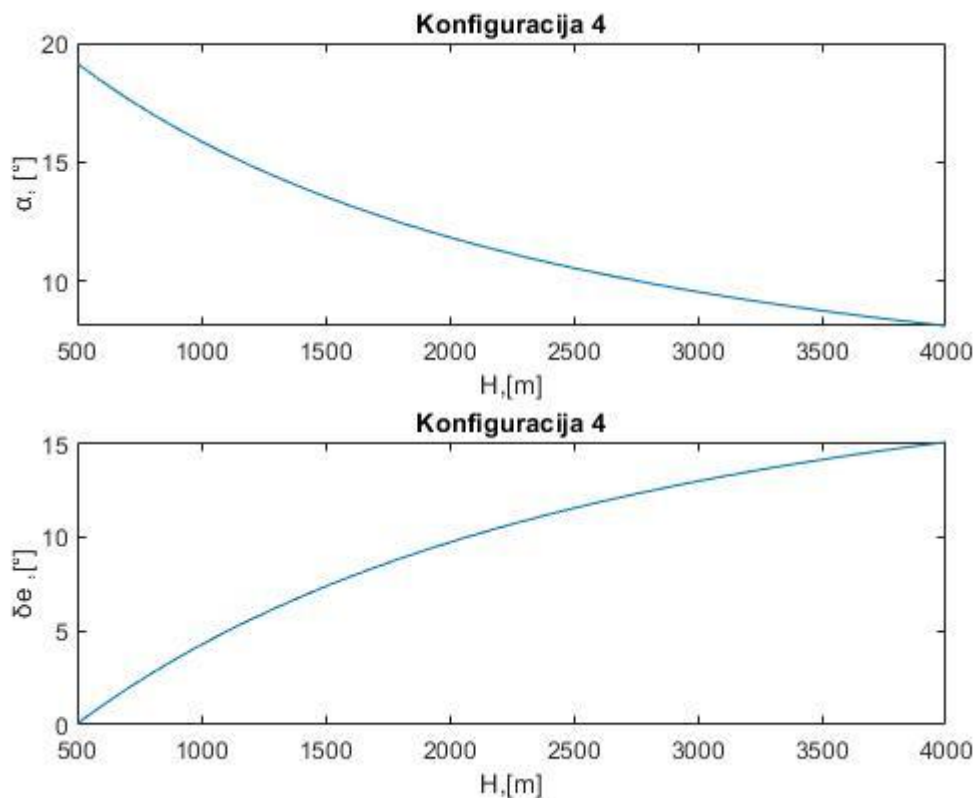
4.1.4. Četvrta konfiguracija

Četvrta konfiguracija ima zadane otklone:

$$\delta_{f+} = 0^\circ$$

$$\delta_{f-} = -30^\circ$$

Provedbom nelinearne analize dobilo se da je ravnotežni let u ovoj konfiguraciji ostvariv. Linearnom analizom je ravnotežni let također ostvariv, ali je velika razlika u kutovima dobivenim nelinearnom analizom, od kutove dobivenih linearnom, kao šta se može vidjeti usporedbom slika 16 i 37. Radi te velike razlike u rješenju, linearna analiza ne može se primjeniti na ovu konfiguraciju.



Slika 37. Napadni kut i kut otklona zakrilaca na krilima za konfiguraciju 4

4.1.5. Peta konfiguracija

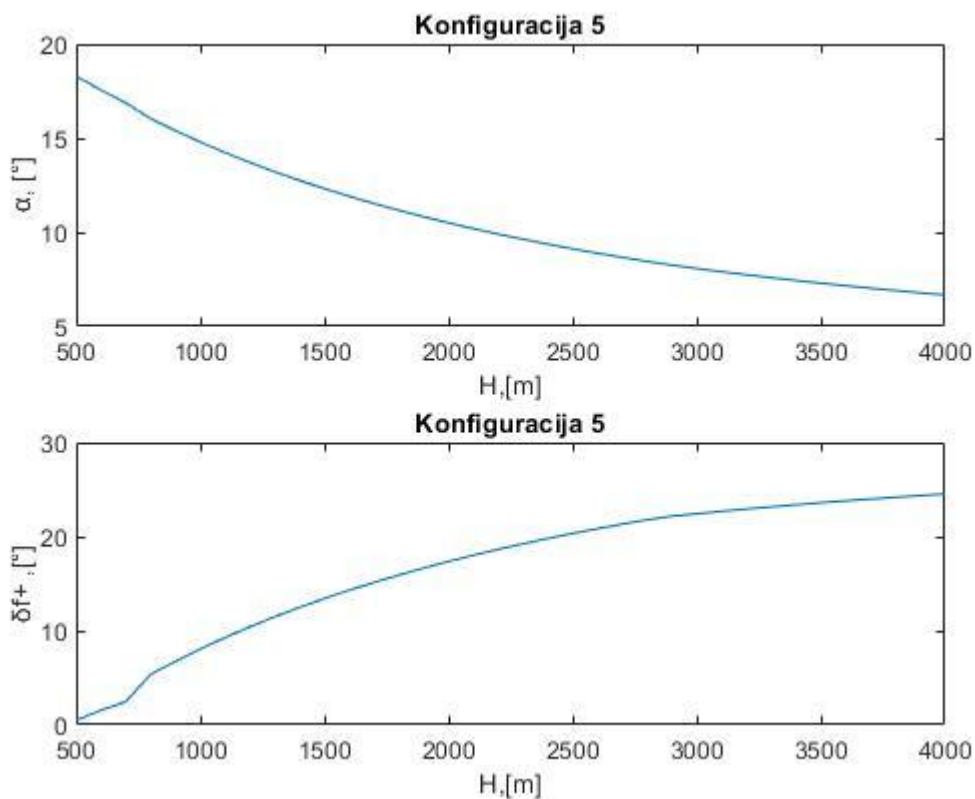
Peta konfiguracija ima zadane otklone:

$$\delta_e = -10^\circ$$

$$\delta_{f^-} = 0^\circ$$

Provedbom nelinearne analize dobilo se da je ravnotežni let u ovoj konfiguraciji ostvariv.

Linearnom analizom je ravnotežni let također ostvariv, ali postoji razlika u kutovima dobivenim nelinearnom analizom, od kutove dobivenih linearnom, kao šta se može vidjeti usporedbom slika 17 i 38. Kako linearna analiza većinom jako dobro odgovara nelinearnoj, a najveće odstupanje je malo manje od 4° u točki $H=500$, primjena linearne analize na ovu konfiguraciju smatra se prihvatljivom.



Slika 38. Napadni kut i kut otklona donjih zakrilaca na trupu za konfiguraciju 5

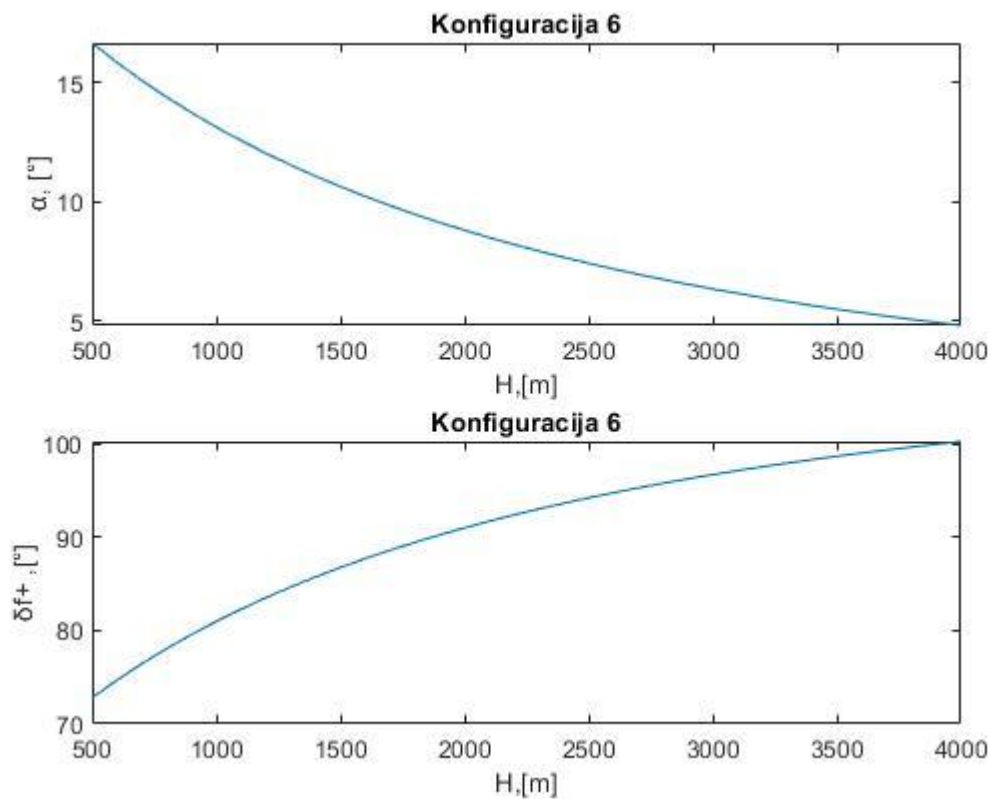
4.1.6. Šesta konfiguracija

Šesta konfiguracija ima zadane otklone:

$$\delta_e = -30^\circ$$

$$\delta_{f-} = -30^\circ$$

Provedbom nelinearne analize dobilo se da ravnotežni let u ovoj konfiguraciji nije ostvariv. Linearnom analizom utvrđeno je da ravnotežni let u ovoj konfiguraciji također nije ostvariv. Usporedbom slike 18 sa slikom 39 vidi se da linearna analiza daje različite kutove otklona donjih zakrilaca na trupu δ_{f+} nego što li daje nelinearna te se iz tog razloga smatra da je linearna analiza za ovu konfiguraciju neprimjenjiva.



Slika 39. Napadni kut i kut otklona donjih zakrilaca na trupu za konfiguraciju 6

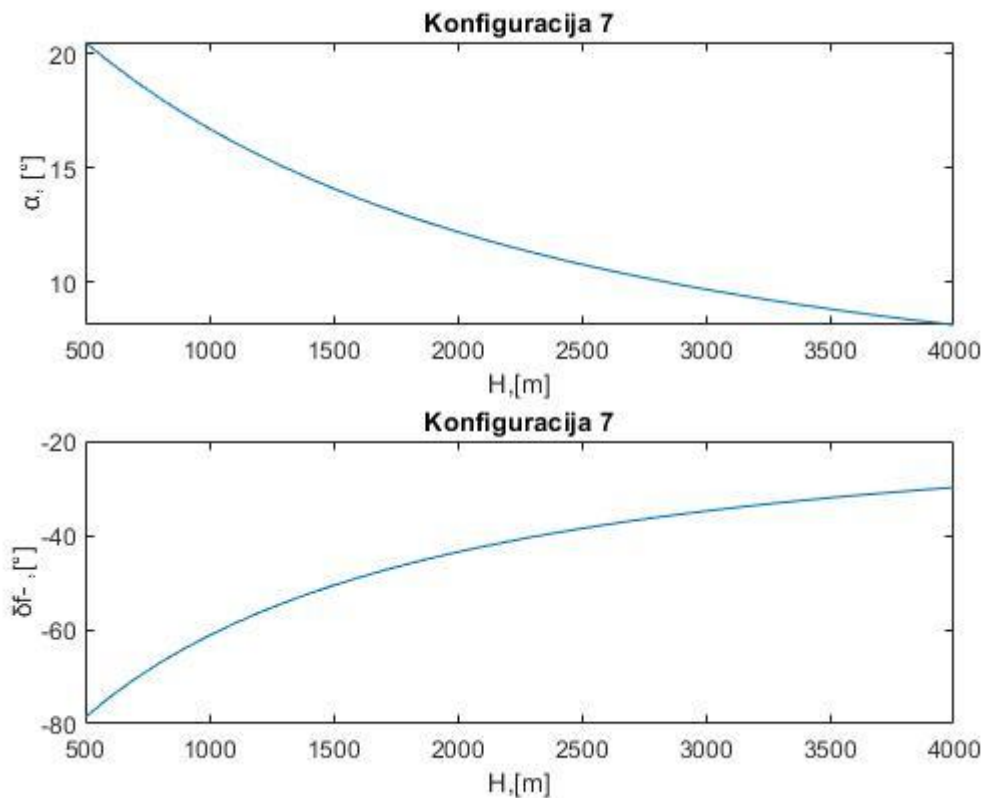
4.1.7. Sedma konfiguracija

Sedma konfiguracija ima zadane otklone:

$$\delta_e = 15^\circ$$

$$\delta_{f+} = 0^\circ$$

Provedbom nelinearne analize dobilo se da je ravnotežni let u ovoj konfiguraciji ostvariv. Linearnom analizom utvrđeno je da ravnotežni let u ovoj konfiguraciji nije ostvariv. Radi razlike u rezultatu linearne analiza smatra se neprimjenjivom na ovu konfiguraciju.



Slika 40. Napadni kut i kut otklona gornjih zakrilaca na trupu za konfiguraciju 7

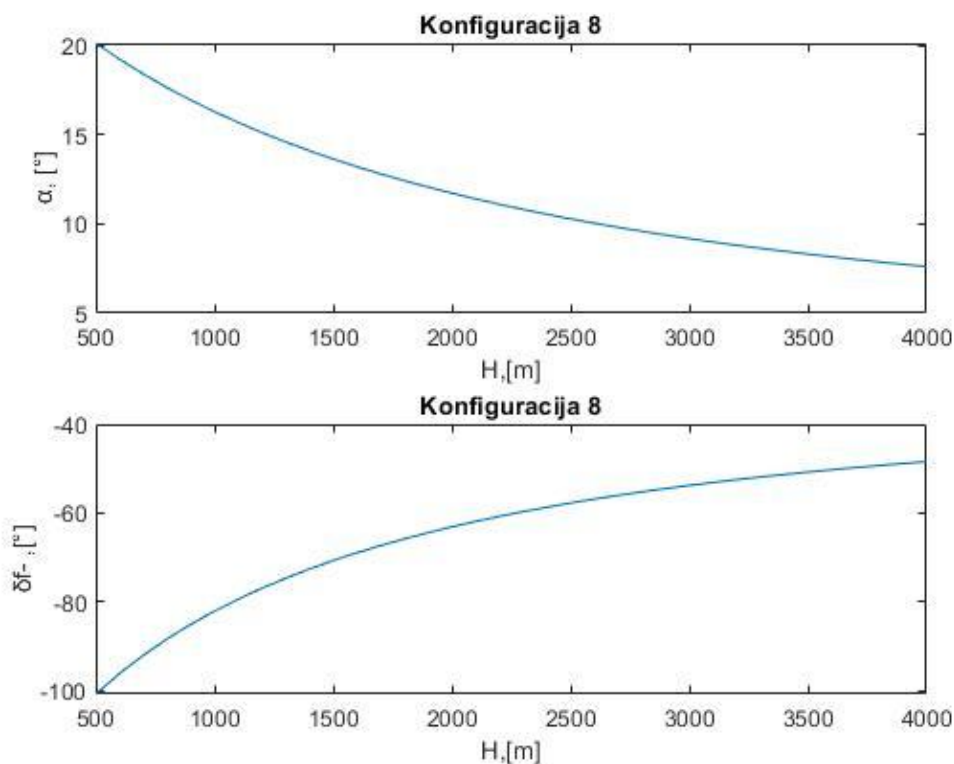
4.1.8. Osmo konfiguracija

Osmo konfiguracija ima zadane otklone:

$$\delta_e = 30^\circ$$

$$\delta_{f+} = 30^\circ$$

Provedbom nelinearne analize dobilo se da ravnotežni let u ovoj konfiguraciji nije ostvariv. Linearnom analizom utvrđeno je da ravnotežni let u ovoj konfiguraciji također nije ostvariv. Usporedbom slike 20 sa slikom 41 vidi se da linearna analiza daje različite kutove otklona donjih zakrilaca na trupu δ_{f+} nego što li daje nelinearna te se iz tog razloga smatra da je linearna analiza za ovu konfiguraciju neprimjenjiva.



Slika 41. Napadni kut i kut otklona gornjih zakrilaca na trupu za konfiguraciju 8

Linearna analiza daje dobre rezultate samo za prve dvije i petu konfiguraciju, iz čega se zaključuje da nije prikladno koristiti linearnu analizu za ovu fazu leta. Zbog većeg potrebnog koeficijenta normalne sile u fazi prilaza slijetanju potreban je i veći napadni kut α . Kako na slikama 30, 31 i 32 vidimo da s povećanjem napadnog kuta α raste i razlika u linearnim i nelinearnim aerodinamičkim koeficijentima, u fazi prilaza slijetanju očekuje se još veća razlika u rezultatima, nego što je bila u fazi spuštanja.

4.2. Analiza faze prilaza slijetanju s linearnim koeficijentima

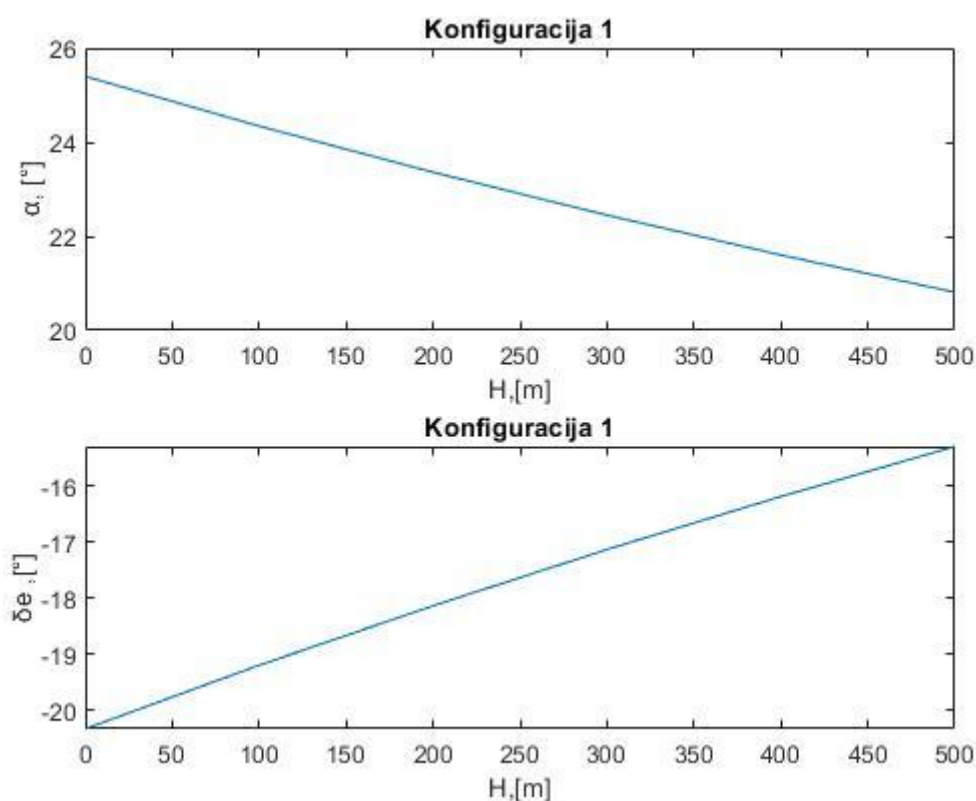
Za linearnu fazu prilaza spuštanju ponovno će se promatrati osam različitih konfiguracija kojima će biti zadana dva fiksna otklona upravljačkih površina, a računati će se treći otklon i napadni kut za slučaj ravnotežnog leta. Sve konfiguracije u ovoj fazi analiziraju se za kut poniranja $\gamma = 2.5^\circ$, za visine od 500 metara do 0 metara, te s linearno promjenjivom brzinom od 105 m/s do 92.5 m/s. Promatrane konfiguracije zadane su u tablici 3. Za razliku od faze spuštanja, u ovom dijelu analize utjecaj podvozja na aerodinamiku uzet je u obzir. Provedbom linearne analize za iste konfiguracije kao i u nelinearnoj analizi ispituje se primjenjivost linearne analize za ovu fazu.

4.2.1. Prva konfiguracija

Prva konfiguracija ima zadane maksimalne otklone zakrilaca na trupu:

$$\delta_{f+} = 30^\circ$$

$$\delta_{f-} = -30^\circ$$

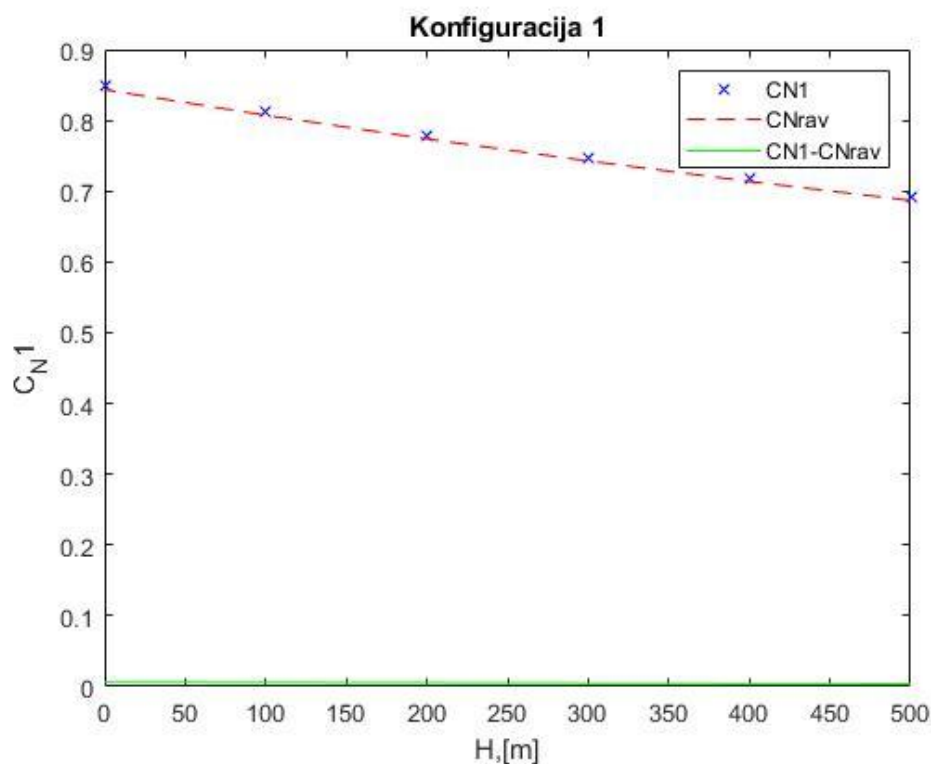


Slika 42. Napadni kut i kut otklona zakrilaca na krilima za konfiguraciju 1

Provedbom nelinaerne analize dobiva se da je horizontalni let u ovoj konfiguraciji ostvariv.

Linearnom analizom je ravnotažni let također ostvariv, ali je velika razlika u kutovima dobivenim nelinearnom analizom, od kutove dobivenih linearnom, kao šta se može vidjeti usporedbom slika 21 i 42. Radi te velike razlike u rješenju, linearna analiza ne može se primjeniti na ovu konfiguraciju.

rješenjima, linearna analiza smatra se neprimjenjivom za ovu fazu leta. Usporedbom slike 22 sa slikom 43 dobivamo ista rješenja, šta je bilo i za očekivati, jer su parametri kojima se računa $C_{N,rav}$ neovisni o linearnosti analize. Za svaku konfiguraciju dobiva se ista slika kao slika 43, tako da se ona više neće ponavljati.



Slika 43. Prikaz ravnotežnog koeficijenta normalne sile i koeficijenta normalne sile

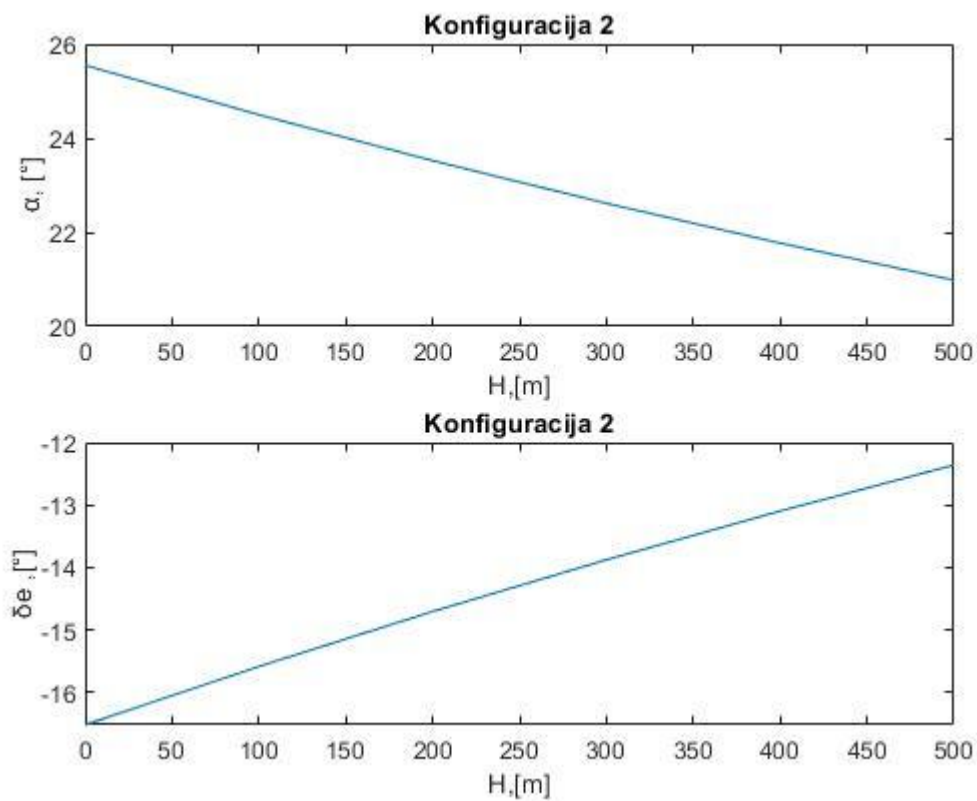
4.2.2. Druga konfiguracija

Druga konfiguracija ima zadane otklone:

$$\delta_{f+} = 0^\circ$$

$$\delta_{f-} = 0^\circ$$

Provedbom nelinearne analize dobiva se da je ravnotežni let u ovoj konfiguraciji ostvariv. Linearnom analizom također se dobiva da je ravnotežni let ostvariv. Međutim, kutovi dobiveni linearnom analizom različiti su od kutova dobivenih nelinearnom analizom, što ukazuje neprimjenjivost linearne analize za ovu konfiguraciju.



Slika 44. Napadni kut i kut otklona zakrilaca na krilima za konfiguraciju 2

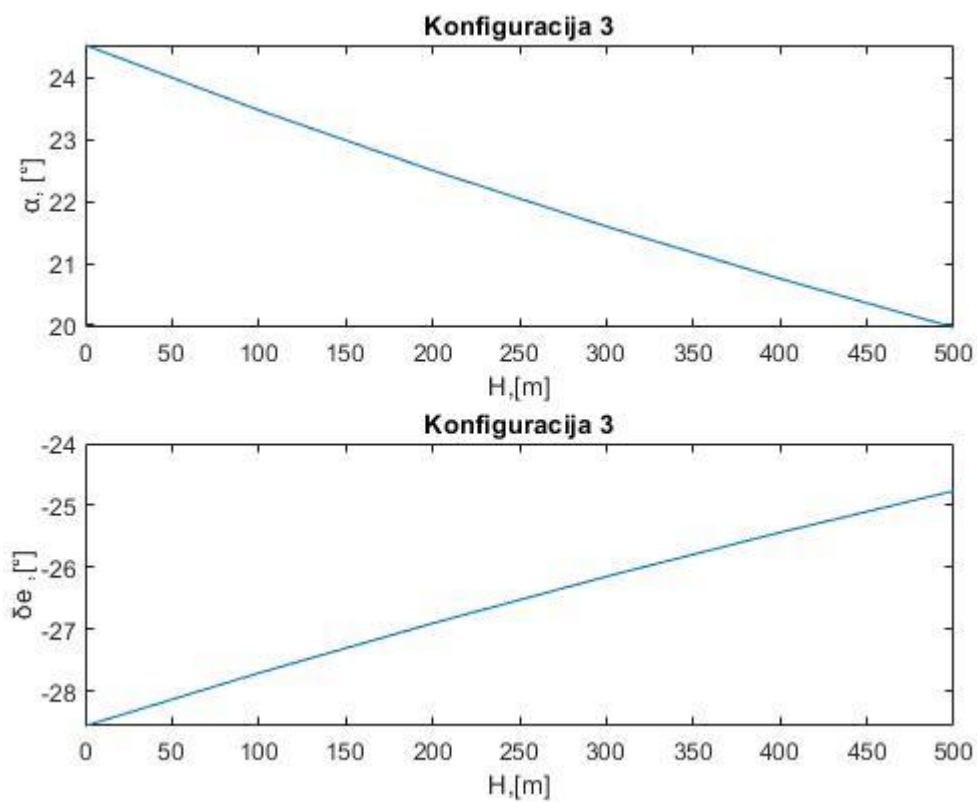
4.2.3. Treća konfiguracija

Treća konfiguracija ima zadane otklone:

$$\delta_{f+} = 30^\circ$$

$$\delta_{f-} = 0^\circ$$

Provedbom nelinearne analize dobiva se da ravnotežni let u ovoj konfiguraciji nije ostvariv. Linearnom analizom dobiva se da je ravnotežni let u ovoj konfiguraciji ostvariv. Radi razlike u dobivenim rješenjima, linearna analiza smatra se neprimjenjivom za ovu konfiguraciju.



Slika 45. Napadni kut i kut otklona zakrilaca na krilima za konfiguraciju 3

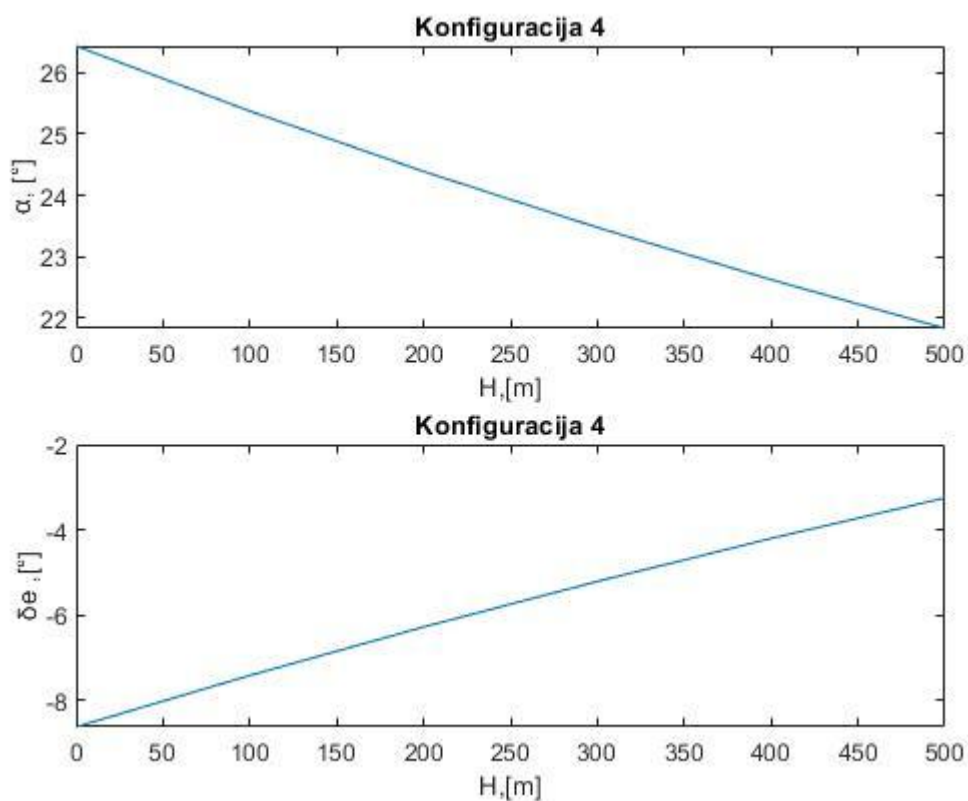
4.2.4. Četvrta konfiguracija

Četvrta konfiguracija ima zadane otklone:

$$\delta_{f+} = 0^\circ$$

$$\delta_{f-} = -30^\circ$$

Provedbom nelinearne analize dobiva se da ravnotežni let u ovoj konfiguraciji nije ostvariv. Linearnom analizom ravnotežni let također nije ostvariv, ali je velika razlika u kutovima dobivenim nelinearnom analizom, od kutove dobivenih linearnom, kao šta se može vidjeti usporedbom slika 25. i 46. Radi te velike razlike u rješenju, linearna analiza ne može se primjeniti na ovu konfiguraciju.



Slika 46. Napadni kut i kut otklona zakrilaca na krilima za konfiguraciju 4

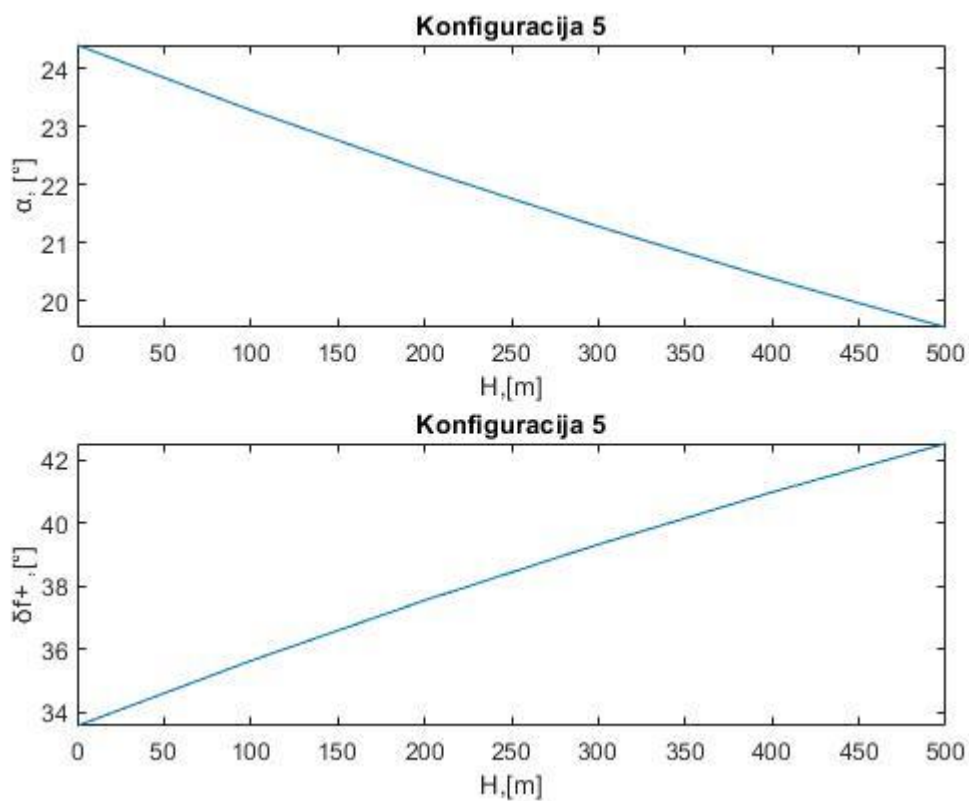
4.2.5. Konfiguracija 5a

Peta konfiguracija ima zadane otklone:

$$\delta_e = -30^\circ$$

$$\delta_{f^-} = 0^\circ$$

Provedbom nelinearne analize dobiva se da je ravnotežni let u ovoj konfiguraciji ostvariv. Linearnom analizom ravnotežni let nije ostvariv. Radi razlike u rješenju linearna analiza smatra se neprimjenjivom za ovu konfiguraciju.



Slika 47. Napadni kut i kut otklona donjih zakrilaca na trupu za konfiguraciju 5

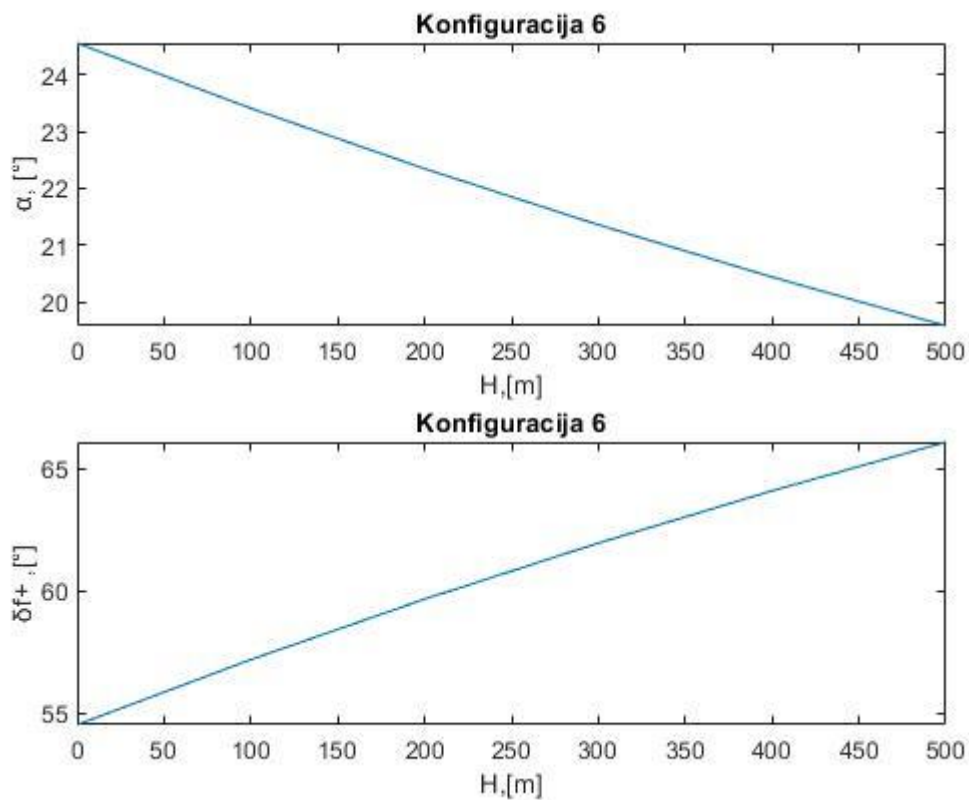
4.2.6. Šesta konfiguracija

Šesta konfiguracija ima zadane otklone:

$$\delta_e = -30^\circ$$

$$\delta_{f^-} = -30^\circ$$

Provedbom nelinearne analize dobiva se da ravnotežni let u ovoj konfiguraciji nije ostvariv. Linearnom analizom također se dobiva da ravnotežni let u ovoj konfiguraciji nije ostvariv. Međutim, kutovi dobiveni linearnom analizom ne odgovaraju kutovima dobivenim nelinearnom analizom. Radi toga linearna analiza smatra se neprimjenjivom za ovu konfiguraciju.



Slika 48. Napadni kut i kut otklona donjih zakrilaca na trupu za konfiguraciju 6

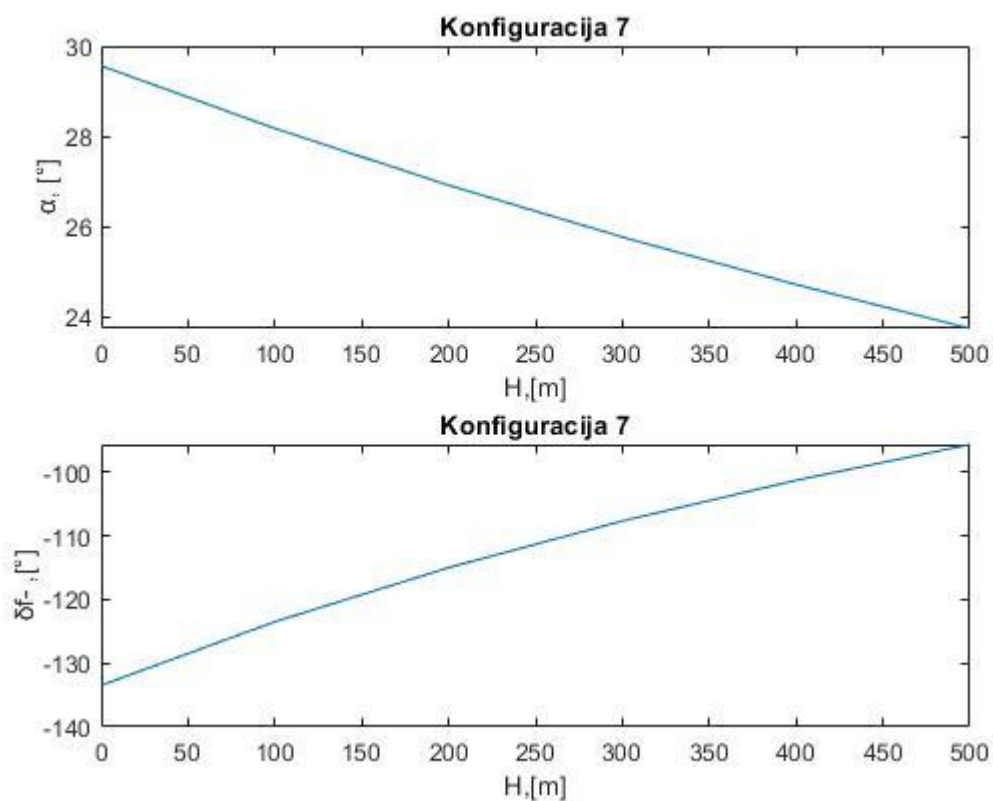
4.2.7. Sedma konfiguracija

Sedma konfiguracija ima zadane otklone:

$$\delta_e = 15^\circ$$

$$\delta_{f+} = 0^\circ$$

Provedbom nelinearne analize dobiva se da je ravnotežni let u ovoj konfiguraciji ostvariv. Linearnom analizom dobiva se da ravnotežni let u ovoj konfiguraciji nije ostvariv. Radi razlike u dobivenim rješenjima, linearna analiza smatra se neprimjenjivom za ovu konfiguraciju.



Slika 49. Napadni kut i kut otklona gornjih zakrilaca na trupu za konfiguraciju 7

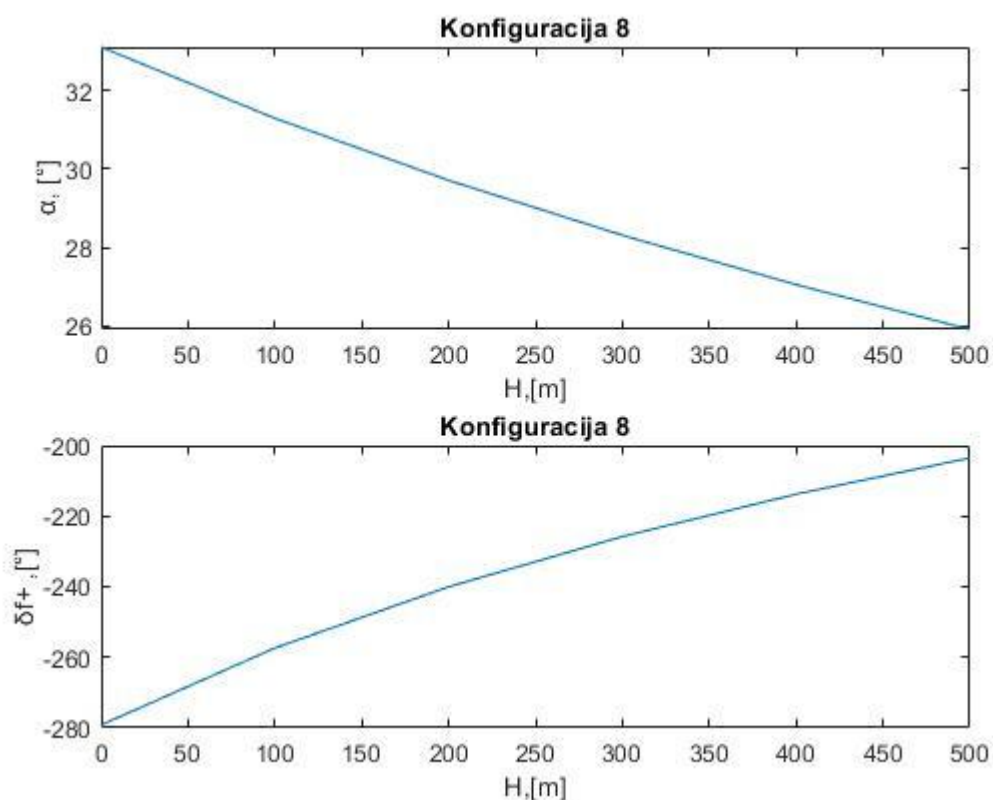
4.2.8. Osmo konfiguracija

Osmo konfiguracija ima zadane otklone:

$$\delta_e = 30^\circ$$

$$\delta_{f+} = 30^\circ$$

Provedbom nelinearne analize dobiva se da ravnotežni let u ovoj konfiguraciji nije ostvariv. Linearnom analizom također se dobiva da ravnotežni let u ovoj konfiguraciji nije ostvariv. Međutim, kutovi dobiveni linearnom analizom ne odgovaraju kutovima dobivenim nelinearnom analizom. Radi toga linearna analiza smatra se neprimjenjivom za ovu konfiguraciju.



Slika 50. Napadni kut i kut otklona gornjih zakrilaca na trupu za konfiguraciju 8

Linearna analiza nije dala niti jedan dobar rezultat u fazi prilaza slijetanju. To potvrđuje pretpostavku iznesenu na početku poglavlja da s povećanjem napadnog kuta α raste i razlika u linearnim i nelinearnim aerodinamičkim koeficijentima, pa se u fazi prilaza slijetanju očekivala još veća razlika u rezultatima, nego što je bila u fazi spuštanja.

5. ZAKLJUČAK

U ovom radu odrađena je analiza aerodinamičkih performansi svemirske letjelice Raketoplan slične konceptualnoj letjelici HL-20, pri čemu se analizirala mogućnost postizanja ravnotežnog leta pri spuštanju i prilazu slijetanju. Analiziran je samo uzdužni aerodinamički model za fazu spuštanja i fazu prilaza slijetanju. Na početku rada definiran je aerodinamički model letjelice preko jednadžbi za ravnotežni let, te preko aerodinamičkih koeficijenata koji su određeni mjerenjem u aerotunelu. Nakon toga definirale su se različite konfiguracije otklona upravljačkih površina, gdje je cilj bio provjeriti može li jedna upravljačka površina održavati ravnotežni let pri spuštanju, ako su druge dvije fiksirane na određeni otklon. Sama analiza podjeljena je na dva dijela; faza spuštanja s 4000 metara na 500 metara s kutom poniranja $\gamma = 30^\circ$ i faza prilaza slijetanju gdje se visina mijenja sa 500 metara na nula metara, pri kutom poniranja $\gamma = 2.5^\circ$. Analizom je utvrđeno da se ravnotežni let može ostvariti u obe faze za konfiguraciju 1, $\delta_{f+} = 30^\circ$, $\delta_{f-} = -30^\circ$, konfiguraciju 2, $\delta_{f+} = 0^\circ$, $\delta_{f-} = 0^\circ$ i za konfiguraciju 7 $\delta_e = 15^\circ$, $\delta_{f+} = 0$. Ako se prilagode otkloni krilnih zakrilaca δ_e između faza ravnotežni let može se ostvariti i za konfiguraciju 5 u obe faze. U fazi spuštanja ravnotežni let moguće je ostvariti u konfiguracijama 1, 2, 3, 4, 5 i 7 dok je u fazi prilaza slijetanju ravnotežni let moć samo za konfiguracije 1, 2, 5a i 7. Razlog zašto je teže ostvariti ravnotežni let u fazi prilaza slijetanju nego u fazi spuštanje je što za manji kut poniranja γ je ravnotežni koeficijent sile uzgona veći. Konkretno ravnotežni napadni kut u fazi prilaza slijetanju je 15,4% veći od ravnotežnog napadnog kuta u fazi spuštanja, što znači da je za istu visinu i brzinu potrebno generirati 15.4% sile uzgona više za fazu prilaza slijetanju nego u fazi spuštanja. Ova analiza potvrđuje odličnu stabilnost letjelice, šta je bio jedan od razloga zašto je HL-20 služio kao platforma za izradu svemirske letjelice Dream Chaser. Analiza se i provela samo s linearnim koeficijentima te je pokazala da je linearni aerodinamički model neprimjenjiv u fazi spuštanja i prilaza slijetanju radi velike razlike iznosa linearnih i nelinearnih koeficijenata pri većim napadnim kutovima. U daljnoj analizi mogla bi se napraviti analiza spuštanja sa prijelaznom promjenom kuta poniranja između dvije faze opisane u ovoj analizi, kao i analiza dinamike leta ove letjelice.

LITERATURA

- [1] Space History Photo: HL-20 at Langley, <https://www.space.com/25839-hl-20-at-langley.html>, pristupljeno u veljači 2024.
- [2] W. Douglas Morris, X-15/HL-20 operations support comparison, NASA, 1993.
- [3] Jackson B.E., Cruz C.I., Preliminary subsonic model for simulation studies of the HL-20 lifting body, NASA, 1992.
- [4] Cruz, Christopher I.; Ware, George M.; Grafton, Sue B.; Woods, William C.; and Young, James C.: Aerodynamic Characteristics of a Proposed Personnel Launch System (PLS) Lifting-Body Configuration at Mach Numbers From 0.05 to 20.3. NASA TM-101641, 1989.
- [5] Ware, George M.: Transonic Aerodynamic Characteristics of a Proposed Assured Crew Return Capability (ACRC) Lifting-Body Configuration. NASA TM-4117, 1989.