

Aerodinamičke značajke konfiguracije krilo-kanard

Kamenjašević, Matteo

Undergraduate thesis / Završni rad

2022

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://um.nsk.hr/um:nbn:hr:235:628299>

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

Download date / Datum preuzimanja: **2024-07-15**

Repository / Repozitorij:

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



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

ZAVRŠNI RAD

Matteo Kamenjašević

Zagreb, 2022.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

ZAVRŠNI RAD

AERODINAMIČKE ZNAČAJKE KONFIGURACIJE KANARD-KRILO

Mentori:

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

Student:

Matteo Kamenjašević

Zagreb, 2022.

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

Zahvaljujem mentoru prof. dr. sc. Milanu Vrdoljaku i asistentu Marijanu Andriću na prenesenom znanju, savjetima i suradnji tijekom izrade završnog rada i tijekom cijelog studija.

Matteo Kamenjašević



Sveučilište u Zagrebu Fakultet strojarstva i brodogradnje	
Datum	Prilog
Klasa: 602 - 04 / 22 - 6 / 1	
Ur.broj: 15 - 1703 - 22 -	

ZAVRŠNI ZADATAK

Student: **Matteo Kamenjašević** JMBAG: **0035217207**

Naslov rada na hrvatskom jeziku: **Aerodinamičke značajke konfiguracije kanard-krilo**

Naslov rada na engleskom jeziku: **Aerodynamic characteristics of canard-wing configuration**

Opis zadatka:

Za kanard konfiguracije poznato je da su aerodinamički učinkovitije s aspekta upravljanja te se često primjenjuju za konfiguracije borbenih lovačkih zrakoplova, poput zrakoplova Dassault Rafale. Zbog značajnog utjecaja vrtložnog traga kanarda na krilo za procjenu aerodinamičkih značajki uzgona i momenta propinjanja zadovoljavajuće rezultate daju metode temeljene na raspodjeli vrtložnih niti, poput metode noseće linije ili metode vrtložne rešetke.

Predmet rada je primjena navedenih metoda za određivanje aerodinamičkih značajki sile uzgona i momenta propinjanja konfiguracije kanard-krilo pri malim brzinama. Za odabranu konfiguraciju potrebno je:

- prikazati geometriju i sve korištene podatke;
- odrediti aerodinamičke značajke uzgona i momenta propinjanja izoliranog krila te izoliranog kanarda;
- odrediti aerodinamičke značajke uzgona i momenta propinjanja krila u prisustvu kanarda;
- usporediti rezultate s dostupnim podacima, odnosno s rezultatima drugih metoda.

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

Zadatak zadan:

30. 11. 2021.

Zadatak zadan:

Prof. dr. sc. Milan Vrdoljak

Datum predaje rada:

1. rok: 24. 2. 2022.
2. rok (izvanredni): 6. 7. 2022.
3. rok: 22. 9. 2022.

Predviđeni datumi obrane:

1. rok: 28. 2. – 4. 3. 2022.
2. rok (izvanredni): 8. 7. 2022.
3. rok: 26. 9. – 30. 9. 2022.

Predsjednik Povjerenstva:

Prof. dr. sc. Milan Vrdoljak

Sadržaj

Sadržaj.....	I
Popis slika.....	II
Popis tablica.....	IV
Popis oznaka.....	V
Sažetak.....	VII
Summary.....	VIII
1. Uvod.....	1
2. Geometrijske karakteristike konfiguracije.....	3
3. Metode proračuna.....	9
3.1. 2D panelna metoda.....	9
3.2. Metoda vrtložne rešetke.....	12
3.3. Određivanje sile uzgona i momenta propinjanja.....	14
3.4. Metoda projektne aerodinamike.....	15
3.4.1. Krilo.....	15
3.4.2. Kanard.....	16
3.4.3. Konfiguracija.....	17
3.5. 3D panelna metoda.....	19
4. Analiza u programu XFLR5.....	22
4.1. 2-D analiza aeroprofila.....	22
4.2. Krilo.....	25
4.2.1. Model u XFLR5-u.....	25
4.2.2. Analiza i rezultati za krilo.....	27
4.3. Kanardi.....	31
4.3.1. Model kanara u XFLR5-u.....	31
4.3.2. Analiza i rezultati za kanare.....	32
4.4. Konfiguracija.....	36
4.4.1. Model konfiguracije u XFLR5-u.....	36
4.4.2. Analiza i rezultati za konfiguraciju.....	38
5. Zaključak.....	46
Literatura.....	48

Popis slika

Slika 1.1: <i>Dassault Rafale</i> [2].....	2
Slika 2.1: 3D model borbenog zrakoplova [3].....	4
Slika 2.2: Dimenzije krila prikazane u metrima	5
Slika 2.3: Dimenzije kanarda prikazane u metrima	6
Slika 2.4: Dimenzije konfiguracije prikazane u metrima	7
Slika 2.5: Aeroprofil krila.....	8
Slika 2.6: Aeroprofil kanarda.....	8
Slika 3.1: Diskretizirani aeroprofil [5].....	9
Slika 3.2: Točka P i k-ti elementi [5].....	10
Slika 3.3: VLM1 [8].....	13
Slika 3.4: VLM2 [8].....	14
Slika 3.5: Shema konfiguracije krilo – kanard i prikaz savijanja struje	18
Slika 3.6: Aproksimacija površine krila panelima [6]	20
Slika 3.7: Prikaz dipola na gornjaci, donjaci i vrtlogu [6]	20
Slika 4.1: Aeroprofil krila u XFOIL-u	23
Slika 4.2: Aeroprofil kanarda u XFOIL-u	24
Slika 4.3: Paneli na aeroprofilu krila	24
Slika 4.4: Paneli na aeroprofilu kanarda	25
Slika 4.5: Model krila	25
Slika 4.6: Paneli na krilu.....	26
Slika 4.7: Krilo po napadnim kutem od 8°	27
Slika 4.8: Krilo pod napadnim kutem od -8°	28
Slika 4.9: Dijagram $C_L - \alpha$ za krilo	29
Slika 4.10: Dijagram $C_m - \alpha$ za krilo	30
Slika 4.11: Model kanarda	31
Slika 4.12: Paneli na kanardu.....	31

Slika 4.13: Otklon kanarda za 8°	32
Slika 4.14: Otklon kanarda za -8°	33
Slika 4.15: Dijagram $C_L - \alpha$ za kanard	34
Slika 4.16: Dijagram $C_m - \alpha$ za kanard	35
Slika 4.17: Model konfiguracije	36
Slika 4.18: Udaljenost kanarda od krila po visini	37
Slika 4.19: Paneli na konfiguraciji kanard-krilo	37
Slika 4.20: Konfiguracija pod napadnim kutem od 6°	38
Slika 4.21: Konfiguracija pod napadnim kutem od -6°	39
Slika 4.22: Dijagram $C_L - \alpha$ za konfiguraciju	40
Slika 4.23: Dijagram $C_m - \alpha$ za konfiguraciju	41
Slika 4.24: Udaljenost kanarda od krila $x = 0,3$ m	42
Slika 4.25: Udaljenost kanarda od krila $x = 0,5$ m	42
Slika 4.26: Dijagram $C_L - \alpha$ za različite udaljenosti	43
Slika 4.27: Dijagram $C_m - \alpha$ za različite udaljenosti	44

Popis tablica

Tablica 2.1: Geometrijske značajke krila s podtrupnim dijelom	3
Tablica 2.2: Geometrijske značajke kanarda s podtrupnim dijelom.....	3
Tablica 4.1: Koeficijenti uzgona za krilo.....	29
Tablica 4.2: Koeficijenti sile uzgona za krilo	30
Tablica 4.3: Koeficijenti sile uzgona za kanard.....	34
Tablica 4.4: Koeficijenti momenta propinjanja kanarda.....	35
Tablica 4.5: Koeficijenti uzgona za konfiguraciju.....	40
Tablica 4.6: Koeficijenti momenti propinjanja konfiguracije.....	41
Tablica 4.7: Koeficijenti sile uzgona za različite udaljenosti	43
Tablica 4.8: Koeficijenti momenta propinjanja za različite udaljenosti	45

Popis oznaka

Oznaka	Jedinica	Opis
A	-	matrica utjecaja vrtloga
AR_w	-	vitkost krila
AR_c	-	vitkost kanarda
b_w	m	raspon krila
b_c	m	raspon kanarda
C_{La}	-	gradijent sile uzgona po napadnom kutu
$C_{L\delta m}$	-	gradijent sile uzgona po odklonu upravljačkih površina
C_{L0}	-	koeficijent sile nultog uzgona
C_{ma}	-	gradijent momenta propinjanja po napadnom kutu
$C_{m\delta m}$	-	gradijent momenta propinjanja po odklonu upravljačkih površina
C_{m0}	-	koeficijent nultog momenta propinjanja
c_A	m	aerodinamička tetiva
c_r	m	duljina korijenske tetive
c_t	m	duljina vršne tetive
c_{la}	-	gradijent sile uzgona aeroprofila
h	m	udaljenost kanarda od krila po visini
i_c	°	postavni kut kanarda
i_w	°	postavni kut krila
L	N	sila uzgona
M	Nm	moment propinjanja
Re	-	Reynoldsov broj
S_c	m ²	površina kanarda

S_w	m^2	površina krila
\mathbf{V}	-	vektor brzine
V_∞	m/s	brzina nastrujavanja zraka
x_A	m	aerodinamička apscisa
q_∞	N	referentna sila
α	rad	napadni kut
β	-	koeficijent stlačivosti
δ_m	rad	otklon kormila visine
Λ	°	kut strijele
$\mathbf{\Gamma}$	-	vektor cirkulacije
γ	m^2/s	gustoća vrtloga
ν	m^2/s	kinematička viskoznost

Indeksi**Opis**

$()_c$	gradijent od kanarda
$()_w$	gradijent od krila
$()_{\overline{w}}$	gradijent od krila uz utjecaj kanarda
$()_{cw}$	gradijent konfiguracije krilo - kanard

Sažetak

U ovom završnom radu analiziraju se aerodinamičke značajke konfiguracije krilo – kanard nalik na borbeni zrakoplov *Dassault Rafale*. Geometrija promatrane konfiguracije odabrana za analizu je umanjena u odnosu na prikupljene podatke geometrije promatranog zrakoplova. Nakon definiranja geometrije provodi se analiza aerodinamičkih koeficijenata posebno za izolirano krilo, izolirani kanard i konfiguraciju. U radu je proveden proračun aerodinamičkih koeficijenata metodom projektne aerodinamike koji su se uspoređivali rezultatima dobivenim metodom vrtložne rešetke i 3D panelnom metodom.

Ključne riječi: konfiguracija krilo – kanard, bikonveksni aeroprofil, metoda vrtložne rešetke, koeficijent sile uzgona i momenta propinjanja

Summary

In this paper aerodynamic features of wing – canard configuration which are similar to fighter aircraft *Dassault Rafale* are analyzed. Geometry of analyzed configuration is scaled down in respect to researched geometry data of fighter aircraft. After defining the geometry, analysis of aerodynamic coefficients is conducted separately for isolated wing, isolated canard and configuration. Calculation of aerodynamic coefficients is conducted using method of projected aerodynamics and this results are compared with results which are calculated using vortex lattice method and 3D panel method.

Keywords: configuration wing – canard, biconvex airfoil, vortex lattice method, coefficient of lift and pitch moment

1. Uvod

Veliki inženjerski pothvati predstavljaju ključne točke razvoja civilizacije. Od najranijih vremena čovjek je težio prema visinama. Konstruiranje zrakoplova svakako je jedan od najznačajnijih konstruktorskih dosega inženjerske struke. Pri proračunu zrakoplova nužno je poznavanje ponašanja samog zrakoplova. Ponašanje podrazumijeva sile i momente koji se javljaju prilikom leta te njihov utjecaj na zrakoplov. Aerodinamika daje zakonitosti strujanja zraka oko promatrane konture. Pri konstruiranju i proizvodnji zrakoplova nužno je poznavanje tih zakonitosti.

Zbog svojih odličnih manevarskih sposobnosti, velike brzine leta i samog dojma kojeg ostavljaju na pojedinca, tema ovog rada je analiza aerodinamičkih značajki konfiguracije krilo – kanard na zrakoplovu nalik na lovca *Dassault Rafale*. S obzirom da su lovački zrakoplovi, odnosno njihove performanse i konstrukcijske značajke nedostupni javnosti, potrebno je procijeniti samu geometriju i uzeti određene pretpostavke.

Proračun aerodinamičkih koeficijenata analitičkim putem vrlo je kompleksan, no razvoj suvremenih računala i numeričkih metoda omogućio je visoku točnost pri rješavanju složenih inženjerskih problema. Za analizu je izabran programski paket *XFLR5* [1]. To je program za male Reynoldsove brojeve i za manje zrakoplove te je u tom slučaju konfiguracija modelirana u umanjenom mjerilu. Pretpostavlja se subsonično i nestlačivo strujanje.

Prvi korak analize je procjenjivanje dimenzija konfiguracije na temelju pronađenih podataka. Zatim su opisane metode koje se koriste za analizu te kojima će se potom uspoređivati dobivene vrijednosti koeficijenta uzgona i momenta propinjanja. Nakon toga slijedi modeliranje u programu *XFLR5* i sama analiza s time da će se svaka konfiguracija posebno proučavati kao izolirano krilo, izolirani kanard i konfiguracija krilo-kanard. Konačno, uspoređuje se utjecaj pomaka kanarda od krila na silu uzgona i momenta propinjanja. Za prikaz dijagrama i izračun aerodinamičkih koeficijenata izabran je programski paket *Matlab*.



Slika 1.1: Dassault Rafale [2]

2. Geometrijske karakteristike konfiguracije

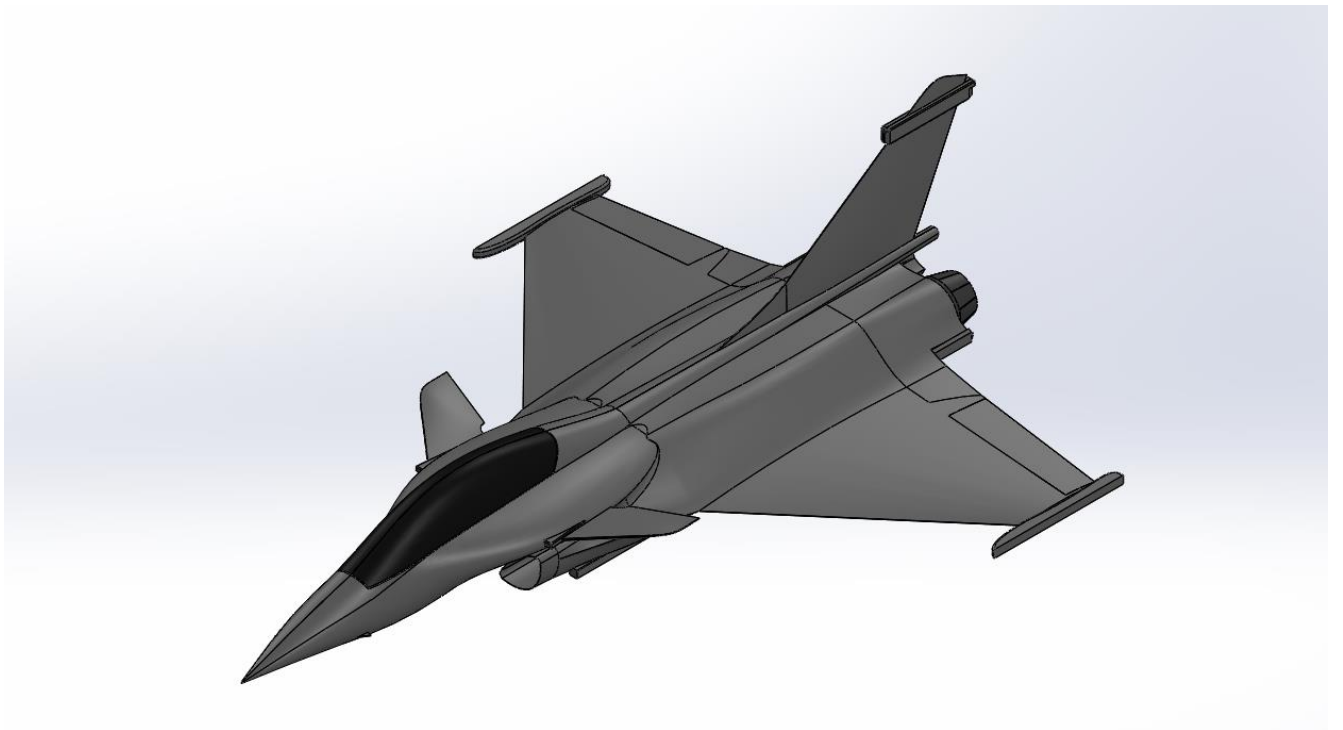
U ovom poglavlju prikazat će se geometrijske značajke konfiguracije nalik na borbeni zrakoplov *Dassault Rafale*. Od interesa je analizirati konfiguraciju krila i kanarda te su u tablicama 2.1 i 2.2 prikazane njihove geometrijske karakteristike. Zbog nedostupnih podataka o borbenom zrakoplovu podaci su se procijenili na temelju 3D modela u programu SolidWorks prikazanog na Slici 2.1., a na Slici 2.2 su prikazane osnovne dimenzije potrebne za izračun aerodinamičkih koeficijenata. Također, valja napomenuti da su neke karakteristike izračunate u programu *XFLR5*. Geometrija promatrane konfiguracije je prikazana u umanjenom mjerilu 1:10 u odnosu na prave dimenzije borbenog zrakoplova *Dassault Rafale*.

Tablica 2.1: Geometrijske značajke krila s podtrupnim dijelom

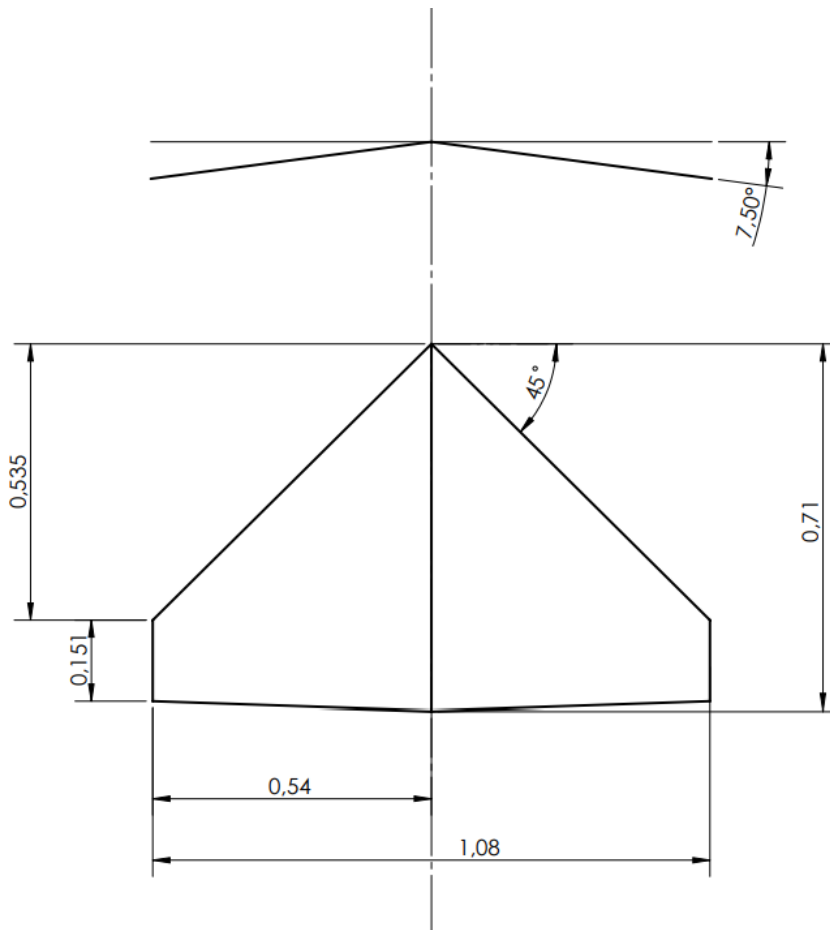
Korijenska tetiva	$c_r = 0,71$ m
Vršna tetiva	$c_t = 0,151$ m
Suženje krila	$\lambda_w = 0,21$
Raspon dva krila	$b_w = 1,08$ m
Strijela prednjeg ruba	$\Lambda_{LE} = 45^\circ$
Površina krila	$S_w = 0,468$ m ²
Vitkost krila	$AR_w = 2,49$
Postavni kut krila	$i_w = 0^\circ$
Kut dihedrala krila	$\nu_w = 5^\circ$

Tablica 2.2: Geometrijske značajke kanarda s podtrupnim dijelom

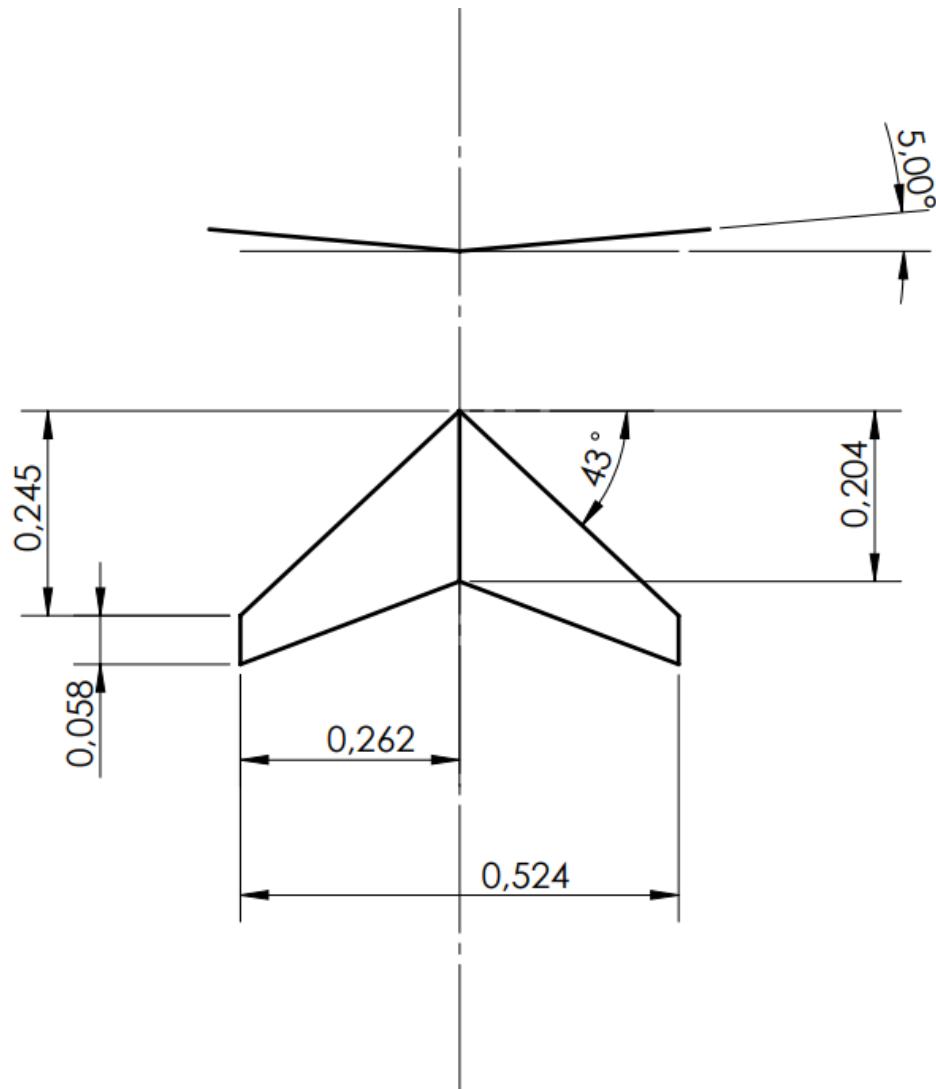
Korijenska tetiva	$c_r = 0,204$ m
Vršna tetiva	$c_t = 0,058$ m
Suženje krila	$\lambda_c = 0,28$
Raspon kanarda	$b_c = 0,524$ m
Strijela prednjeg ruba horizontalca	$\Lambda_{LE} = 43^\circ$
Udaljenost vrha kanarda od vrha krila	$x = 0,177$ m
Površina kanarda	$S_c = 0,068$ m ²
Vitkost kanarda	$AR_c = 4,038$
Položaj kanarda u odnosu na krilo po visini	$h = 0,05$ m
Kut dihedrala kanarda	$\nu_c = 7,5^\circ$



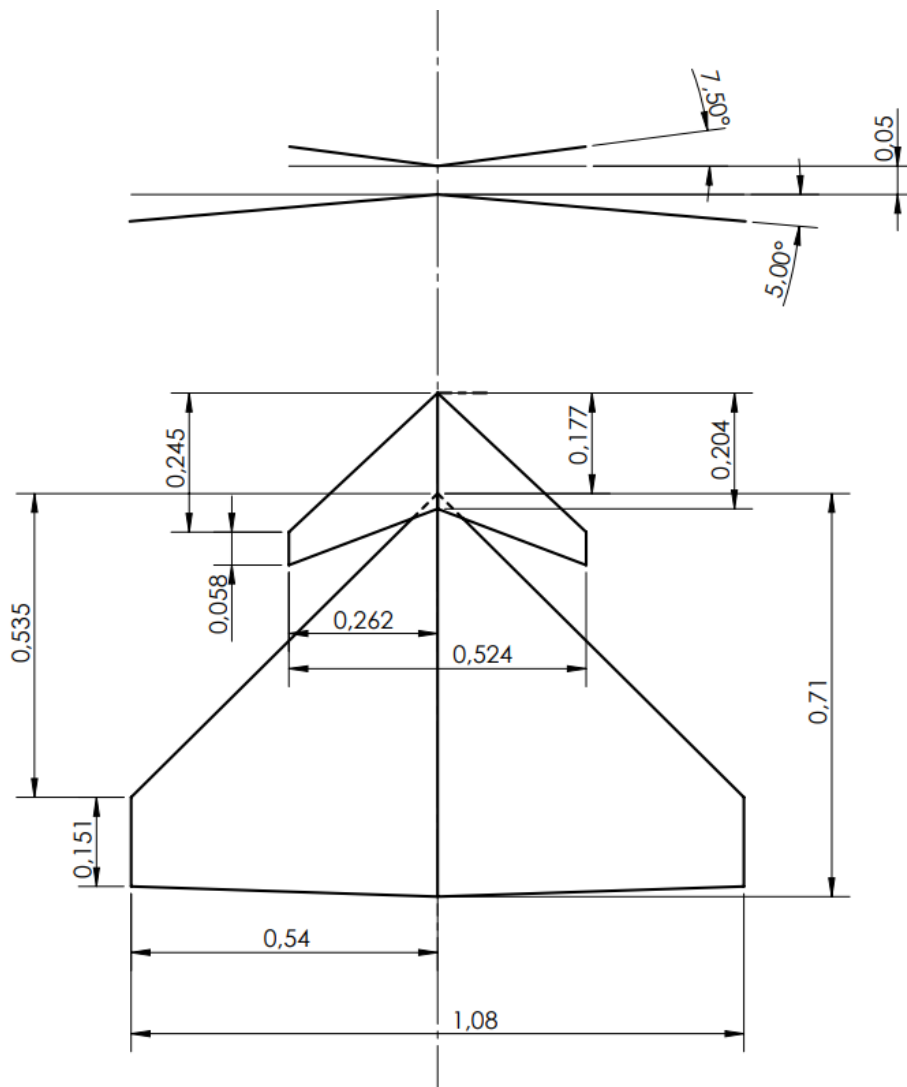
Slika 2.1: 3D model borbenog zrakoplova [3]



Slika 2.2: Dimenzije krila prikazane u metrima

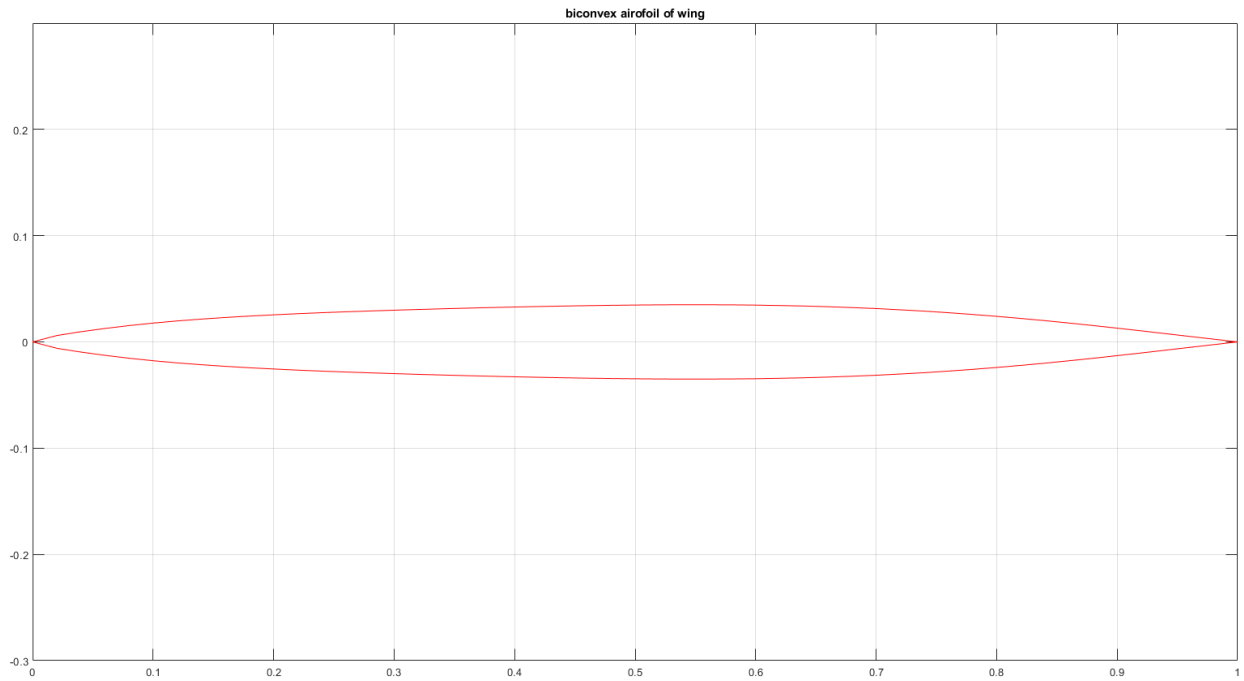


Slika 2.3: Dimenzije kanarda prikazane u metrima

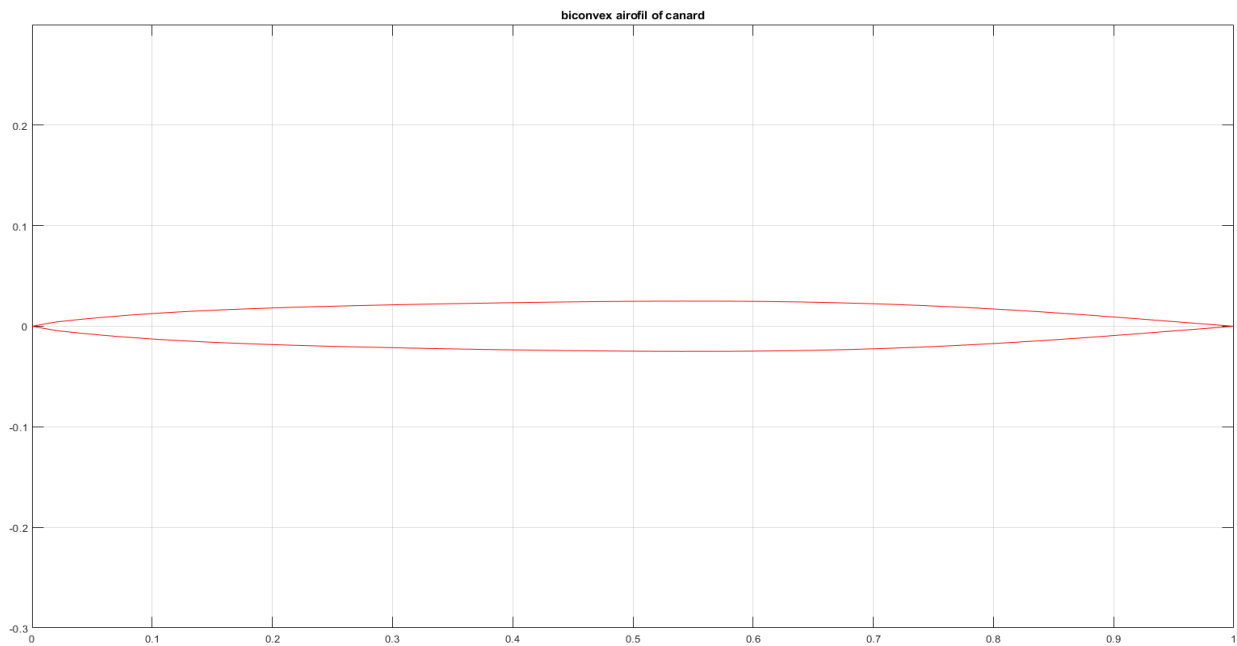


Slika 2.4: Dimenzije konfiguracije prikazane u metrima

Za aeroprofil krila i kanarda pretpostavljen je bikonveksni aeroprofil relativne debljine 7%, odnosno 5%. Koristeći program *Matlab* na slici 2.3 i 2.4 prikazani su aeroprofili za krilo i kanard.



Slika 2.5: Aeroprofil krila



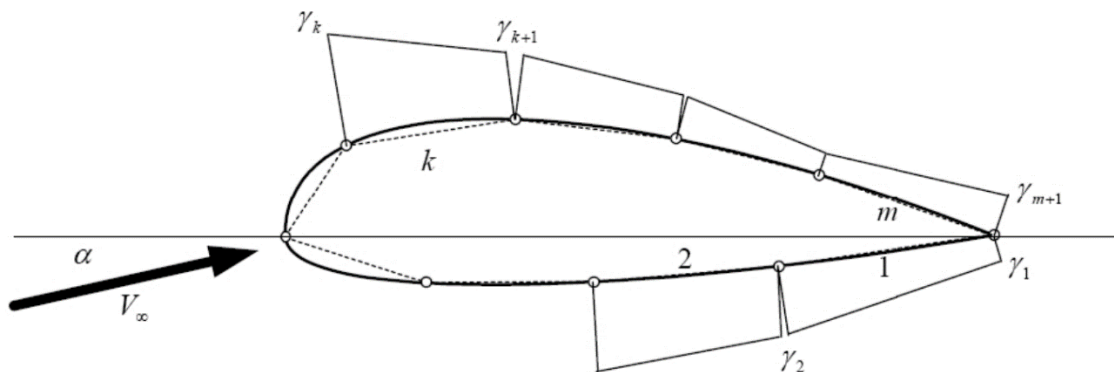
Slika 2.6: Aeroprofil kanarda

3. Metode proračuna

Za određivanje aerodinamičkih koeficijenata koristit će se tri metode: 2D panelna metoda (za analizu aeroprofila), metoda vrtložne rešetke, metoda projektne aerodinamike i 3D panelna metoda.

3.1. 2D panelna metoda

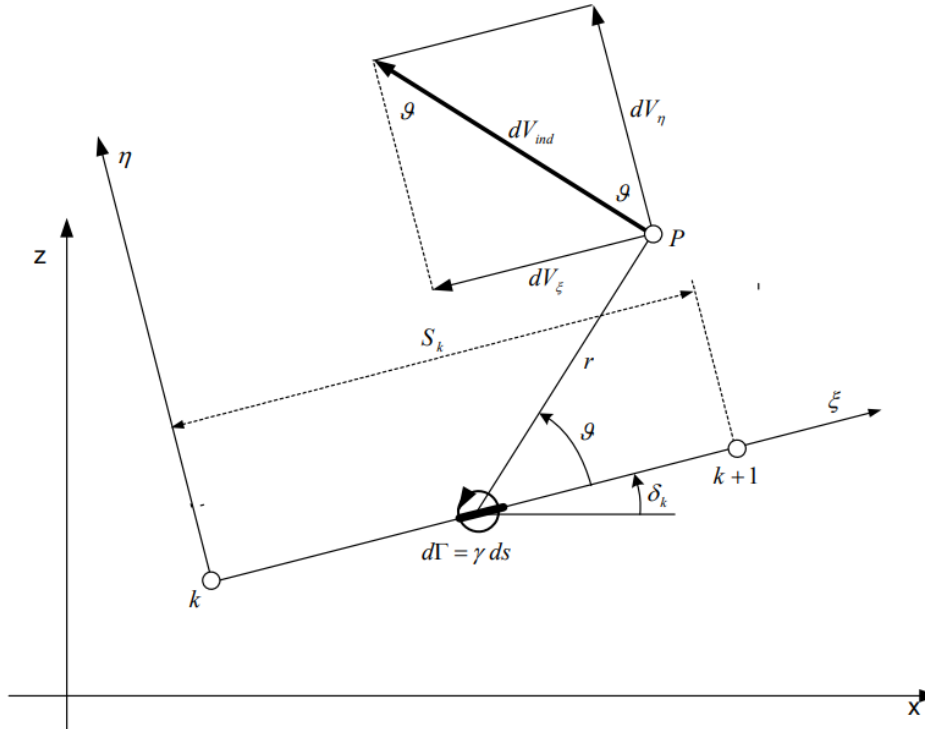
Kako bi se izračunali aerodinamički koeficijenti promatranih konfiguracija potrebno je prije izvršiti 2D analizu aeroprofila u programu *XFOIL* [4]. To je program koji je zasnovan za analizu aeroprofila pomoću 2D panelne metode. Prema Slici 3.1. kontura aeroprofila diskretizirana je na m pravocrtnih elemenata. Krajnje točke elemenata nazivaju se čvorovi i u svakom od čvorova djeluje gustoća vrtloga $\gamma = \frac{d\Gamma}{ds}$ koja se linearno mijenja duž elementa k [5].



Slika 3.1: Diskretizirani aeroprofil [5]

Prema [5] nužno je da budu zadovoljeni rubni uvjeti o neporemećenoj brzini iz beskonačnosti i da je brzina na konturi aeroprofila tangencijalna.

Za lakši proračun postavlja se novi koordinatni sustav ζ, η čije je ishodište na početku segmenta u čvoru k prema čvoru $k + 1$. Promatra se točka P čije su koordinate ζ_p, η_p kao što je prikazano na Slici 3.2.



Slika 3.2: Točka P i k-ti elementi [5]

Da bi se izračunala inducirana brzina točke P, potrebno je odrediti udaljenost točke P od elementarnog vrtloga prema izrazu,

$$r^2 = (\zeta_p - \zeta)^2 + \eta_p^2. \quad (3.1)$$

Tada se pomoću dobivene udaljenosti r može izračunati inducirana elementarna brzina u točki P:

$$dV_{ind} = \frac{\gamma ds}{2\pi r}. \quad (3.2)$$

Radi lakšeg računanja komponente inducirane brzine svih elementarnih vrtloga na k -tom elementu su se računale pomoću bezdimenzijskih veličina čiji su integrali isključivo funkcije geometrije, odnosno ne ovise o brzini nastujavanja V_∞ i napadnom kutu α . Nakon prebacivanja u x, y koordinatni sustav pomoću jednadžbi transformacija i integracije krivoljnog integrala u negativnom smjeru, komponente inducirane brzine u točki P od svih elemenata bit će:

$$u_p = -\sum u_k = -\sum (V_{\xi k} \cos\delta_k - V_{\eta k} \sin\delta_k) \quad (3.3)$$

$$w_p = -\sum w_k = -\sum (V_{\xi k} \sin\delta_k + V_{\eta k} \cos\delta_k). \quad (3.4)$$

Na kraju, zbrajanjem komponenta brzine prije poremećaja i komponenta poremećaja brzine u_p , w_p dobiju se komponente brzine u točki P

$$V_{xp} = V_\infty \cos\alpha + u_p \quad (3.5)$$

$$V_{zp} = V_\infty \sin\alpha + w_p \quad (3.6)$$

Ako se točka P nalazi na konturi aeroprofila onda se ona naziva kontrolna točka. Prema [5], u toj točki mora biti ispunjen uvjet da je normalna komponenta brzine jednaka nuli. Pomoću matrica C_{n1} i C_{n2} dolazi se do m jednadžbi za $m+1$ nepoznatih gustoća. U čvoru na izlaznom rubu gustoća je zbroj gustoća na početku prvog elementa i na kraju m -tog elementa

$$\gamma = \gamma_1 + \gamma_{m+1}. \quad (3.7)$$

Kako prema Kuttinom uvjetu koji kaže da brzine na izlaznom bridu moraju biti jednake, odnosno gustoća vrtloga na izlaznom rubu je jednaka nuli, dobije se jednadžba

$$\gamma_1 + \gamma_{m+1} = 0. \quad (3.8)$$

Konačno, brzina optjecanja u kontrolnoj točki dana je jednadžbom:

$$\bar{V}_j = \cos(\delta_j - \delta_k) + \sum A_{tjk} \gamma'_k \quad (3.9)$$

3.2. Metoda vrtložne rešetke

U svrhu proračuna aerodinamičkih koeficijenata u analizi dinamike fluida koristi se metoda vrtložne rešetke (*Vortex Lattice Method*, VLM). Ona modelira uzgonske površine, primjerice krilo zrakoplova, kao beskonačan tanak sloj vrtloga po rasponu i tetivi za računanje uzgona i inducirano otpora. Zanemaruje se utjecaj viskoznosti i debljina [6].

Svaka uzgonska površina (modelirana kao ravna ploča) je podijeljena na m elemenata po rasponu i tetivi, na kojima je smješten jedan potkovičasti vrtlog. Svaki krak tog potkovičastog vrtloga ima istu snagu cirkulacije Γ_i , te induciranu brzinu u bilo kojoj točki polja [7].

Centralni dio tog vrtloga leži na jednoj četvrtini tetive tog elementa, a bočni krakovi se protežu u beskonačnost u smjeru brzine nastrujavanja [6]. Kontrolna točka elementa nalazi se na tri četvrtine tetive tog elementa te je u njoj zadovoljen rubni uvjet o nepromočivoj stijenci,

$$V_{CP,i} \cdot n_i = 0. \quad (3.10)$$

Cirkulacija se računa prema izrazu,

$$\mathbf{A}\mathbf{\Gamma} = \mathbf{V} \quad (3.11)$$

$$\begin{pmatrix} a_{11} & a_{12} & \cdots & a_{1m} \\ a_{21} & a_{22} & \cdots & a_{2m} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ a_{m1} & a_{m2} & \cdots & a_{mm} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \Gamma_1 \\ \Gamma_2 \\ \vdots \\ \Gamma_m \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -V_\infty n_1 \\ -V_\infty n_2 \\ \vdots \\ -V_\infty n_k \end{pmatrix}$$

gdje su a_{ij} koeficijenti utjecaja vrtloga j na kontrolnu točku i , $\mathbf{\Gamma}$ je vektor cirkulacije, \mathbf{V} vektor brzine okomite na segment u kontrolnoj točki, a n_k je jedinična normala na k -ti segment.

Pomoću izračunatih cirkulacija izračunati će se prirast sile uzgona na svakom segmentu prema teoremu Kutta-Žukovskog

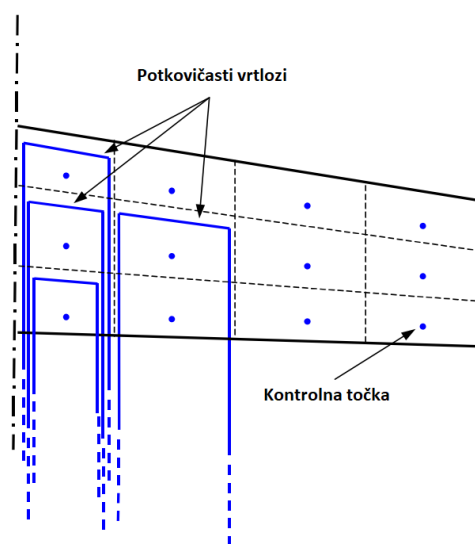
$$\Delta L_{ij} = \rho V_{\infty} (\Gamma_{i,j} - \Gamma_{i-1,j}) \Delta y_{ij}, \quad i > 1 \quad (3.12)$$

gdje je $i = 1, \dots, M$, $j = 1, \dots, N$ i Δy_{ij} predstavlja širinu panela [6].

Kad je segment na napadnom rubu ($i = 1$), onda vrijedi

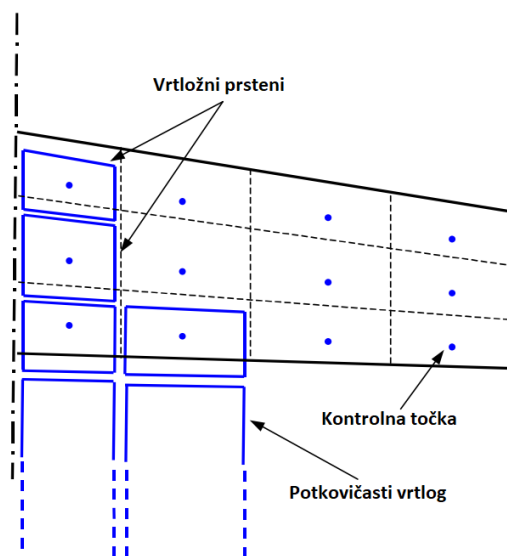
$$\Delta L_{ij} = \rho V_{\infty} \Gamma_{i,j} \Delta y_{ij}. \quad (3.13)$$

Metoda vrtložne rešetke može se postaviti na način da se promatra posebno potkovičasti vrtlog (VLM1),



Slika 3.3: VLM1 [8]

i kao vrtložni prsten s izlaznim potkovičastim vrtlogom (VLM2) [8]. Prednost VLM2 nad VLM1 je veća računalna efikasnost, odnosno u manjem vremenu dobiveni su skoro identični rezultati te je u nastavku proračuna u programskom paketu *XFLR5* odabrana VLM2 metoda.



Slika 3.4: VLM2 [8]

3.3. Određivanje sile uzgona i momenta propinjanja

Za djelovanje zraka na zrakoplov definira se referentna sila koja je umnožak referentnog tlaka i referentne površine [9]. Referentni tlak je dinamički tlak koji je jednak brzini leta, ali je suprotnog smjera

$$q_{\infty} = \frac{\rho V^2}{2}. \quad (3.14)$$

Za referentnu površinu uzima se površina krila s nepostojećim dijelom kroz trup zrakoplova, isto vrijedi i za kanarde [9].

U praksi se za računanje sile uzgona i momenta propinjanja određuju njihovi bezdimenzijski koeficijenti C_L i C_m . To su bezdimenzijske veličine dobivene dijeljenjem sile uzgona i referentne sile,

$$C_L = \frac{L}{q_{\infty} \cdot S_{ref}} \quad (3.15)$$

odnosno momenta i referentnog momenta gdje je c_A duljina tetive krila,

$$C_m = \frac{M}{q_\infty S_{ref} c_A}. \quad (3.16)$$

Aerodinamički koeficijenti prikazani su kao funkcija u zavisnosti od napadnog kuta α i otklona kormila visine δ_m

$$C_L = f(\alpha, \delta_m), \quad (3.17)$$

$$C_m = f(\alpha, \delta_m). \quad (3.18)$$

Ako se ove funkcije razviju u red, dobije se linearizirani model koeficijenata sile uzgona i momenta propinjanja

$$C_L = C_{L0} + C_{L\alpha} \alpha + C_{L\delta m} \delta_m, \quad (3.19)$$

$$C_m = C_{m0} + C_{m\alpha} \alpha + C_{m\delta m} \delta_m. \quad (3.20)$$

3.4. Metoda projektne aerodinamike

Na iznos sile uzgona i momenta propinjanja utječe krilo i kanard. Aerodinamičke koeficijente cijele konfiguracije može se dobiti principom superpozicije, tako da se svaki dio konfiguracije proračuna zasebno te se kasnije dobiveni koeficijenti zbroje [9]. Prvo će se proračunati izolirano krilo pa izolirani kanard te konačno cijela konfiguracija krilo – kanard.

3.4.1. Krilo

S obzirom da je postavni kut krila i kut nultog uzgona aeroprofila jednak nuli, pretpostavlja se da su koeficijenti C_{L0} i C_{m0} krila jednak nuli.

Pomoću podataka iz Tablice 2.1. odredit će se gradijent sile uzgona po napadnom kutu:

$$(C_{L\alpha})_W = \frac{2\pi AR}{2 + \sqrt{4 + \left(\frac{2\pi AR}{c_{l\alpha}}\right)^2 \left(1 + \frac{tg^2 \Delta m}{\beta^2}\right)}} = 2,6 \quad (3.21)$$

Da bi se odredio gradijent momenta po napadnom kutu, potrebno je odrediti krak sile uzgona koja radi moment oko vrha krila. Udaljenost hvatišta sile uzgona od aerodinamičkog ishodišta krila podijeljena s aerodinamičkom tetivom iznosi

$$\bar{h}_c = 0,48 \quad (3.22)$$

a pošto je referentna točka u vrhu krila onda je

$$\bar{h}_m = 0,43. \quad (3.23)$$

Nakon toga gradijent momenta po napadnom kutu za krilo iznosi

$$(C_{m\alpha})_W = (C_{L\alpha})_W (\bar{h}_m - \bar{h}_c) = -2,3 \quad (3.24)$$

3.4.2. Kanard

Postupak određivanja aerodinamičkih koeficijenata kanarda isti je kao i kod krila te je

$$(C_{L\alpha})_c = \frac{2\pi AR}{2 + \sqrt{4 + \left(\frac{2\pi AR}{c_{l\alpha}}\right)^2 \left(1 + \frac{tg^2 \Delta m}{\beta^2}\right)}} = 2,9 \quad (3.25)$$

a za parametre

$$\bar{h}_c = 0,53 \text{ i} \quad (3.26)$$

$$\bar{h}_m = -0,69 \quad (3.27)$$

gradijent momenta po napadnom kutu za kanard iznosi

$$(C_{m\alpha})_c = (C_{L\alpha})_c (\bar{h}_m - \bar{h}_c) = -3,5 \quad (3.28)$$

3.4.3. Konfiguracija

Utjecaj kanarda na krilo modelira se savijanjem struje $\partial\varepsilon/\partial\alpha$ i glasi:

$$\frac{\partial\varepsilon}{\partial\alpha} = 4,44 (K_A K_\lambda K_H \sqrt{\cos\Lambda_{1/4}})^{1,19}, \quad (3.29)$$

gdje su

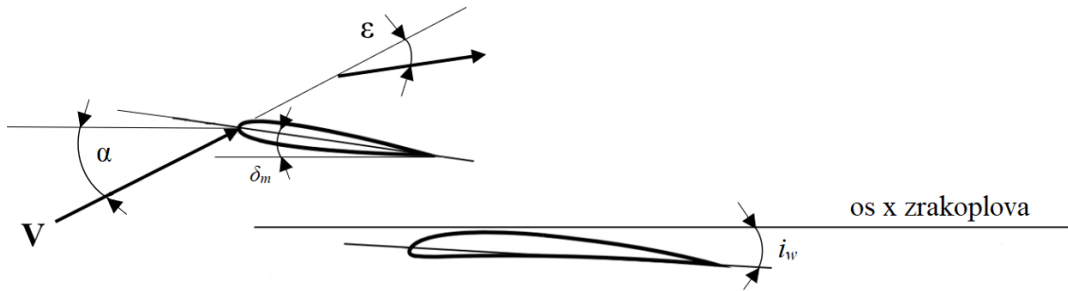
$$K_A = \frac{1}{1+(AR_c)^{1,7}}, \quad (3.30)$$

$$K_\lambda = \frac{10-3\lambda_c}{7}, \quad (3.31)$$

$$K_H = \frac{1-\frac{h}{b_c}}{\sqrt[3]{\frac{l_{cw}-l_{cc}}{b_c/2}}}. \quad (3.32)$$

Slijedi da savijanje struje za promatranu konfiguraciju iznosi

$$\frac{\partial\varepsilon}{\partial\alpha} = 0,24. \quad (3.33)$$



Slika 3.5: Shema konfiguracije krilo – kanard i prikaz savijanja struje

Također, pošto su postavni kutovi krila i kanarda te kutovi nultog uzgona oba aeroprofila jednaki nuli, vrijedit će da su $(C_{L0})_{cW}$ i $(C_{m0})_{cW}$ jednaki nuli.

Gradijent sile uzgona po napadnom kutu za konfiguraciju $(C_{L\alpha})_{cW}$, dobiva se prema sljedećem izrazu:

$$(C_{L\alpha})_{cW} = (C_{L\alpha})_{\overline{W}} + (C_{L\alpha})_c \cdot \frac{S_c}{S_w} \quad (3.34)$$

gdje je

$$(C_{L\alpha})_{\overline{W}} = (C_{L\alpha})_W \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) \quad (3.35)$$

te on iznosi

$$(C_{L\alpha})_{cW} = 2,4. \quad (3.36)$$

Gradijent sile uzgona po otklonu upravljačke površine računa se prema izrazu:

$$(C_{L\delta m})_{cW} = (C_{L\delta m})_{\overline{W}} + (C_{L\alpha})_c \cdot \frac{S_c}{S_w} \quad (3.37)$$

gdje je

$$(C_{L\delta m})_{\overline{W}} = - (C_{L\alpha})_W \cdot \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}, \quad (3.38)$$

i iznosi

$$(C_{L\delta m})_{cW} = -0,2. \quad (3.39)$$

Krak sile uzgona do vrha krila sada se mijenja pod prisustvom kanarda i ono će nakon sređivanja iznositi:

$$\bar{l} = \left(\frac{x - x_{Ac} - h_{cc} \cdot c_{Ac}}{c_{AW}} \right) = 0,004, \quad (3.40)$$

gdje je x udaljenost vrha kanarda od vrha krila, x_{Ac} je položaj aerodinamičke tetive kanarda, h_{cc} hvatište sile uzgona kanarda, c_{Ac} aerodinamička tetiva kanarda i c_{AW} aerodinamička tetiva krila.

Nakon određivanja kraka gradijent momenta propinjanja po napadnom kutu iznosi

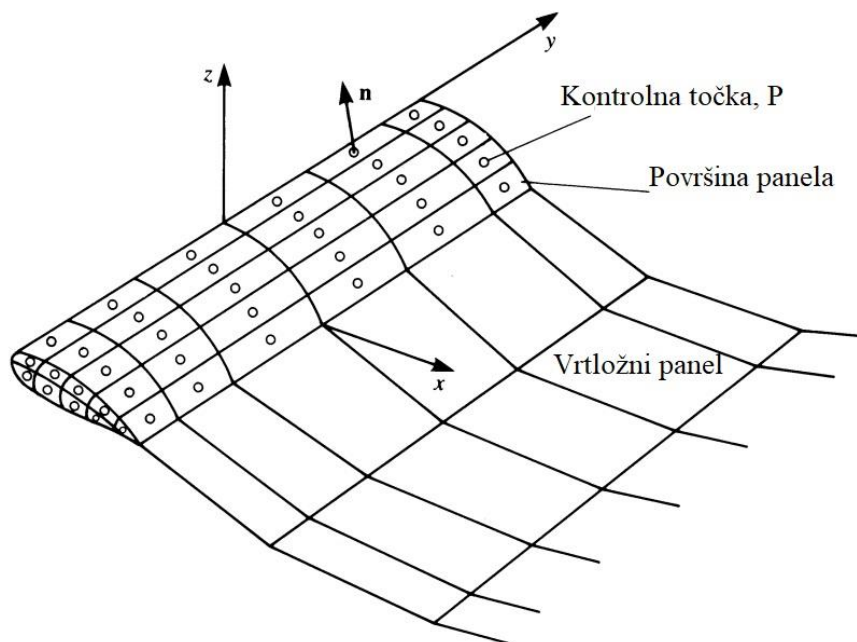
$$(C_{m\alpha})_{cW} = (C_{L\alpha})_{\overline{W}} (\bar{h}_m - \bar{h}_c) + (C_{L\alpha})_c \cdot \bar{l} \cdot \frac{S_c}{S_w} = -1,8, \quad (3.41)$$

a gradijent momenta propinjanja po otklonu upravljačkih površina iznosi

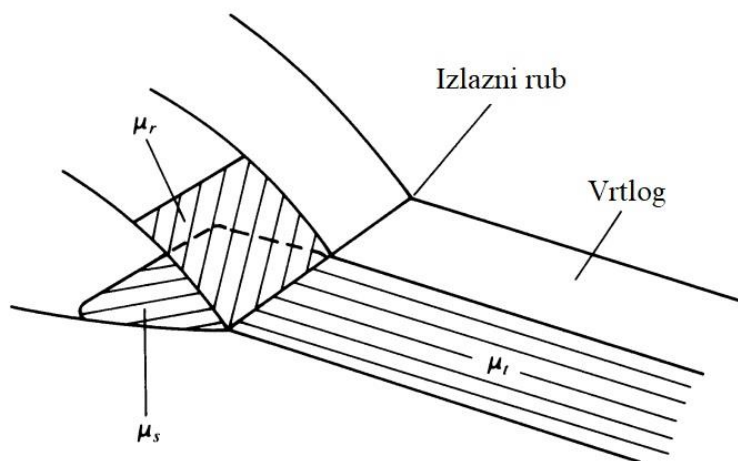
$$(C_{m\delta m})_{cW} = (C_{L\delta m})_{\overline{W}} (\bar{h}_m - \bar{h}_c) + (C_{L\alpha})_c \cdot \bar{l} \cdot \frac{S_c}{S_w} = -0,14 \quad (3.42)$$

3.5. 3D panelna metoda

Princip 3D panelne metode je da modelira krilo zbrojem dipola i izvora raspoređenih na gornjaci i donjaci. Snaga dipola i izvora izračunata je tako da zadovoljava odgovarajuće rubne uvjete kao što su Dirichletovi i Neumannovi rubni uvjeti [6].



Slika 3.6: Aproksimacija površine krila panelima [6]



Slika 3.7: Prikaz dipola na gornjaci, donjaci i vrtlogu [6]

Odnos između snage dipola gornjeg μ_r i donjeg panela μ_s na izlaznom rubu i snage dipola vrtloga μ_t glasi:

$$\mu_t = \mu_r - \mu_s . \quad (3.43)$$

4. Analiza u programu XFLR5

U ovom poglavlju analiziraju se izolirano krilo, izolirani kanardi te konfiguracija krilo s kanardima. Prije same analize potrebno je modelirati geometriju pomoću procijenjenih podataka o dimenzijama. Nadalje, slijedi definiranje analize tako što se odabere određeni raspon napadnih kuteva, brzina nastrojavanja zraka na model te metoda kojom se vrši analiza. Napadni kutevi koji su odabrani za svaku analizu je od -10° do 10° , brzina nastrojavanja zraka iznosi 15 m/s, te je odabrana metoda vrtložne rešetke s vrtložnim prstenima (VLM2) koja će se kasnije uspoređivati s metodom vrtložne rešetke bez prstenova (VLM1) i panelnom metodom. Nakon provedene analize iz dijagrama $C_L-\alpha$ i $C_m-\alpha$ očitaju se vrijednosti za C_{L0} i C_{m0} te se pomoću nagiba pravca mogu odrediti koeficijenti po napadnom kutu $C_{L\alpha}$ i $C_{m\alpha}$. Bitno je napomenuti da je referentna točka oko koje djeluje moment vrh krila. Za prikaz dijagrama odabran je programski paket *Matlab*.

4.1. 2-D analiza aeroprofila

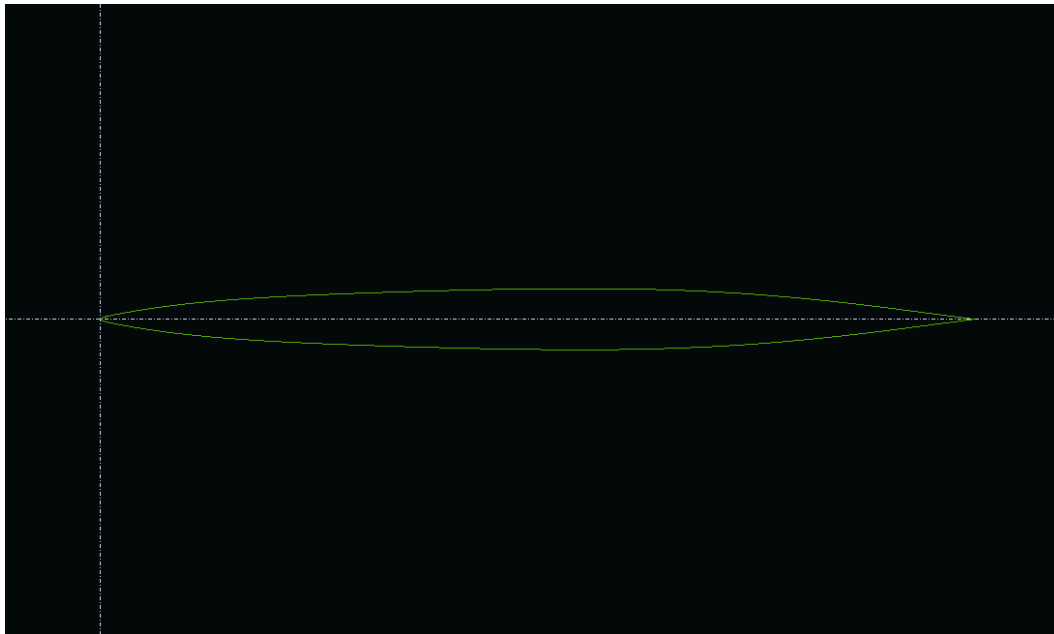
Prije 3D analize provodi se 2D analiza aeroprofila krila i kanarda u programu *XFOIL* kako je prikazano na Slici 4.1 i 4.2. Prema Slici 4.3. i 4.4. definira se broj i gustoća panela na gornjaci i donjaci pojedinog aeroprofila. Bikonveksni aeroprofil stvara probleme u konvergenciji rješenja zbog vrha na prednjem bridu, te je na tom mjestu potrebno izabrati veći broj panela.

3-D analiza zahtijeva određeni raspon Reynoldsovih brojeva koji se prije definiraju u analizi aeroprofila. To je potrebno postaviti zbog toga što se Reynoldsov broj mijenja po krilu ovisno u duljini tetive,

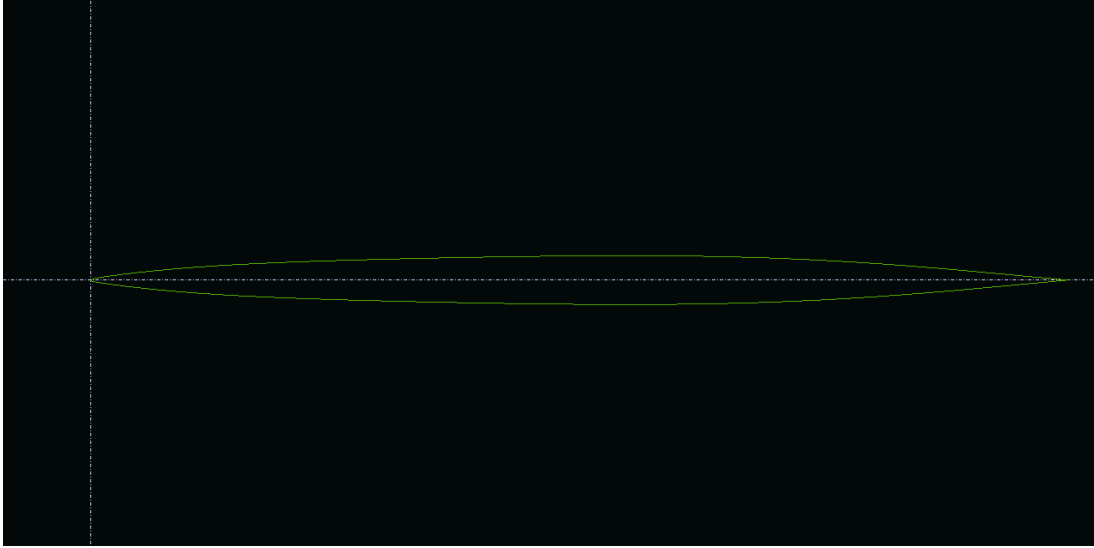
$$Re = \frac{Vc}{\nu}$$

gdje je V brzina nastrojavanja, c duljina tetive i ν kinematička viskoznost fluida. Reynoldsov broj za korijen krila iznosi 709 000, a za vrh krila 157 000. Isto tako za slučaj analize izoliranog kanarda

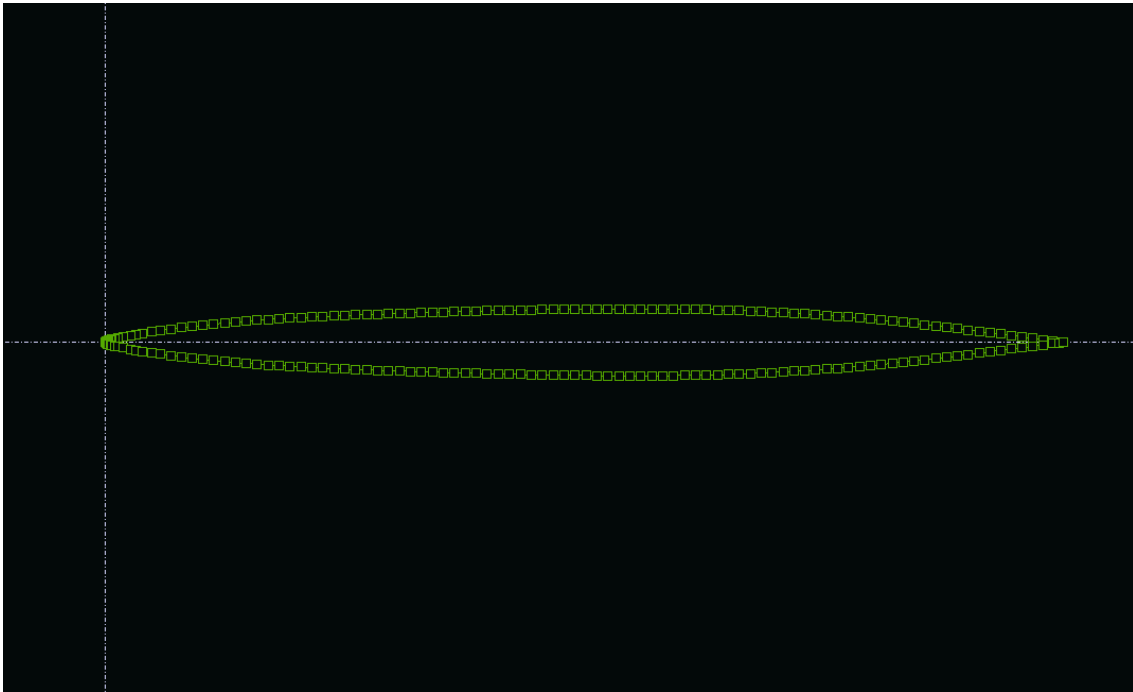
potrebno je definirati raspon Reynoldsovih brojeva te za korijen kanarda $Re = 203\ 000$, a za vrh kanarda $Re = 57\ 000$.



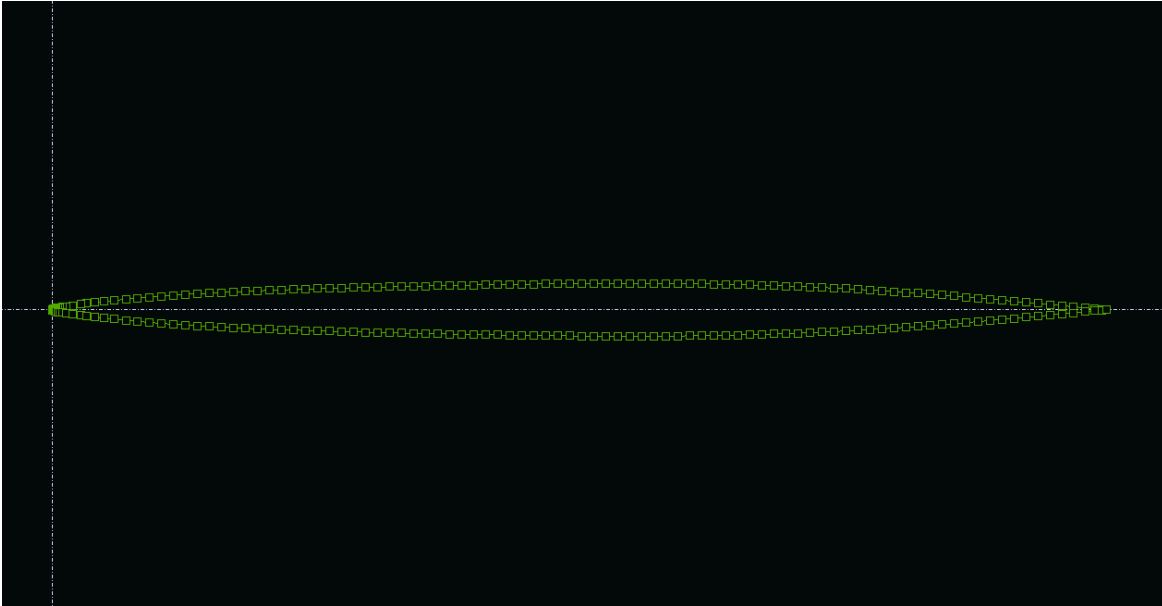
Slika 4.1: Aeroprofil krila u XFOIL-u



Slika 4.2: Aeroprofil kanarda u Xfoil-u



Slika 4.3: Paneli na aeroprofilu krila

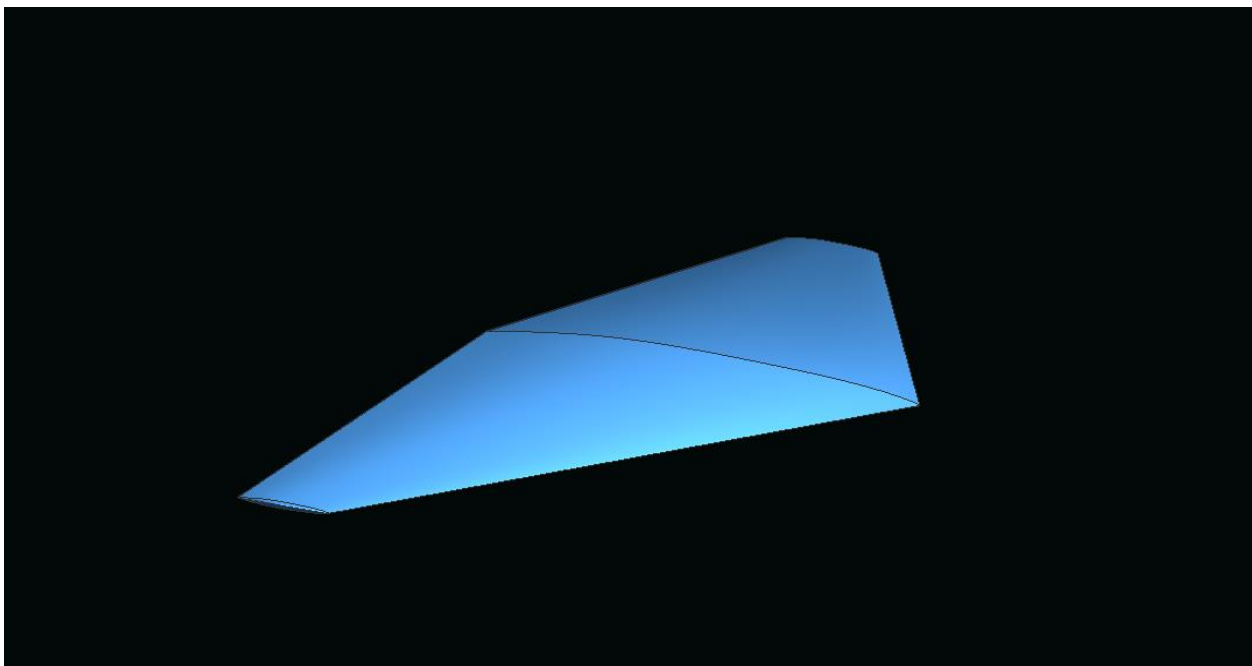


Slika 4.4: Paneli na aeroprofilu kanarda

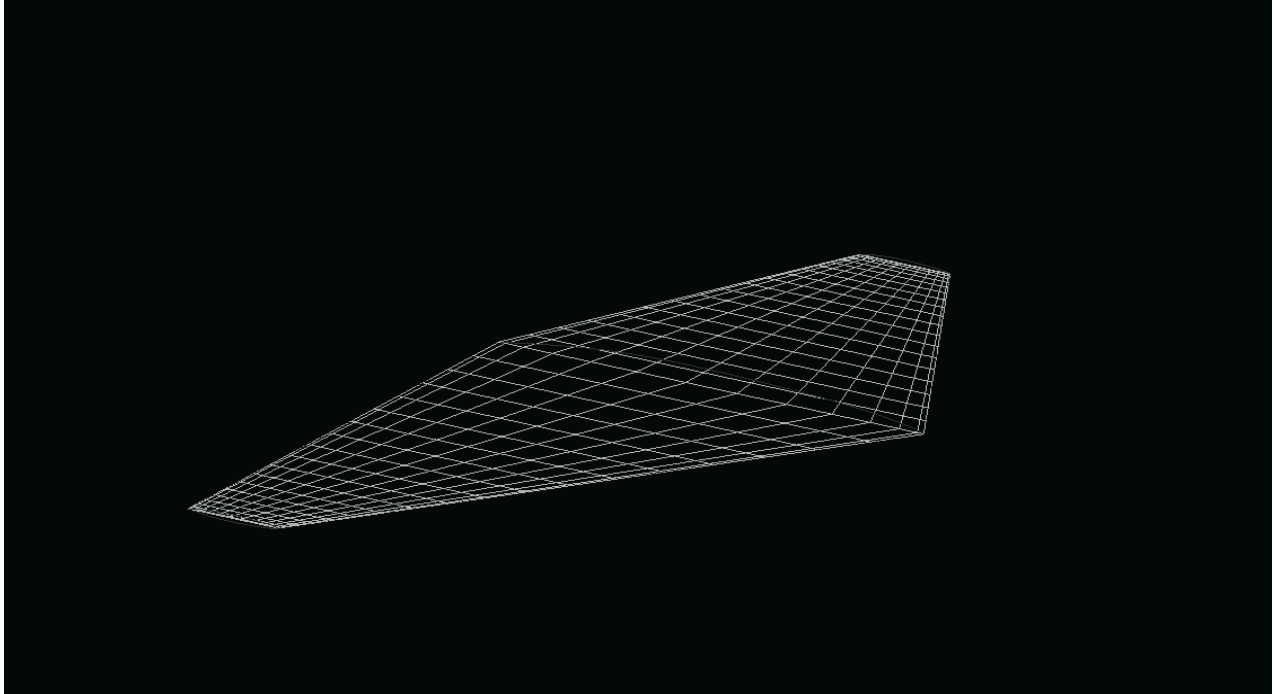
4.2. Krilo

4.2.1. Model u XFLR5-u

Modeliranje krila u *XFLR5*-u vrši se pomoću geometrijskih značajki prikazanih na Slici 2.1. Model krila prikazan na Slici 4.5. podijeljen je na panele koji su korišteni za VLM2 metodu prikazani na Slici 4.6.



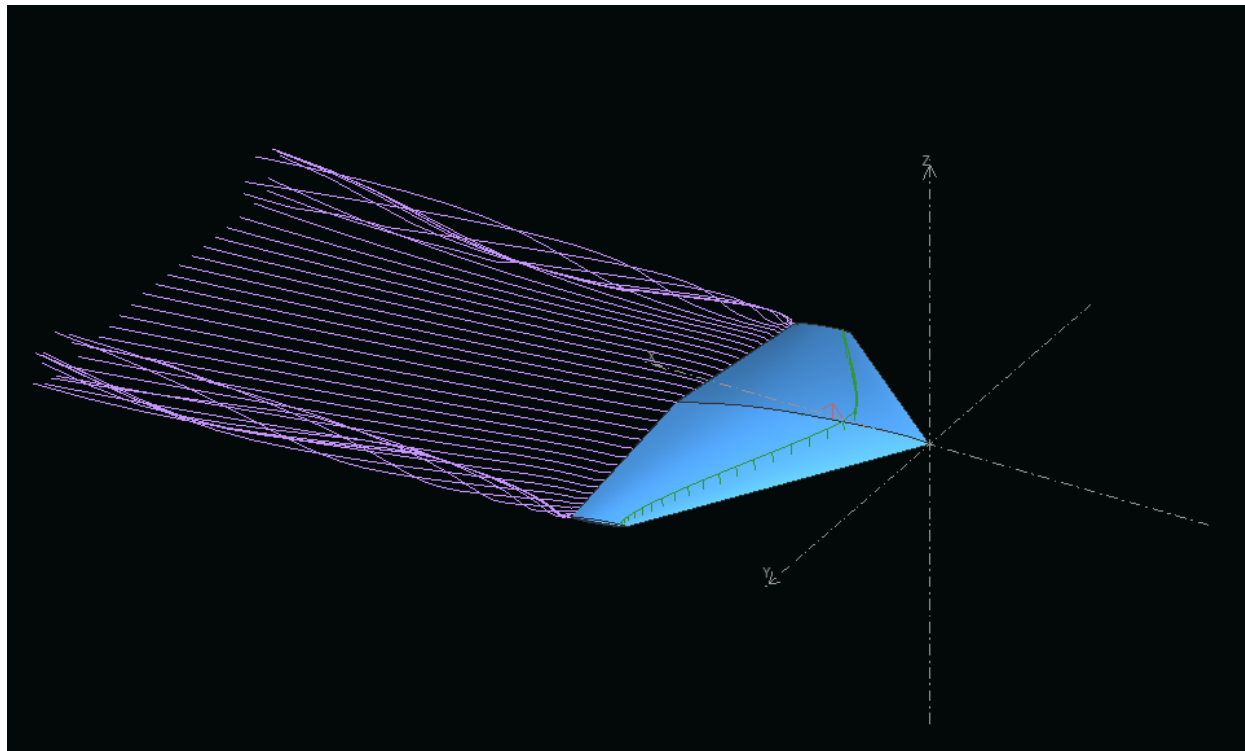
Slika 4.5: Model krila



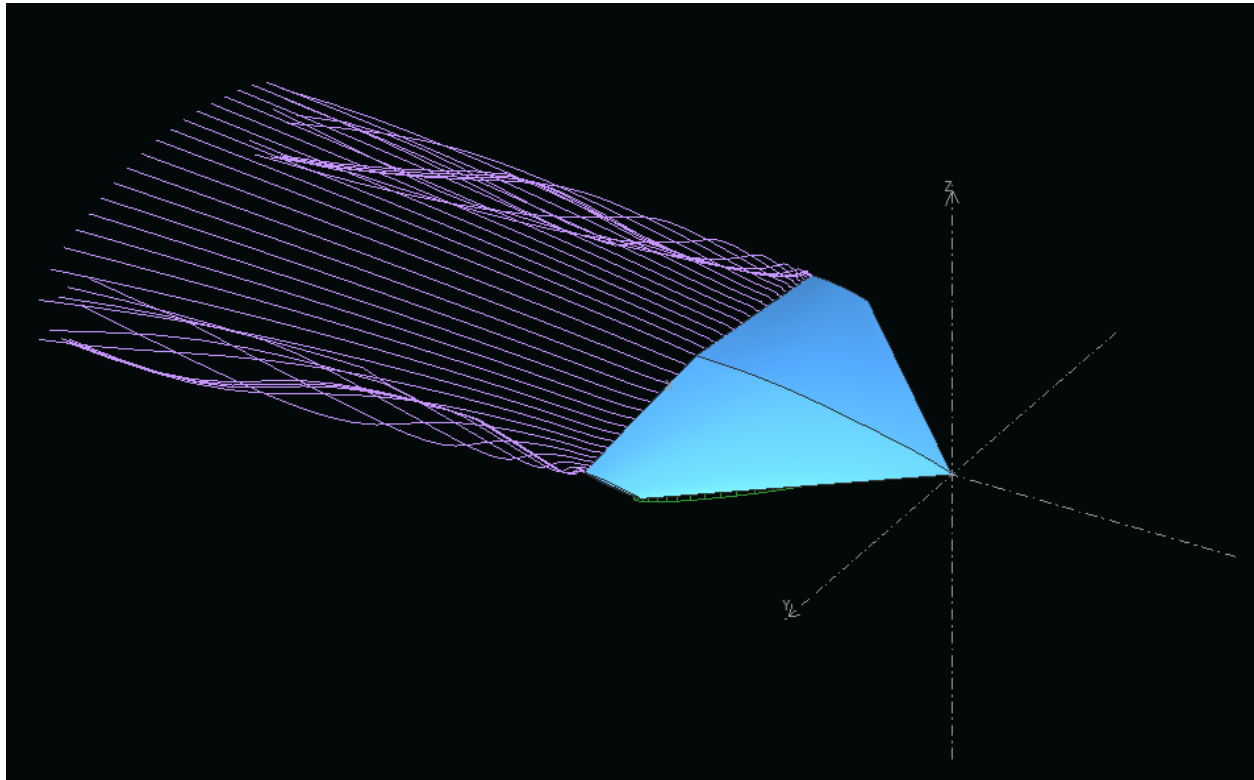
Slika 4.6: Paneli na krilu

4.2.2. Analiza i rezultati za krilo

Na Slici 4.7. i 4.8. prikazan je smjer djelovanja sile uzgona s obzirom na napadni kut.

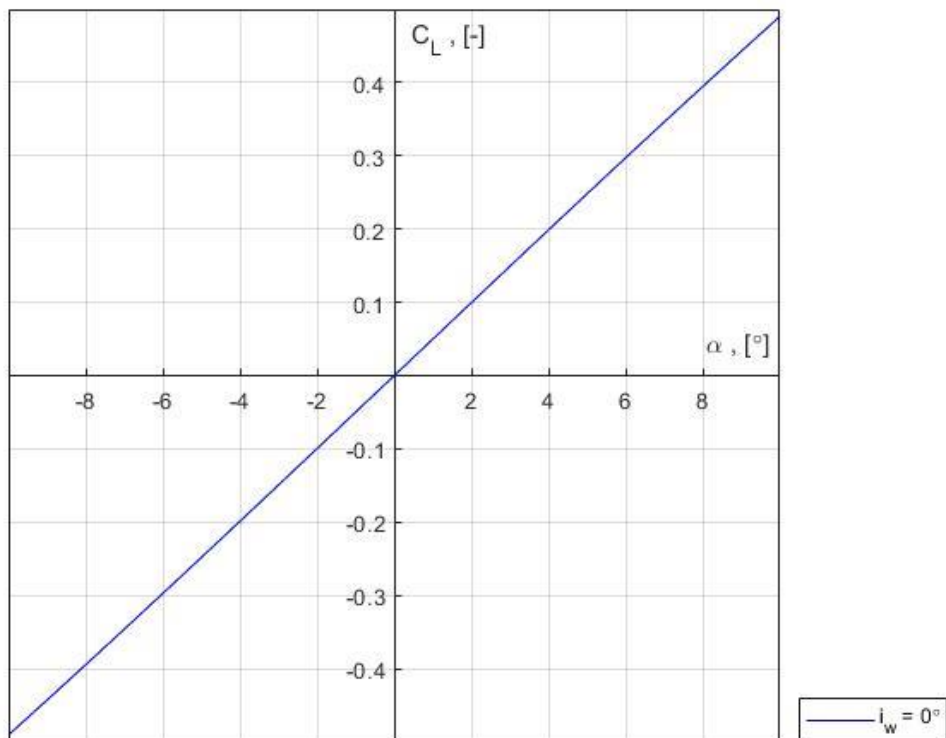


Slika 4.7: Krilo po napadnim kutem od 8°



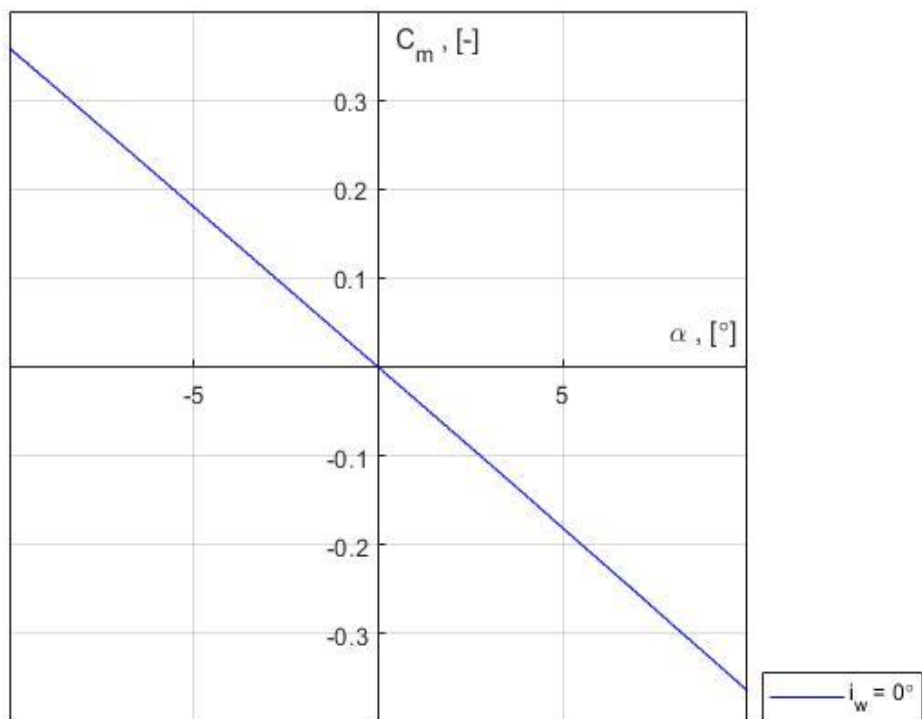
Slika 4.8: Krilo pod napadnim kutem od -8°

Iz dijagrama na Slici 4.9 očitane su vrijednosti za silu uzgona te su prikazani u Tablici 4.1. Rezultati dobivenim različitim metodama u *XFLR5*-u su jednaki (VLM2, VLM1 i 3D panelna metoda), dok se za metodu projektne aerodinamike malo razlikuju. Isto vrijedi i za koeficijente momenta propinjanja koji su očitani iz dijagrama na Slici 4.10. i prikazani u Tablici 4.2.

Slika 4.9: Dijagram $C_L - \alpha$ za krilo

Tablica 4.1: Koeficijenti uzgona za krilo

VLM2		VLM1		3D panel		Projektna aerodinamika	
C_{L0}	C_{La}	C_{L0}	C_{La}	C_{L0}	C_{La}	C_{L0}	C_{La}
0	2,9	0	2,9	0	2,9	0	2,6

Slika 4.10: Dijagram $C_m - \alpha$ za krilo

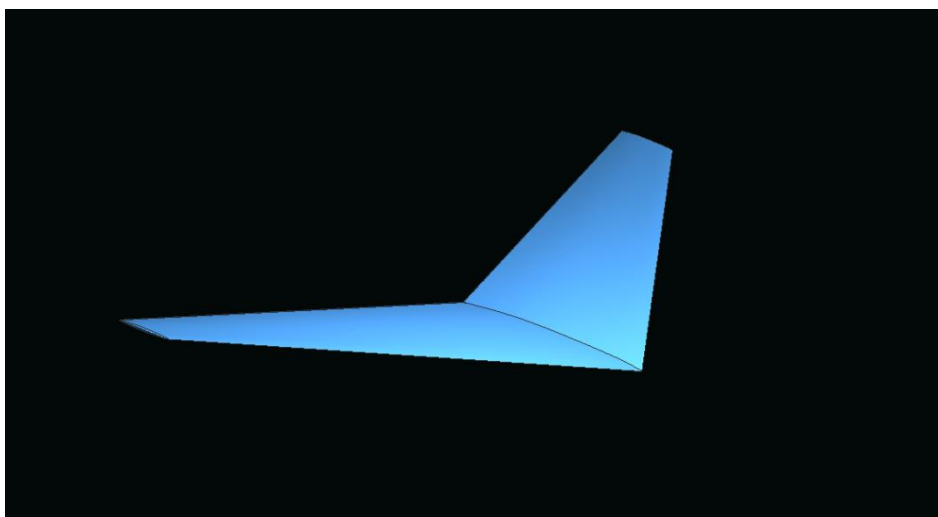
Tablica 4.2: Koeficijenti sile uzgona za krilo

VLM2		VLM1		3D panel		Projektna aerodinamika	
C_{m0}	C_{ma}	C_{m0}	C_{ma}	C_{m0}	C_{ma}	C_{m0}	C_{ma}
0	-2,1	0	-2,1	0	-2,1	0	-2,3

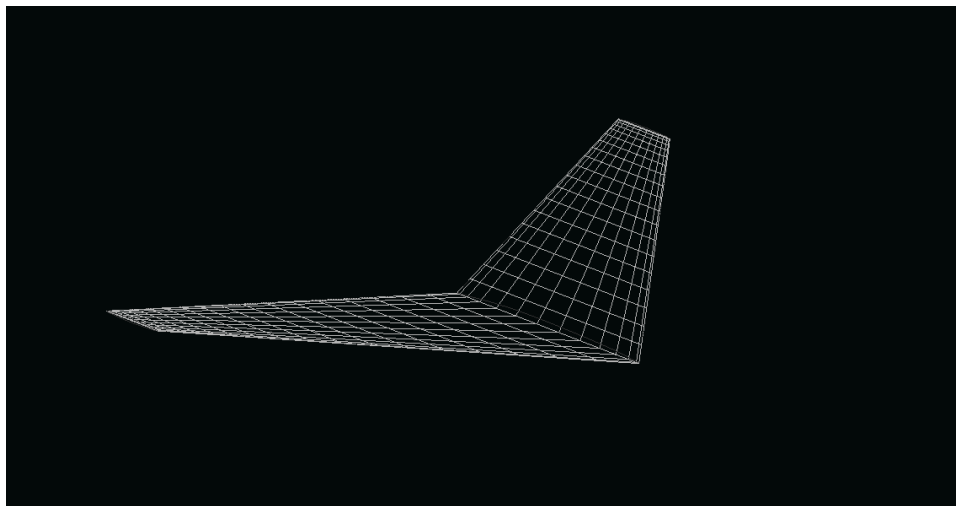
4.3. Kanardi

4.3.1. Model kanara u XFLR5-u

Postupak modeliranja kanarda je isti kao i kod krila te je na Slici 4.11. i 4.12. prikazan model kanarda, odnosno paneli na kanardu.



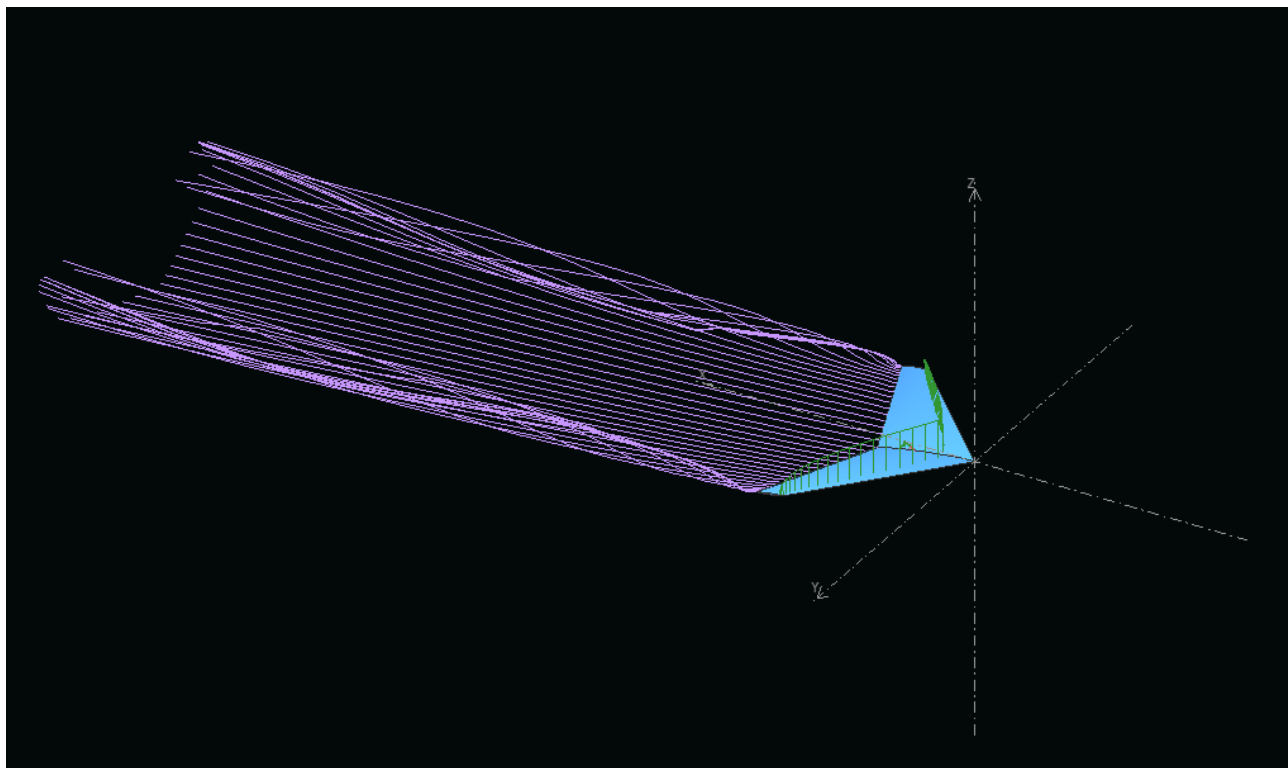
Slika 4.11: Model kanarda



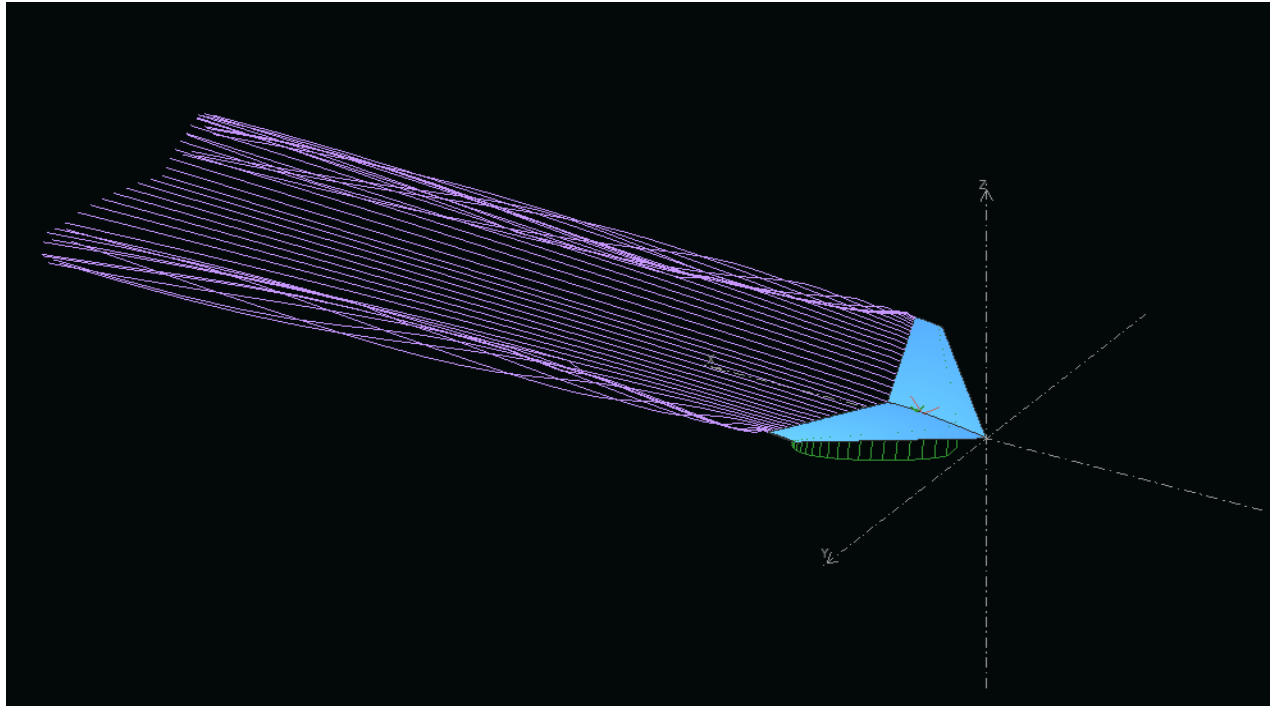
Slika 4.12: Paneli na kanardu

4.3.2. Analiza i rezultati za kanare

Kanardi će se analizirati u ovisnosti o odklonu kanarda, te će napadni kut predstavljati taj odklon u rasponu do -10° do 10° . Ovdje je bitno napomenuti da sila uzgona i moment propinjanja neće ovisiti o napadnom kutu, odnosno $C_{L\delta m}$ je jednak C_{La} i $C_{m\delta m}$ je jednak C_{ma} .

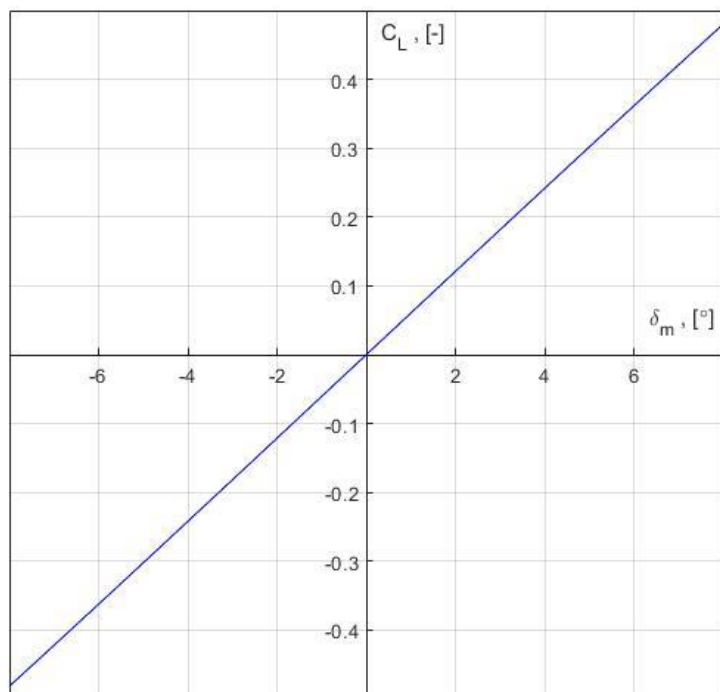


Slika 4.13: Otklon kanarda za 8°



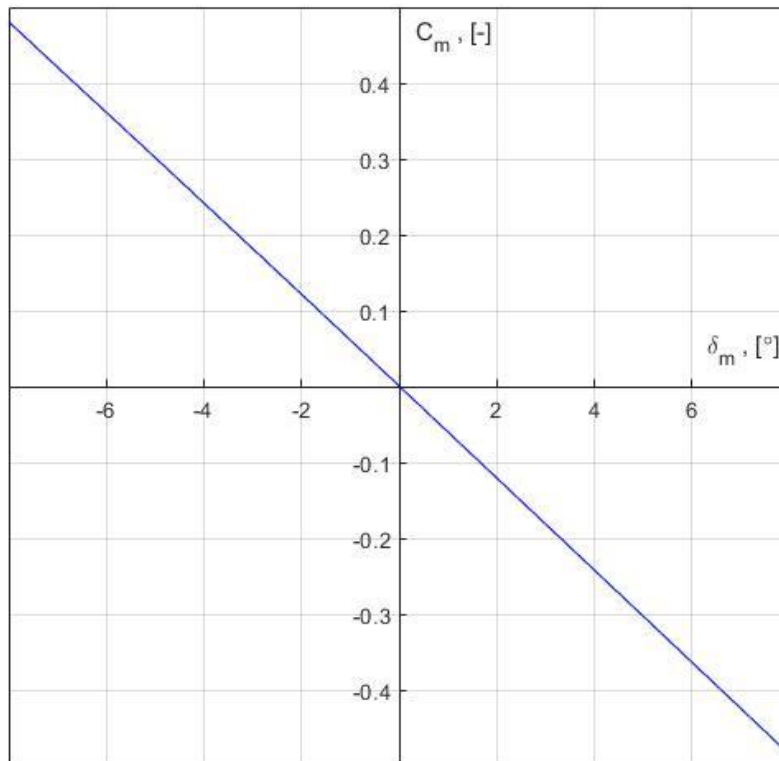
Slika 4.14: Otklon kanarda za -8°

Rezultati su očitani iz dijagrama na Slici 4.15. i 4.16. te prikazani u Tablici 4.3. i 4.4. Također, i za izolirani kanard može se reći da *XFLR5* za različite metode daje iste vrijednosti. Metoda projektne aerodinamike daje tek nešto različite vrijednosti za koeficijent sile uzgona po otklonu upravljačkih površina $C_{L\delta m}$, dok su vrijednosti za $C_{m\delta m}$ jednaki.

Slika 4.15: Dijagram $C_L - \alpha$ za kanard

Tablica 4.3: Koeficijenti sile uzgona za kanard

VLM2		VLM1		3D panel		Projektna aerodinamika	
C_{L0}	$C_{L\delta m}$	C_{L0}	$C_{L\delta m}$	C_{L0}	$C_{L\delta m}$	C_{L0}	$C_{L\delta m}$
0	3,5	0	3,4	0	3,5	0	2,9

Slika 4.16: Dijagram $C_m - \alpha$ za kanard

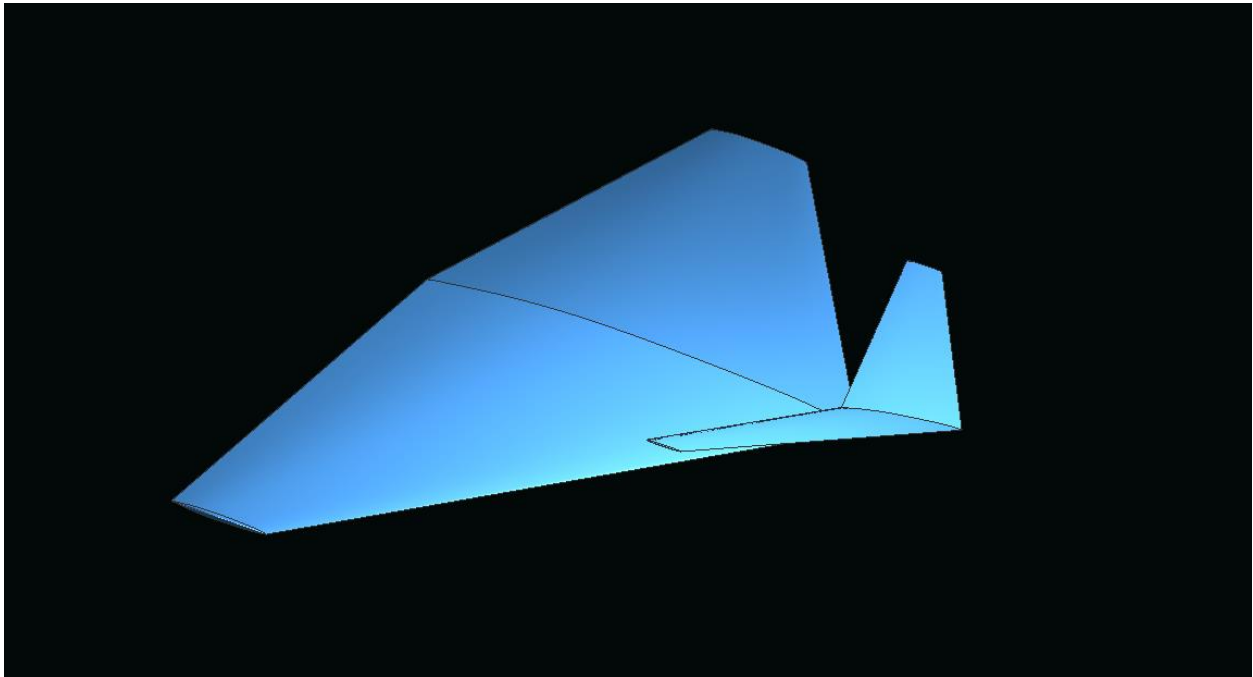
Tablica 4.4: Koeficijenti momenta propinjanja kanarda

VLM2		VLM1		3D panel		Projektna aerodinamika	
C_{m0}	$C_{m\delta m}$	C_{m0}	$C_{m\delta m}$	C_{m0}	$C_{m\delta m}$	C_{m0}	$C_{m\delta m}$
0	-3,5	0	-3,4	0	-3,6	0	-3,5

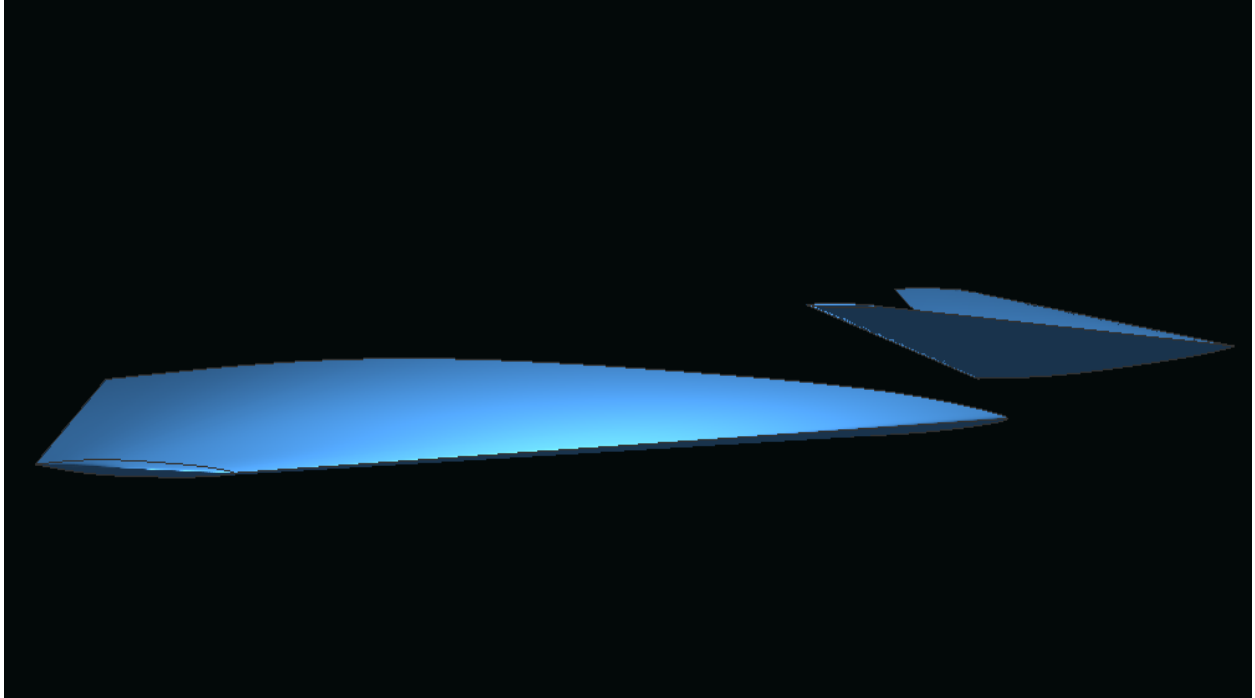
4.4. Konfiguracija

4.4.1. Model konfiguracije u XFLR5-u

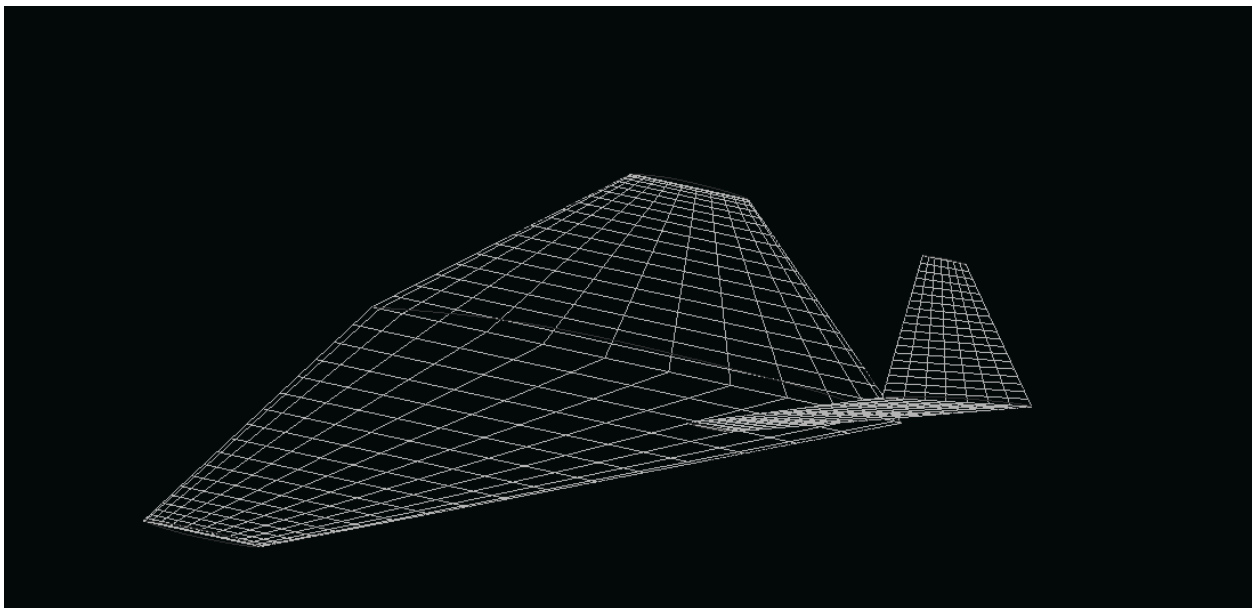
Konfiguracija krilo s kanardima modelira se prema dimenzijama prikazanim na Slici 4.17. Kanardi se nalaze ispred krila tako da im je vrh udaljen od vrha krila za 0,177 metara. Pri otklonu kanarda $\delta_m = 0^\circ$, položaj tetive kanarda iznad tetive krila je na udaljenosti od 0,05 metara.



Slika 4.17: Model konfiguracije



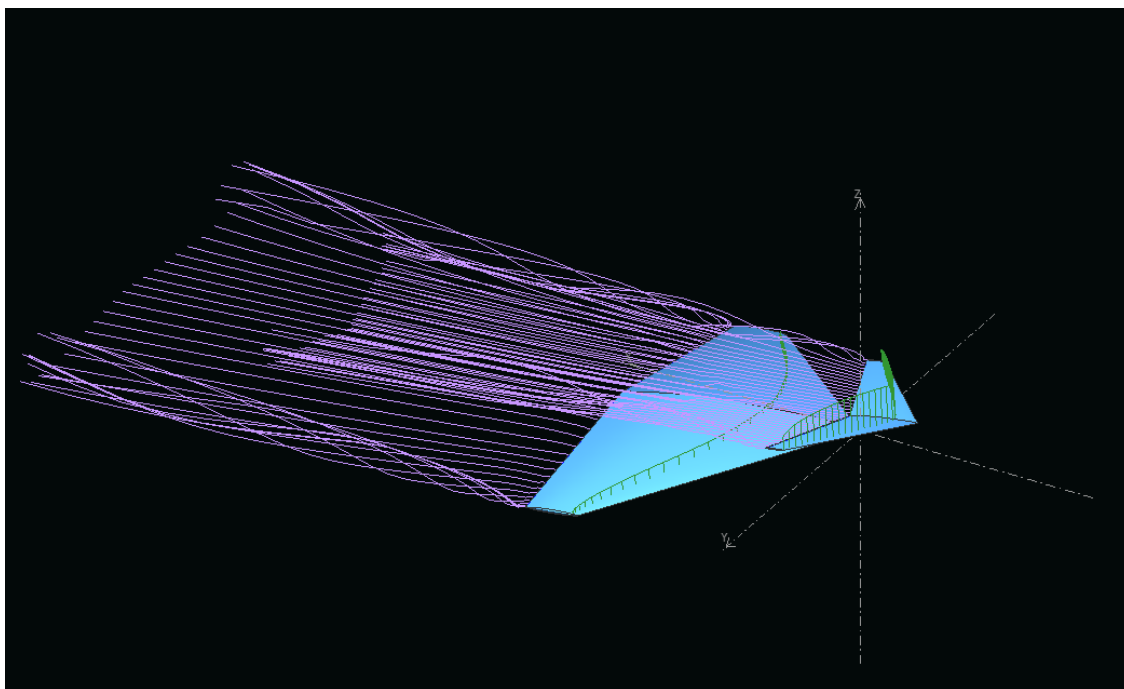
Slika 4.18: Udaljenost kanarda od krila po visini



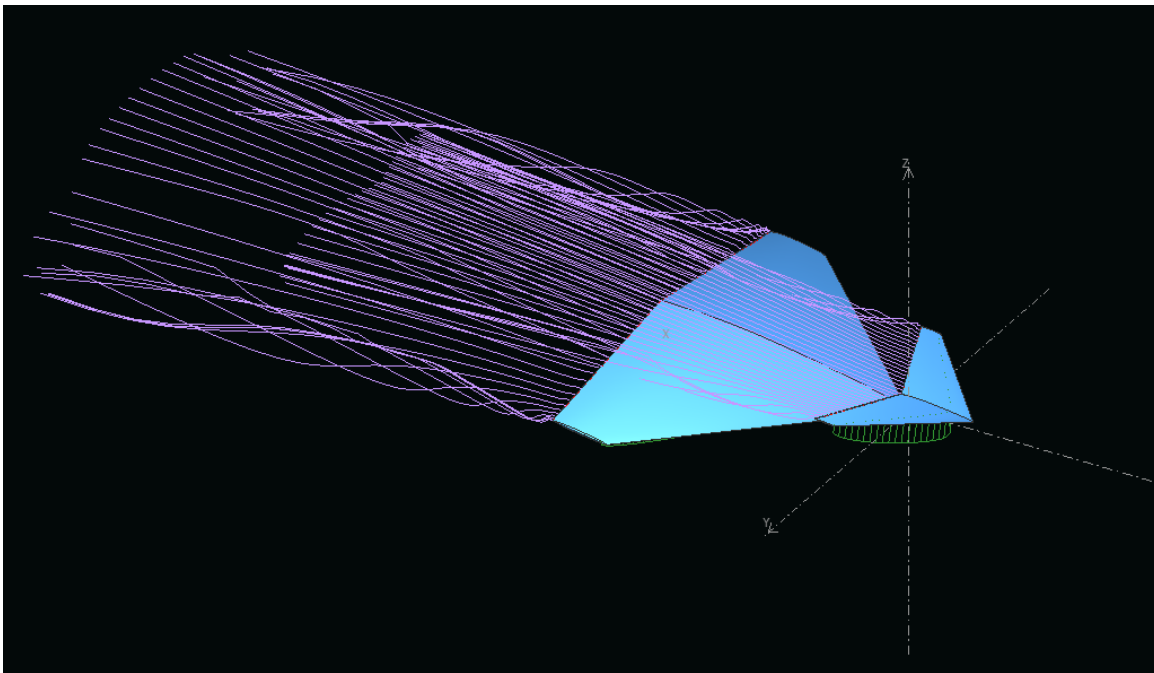
Slika 4.19: Paneli na konfiguraciji kanard-krilo

4.4.2. Analiza i rezultati za konfiguraciju

Konfiguracija se analizira tako da se kanardi otklone za određeni kut δ_m , a postavni kut krila je 0° . Na kraju se analizira konfiguracija s različitim udaljenostima kanarda od krila tako što se vrh kanarda pomiče od vrha krila za x duž aksijalne osi. Kod usporedbe za različite pomake kanarda od krila pretpostavio se otklon kanarda od 3° .

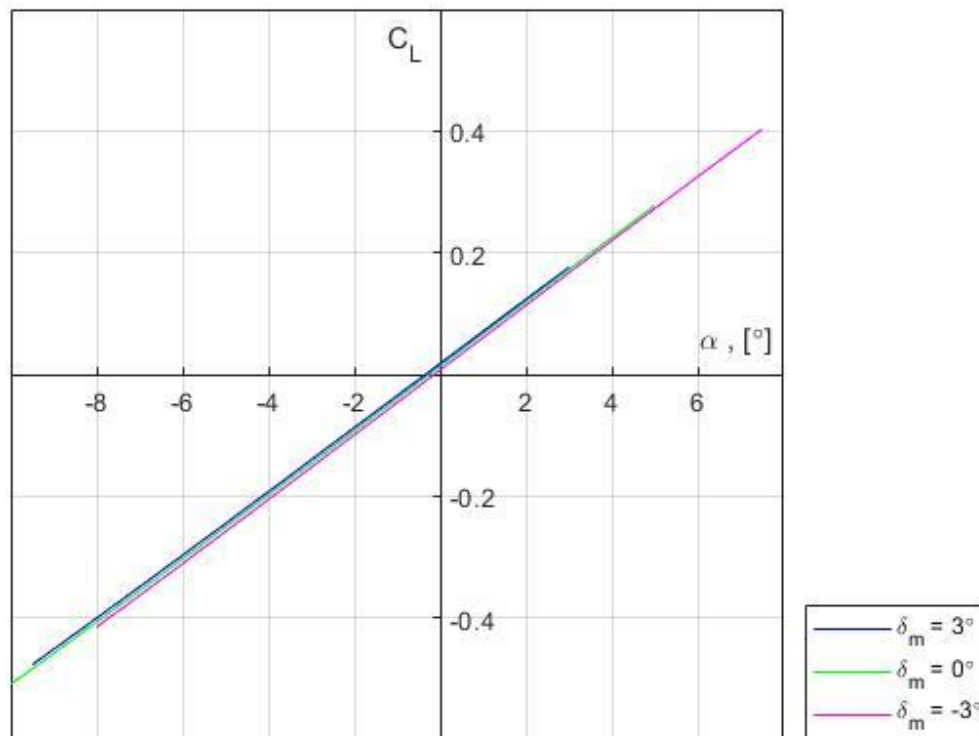


Slika 4.20: Konfiguracija pod napadnim kutem od 6°



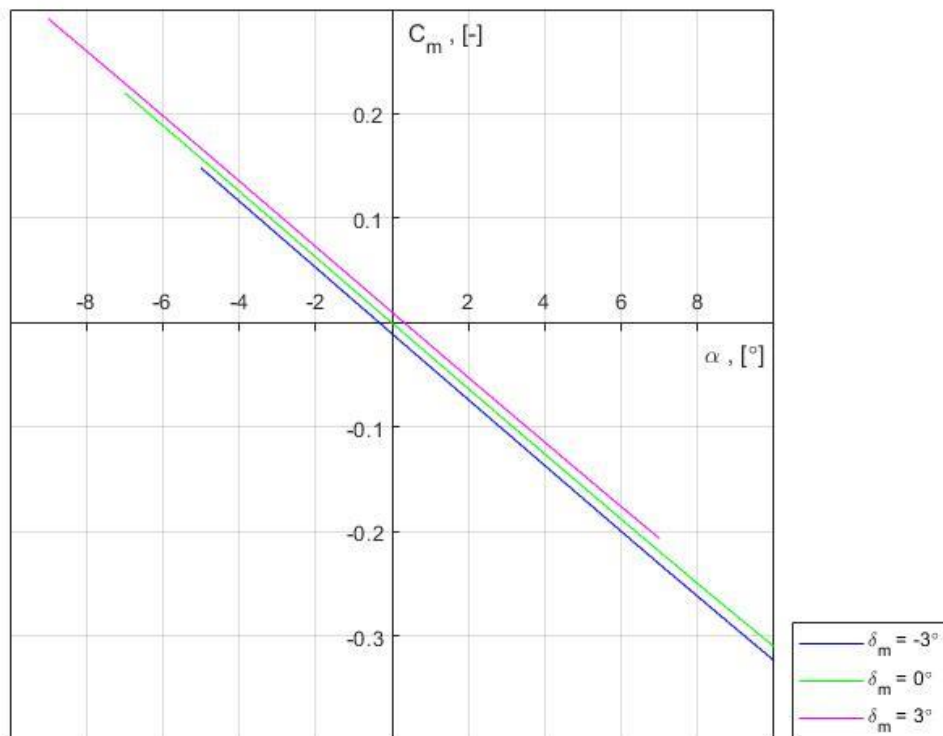
Slika 4.21: Konfiguracija pod napadnim kutem od -6°

Iz dijagrama na Slici 4.22. i 4.23. vidljivo je da su vrijednosti koeficijenata uzgona i momenta ograničeni za neke napadne kuteve. Za različite otklone kanarda očitane su i izračunate vrijednosti koeficijenata koji su prikazani u Tablici 4.5. i 4.6. Zbog istog koeficijenta uzgona po napadnom kutu, tj. istog nagiba pravca, $C_{L\delta m}$ će biti isti za sva tri otklona. S obzirom da se u *XFLR5*-u ne može postaviti analiza metodom panela za konfiguraciju krilo-kanard, rezultati dobiveni metodom vrtložne rešetke s prstenovima (VLM2) uspoređivali su se metodom vrtložne rešetke bez prstenova (VLM1) i projektnom aerodinamikom.

Slika 4.22: Dijagram $C_L - \alpha$ za konfiguraciju

Tablica 4.5: Koeficijenti uzgona za konfiguraciju

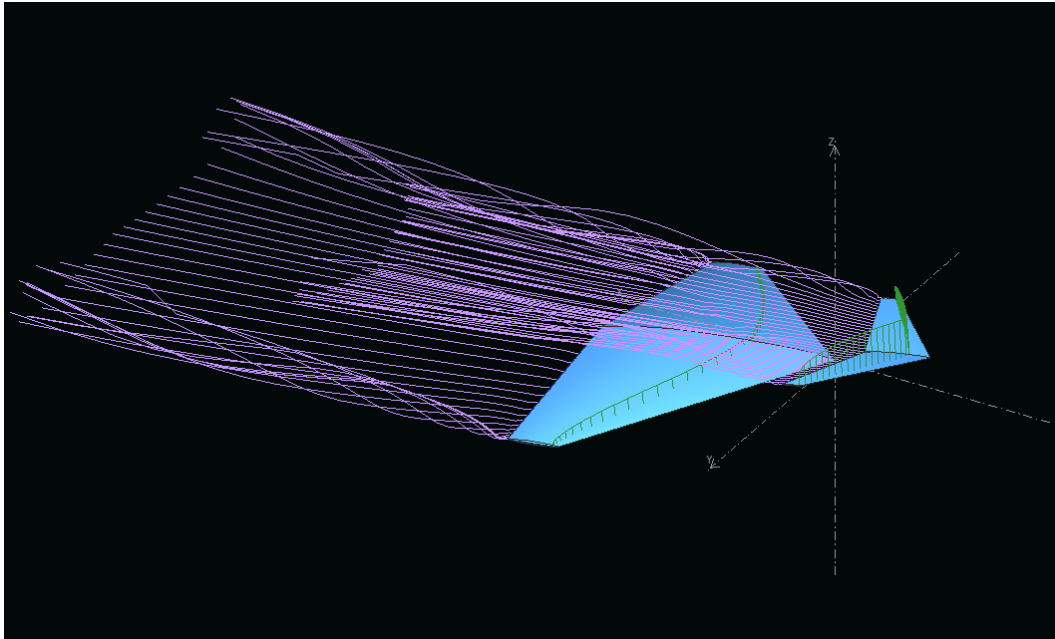
VLM2			VLM1			Projektna aerodinamika		
C_{L0}	$C_{L\alpha}$	$C_{L\delta m}$	C_{L0}	$C_{L\alpha}$	$C_{L\delta m}$	C_{L0}	$C_{L\alpha}$	$C_{L\delta m}$
0	3	0,15	0	3	0,15	0	2,4	-0,2

Slika 4.23: Dijagram $C_m - \alpha$ za konfiguraciju

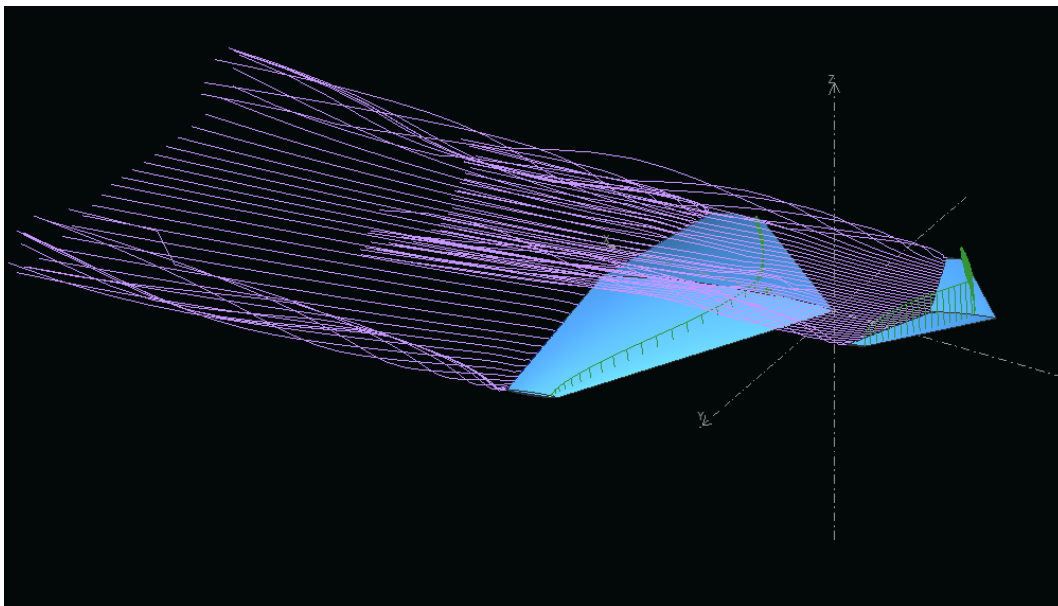
Tablica 4.6: Koeficijenti momenti propinjanja konfiguracije

VLM2			VLM1			Projektna aerodinamika		
C_{m0}	$C_{m\alpha}$	$C_{m\delta m}$	C_{m0}	$C_{m\alpha}$	$C_{m\delta m}$	C_{m0}	$C_{m\alpha}$	$C_{m\delta m}$
0	-1,8	0,2	0	-1,8	0,2	0	-1,8	-0,14

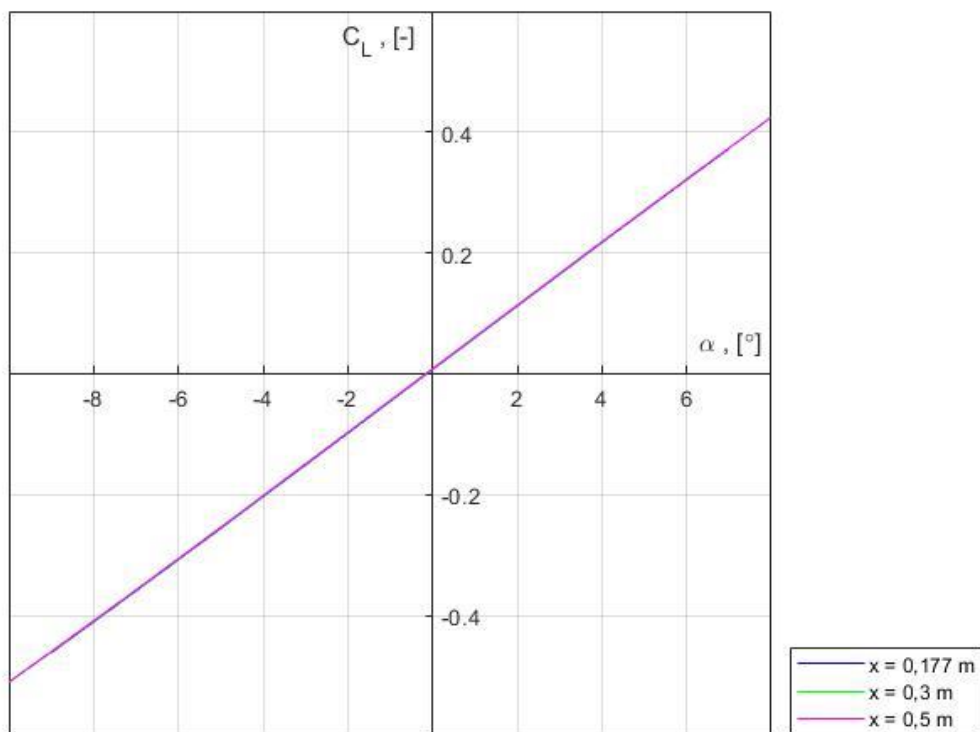
Nakon dobivenih rezultata za silu uzgona i moment propinjanja slijedi analiza istih u ovisnosti o pomaku kanarda od krila. Pomaci koji se postavljaju za analizu su 0,3 m i 0,5 m kao što je prikazano na Slici 4.24. i 4.25.



Slika 4.24: Udaljenost kanarda od krila $x = 0,3$ m



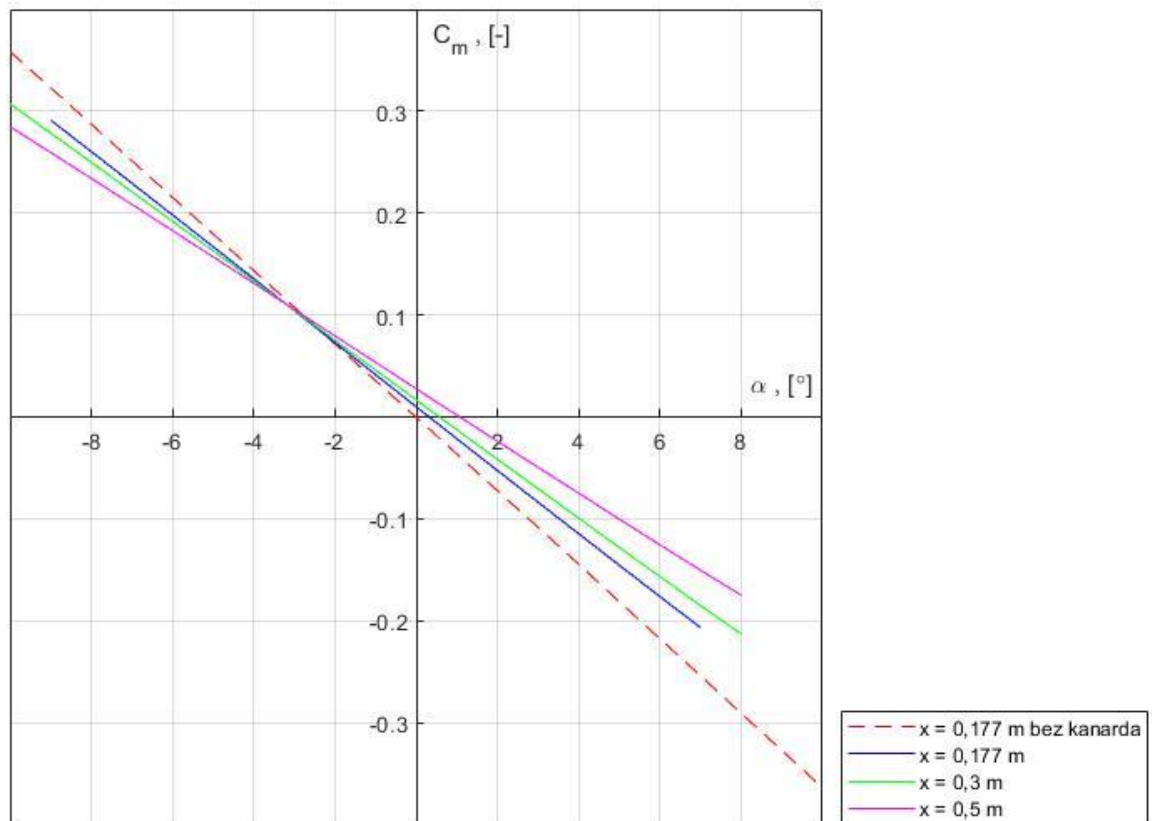
Slika 4.25: Udaljenost kanarda od krila $x = 0,5$ m

Slika 4.26: Dijagram $C_L - \alpha$ za različite udaljenosti

Na slici 4.26. prikazana je usporedba sile uzgona za različite pomake za isti otklon kanarda 3° , te je očito da se sila uzgona neće puno mijenjati u ovisnosti o položaju kanarda od krila.

Tablica 4.7: Koeficijenti sile uzgona za različite udaljenosti

x , [m]	C_{L0}	$C_{L\alpha}$	$C_{L\delta m}$
0,177	0	3	0,15
0,3	0	3	0,16
0,5	0	3	0,17



Slika 4.27: Dijagram $C_m - \alpha$ za različite udaljenosti

Koeficijent momenta propinjanja prema Slici 4.27. će ovisiti o pomaku kanarda. Udaljavanjem kanarda od krila, vidi se da će pravac ovisnosti momenta propinjanja o napadnom kutu biti položiti.

Tablica 4.8: Koeficijenti momenta propinjanja za različite udaljenosti

$x, [m]$	C_{m0}	$C_{m\alpha}$	$C_{m\dot{\alpha}}$
0,17	0	-1,8	0,2
0,3	0	-1,7	0,3
0,5	0	-1,5	0,5

5. Zaključak

Cilj ovog rada bio je odrediti koeficijente sile uzgona i momenta propinjanja konfiguracije nalik borbenom zrakoplovu. U ovom radu napravljeni su sljedeći koraci :

- na temelju dostupnih podataka i 3D modela odabrane su geometrijske karakteristike potrebne za analizu
- opisane su metode koje su se koristile za računanje aerodinamičkih značajki
- analizirani su izolirano krilo, izolirani kanard i konfiguracija kanard-krilo
- za konfiguraciju krilo – kanard uspoređivali su se rezultati s obzirom na uzdužnu udaljenost kanarda od krila

Usporedbom rezultata dobivenih različitim metodama u *XFLR5*-u vidi se da su vrijednosti aerodinamičkih koeficijenta približno jednake te da nema velikih razlika. Metodom projektne aerodinamike uspoređeni su rezultati izračunati iz *XFLR5*-a te za određene koeficijente vrijednosti variraju. Pošto se smatra da su rezultati zadovoljavajući ako su razlike unutar 10% zaključuje se da će za krilo i projektna aerodinamika i *XFLR5* dati dobre rezultate. Za koeficijent sile uzgona po napadnom kutu $C_{L\alpha}$ od kanarda razlike u vrijednostima dobivenih metodom projektne aerodinamike i *XFLR5*-om su izvan 10%, dok je koeficijent momenta propinjanja po napadnom kutu $C_{m\alpha}$ isti za oba proračuna. Problem se javlja za analizu konfiguracije kanard – krilo gdje su komparacijom oba proračuna vrijednosti koeficijenta momenta propinjanja po otklonu upravljačkih površina različitih predznaka. Zbog izraženog utjecaja struje, otklon kanarda ima izražen utjecaj na aerodinamiku krila, što dovodi do negativnog predznaka gradijenta po otklonu upravljačkih površina $C_{L\delta m}$ i $C_{m\delta m}$. Postavlja se pitanje je li projektna aerodinamika prikladna za računanje aerodinamičkih značajki gdje imamo blisku konfiguracija kanarda i krila. Pri usporedbi utjecaja kanarda na krilo u ovisnosti o pomaku kanarda zaključuje da će njihov utjecaj biti veći što su više pomaknuti duž aksijalne osi.

Sukladno spomenutim zaključcima, za budući rad predlaže se sljedeće:

- analiza konfiguracije bliža promatranom zrakoplovu koja bi uključivala i trup
- analiza nekom drugom metodom, npr. Weissingerov model noseće linije
- detaljnije ispitati točnost programa *XFLR5* tako da se uzme jednostavnija konfiguracija za koju je provjerena metoda projektne aerodinamike te usporediti dobivene rezultate
- ako je moguće za istu konfiguraciju provesti analizu u *XFLR5*-u i eksperimentalno ispitati konfiguraciju u zračnom tunelu te usporediti dobivene vrijednosti.

Literatura

- [1] XFLR5. *XFLR5 Guidelines*, 2013
- [2] Dassault Aviation, <https://www.dassault-aviation.com/en/group/press/press-kits/croatia-selects-the-rafale/>
- [3] M.Andrić and M.Vrdoljak. Performance comparison od fighter aircraft with total energy approach. In *SpliTech 2021*. Faculty of Electrical, Mechanical Engineering and Naval Architecture, September 2021.
- [4] M. Drela. XFOIL: An Analysis and Design System for Low Reynolds Number Airfoils. In T. J. Mueller, editor, *Low Reynolds Number Aerodynamics*, number 54 in *Lecture Notes in Engineering*, pages 1–12. Springer Verlag, 1989.
- [5] S.Janković, Z.Virag, M.Vrdoljak, *Aerodinamika 1*, Fakultet strojarstva i brodogradnje u Zagrebu, 2016.
- [6] J.Katz, A.Plotkin, *Low-Speed Aerodynamics, Second edition*, Cambridge University, 2001
- [7] *Aerodynamics for students*, <http://www.aerodynamics4students.com/>
- [8] *XFLR5 Analysis of foils and wings operating at low Reynolds numbers*, 2009.
- [9] S.Janković, *Mehanika leta zrakoplova*, Fakultet strojarstva i brodogradnje u Zagrebu, 2002.