

Numerički proračun parametara stabilnosti zrakoplova Airbus A320

Soldat, Sebastian

Undergraduate thesis / Završni rad

2023

Degree Grantor / Ustanova koja je dodijelila akademski / stručni stupanj: **University of Zagreb, Faculty of Transport and Traffic Sciences / Sveučilište u Zagrebu, Fakultet prometnih znanosti**

Permanent link / Trajna poveznica: <https://urn.nsk.hr/urn:nbn:hr:119:719716>

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

Download date / Datum preuzimanja: **2024-12-31**



Repository / Repozitorij:

[Faculty of Transport and Traffic Sciences -
Institutional Repository](#)



**SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI**

Sebastian Soldat

**NUMERIČKI PRORAČUN PARAMETARA
STABILNOSTI ZRAKOPLOVA AIRBUS A320**

ZAVRŠNI RAD

Zagreb, 2023.

Sveučilište u Zagrebu
Fakultet prometnih znanosti

ZAVRŠNI RAD

NUMERIČKI PRORAČUN PARAMETARA STABILNOSTI ZRAKOPLOVA AIRBUS A320

NUMERICAL CALCULATION OF STABILITY PARAMETERS FOR AIRBUS A320 AIRCRAFT

Mentorica: doc. dr. sc. Karolina
Krajček Nikolić

Student: Sebastian Soldat
JMBAG: 0135262261

Zagreb, lipanj 2023.

Zagreb, 5. svibnja 2023.

Zavod: **Zavod za aeronautiku**
Predmet: **Teorija leta II**

ZAVRŠNI ZADATAK br. 7168

Pristupnik: **Sebastian Soldat (0135262261)**
Studij: **Aeronautika**
Smjer: **Kontrola leta**

Zadatak: **Numerički proračun parametara stabilnosti zrakoplova Airbus A320**

Opis zadatka:

Definirati stabilnost i upravljivost zrakoplova. Objasniti kriterije i ključne faktore koji utječu na stabilnost i upravljivost zrakoplova. Odabrati numeričku metodu i računalni program za izračun parametara stabilnosti za zrakoplov Airbus A320. Objasniti primjenu odabrane numeričke rezultate i odabrane uvjete za proračun. Prikazati rezultate, komentirati ih i izvesti zaključke.

Mentor:

Predsjednik povjerenstva za
završni ispit:



doc. dr. sc. Karolina Krajček Nikolić

SAŽETAK

Završni rad bavi se izradom i analizom stabilnosti modela zrakoplova Airbus A320-200 pomoću računalnog programa flow5. Objašnjena je teorija stabilnosti zrakoplova nužna za interpretaciju rezultata analize stabilnosti. Predočen je način na koji je korišten računalni program flow5 te njegova metodologija i ograničenja. Prikazan je postupak stvaranja aeroprofila, dijelova i cjelokupnog modela zrakoplova Airbus A320-200 koji je korišten za analizu stabilnosti. Navedeni su parametri i načini prikaza rezultata provedene analize stabilnosti. Rezultati analize stabilnosti su predstavljeni i pojašnjeni te su na kraju iznesena završna razmatranja.

KLJUČNE RIJEČI: stabilnost; zrakoplov; model; analiza

SUMMARY

This thesis deals with the creation and analysis of stability of the Airbus A320-200 aircraft model using the computer program flow5. Aircraft stability theory necessary for stability analysis interpretation is explained. The way in which the computer program flow5 is used, along with its methodology and limitations, is described. The creation process of airfoil, component and the overall Airbus A320-200 aircraft model which is used in the stability analysis is presented. The parameters and methods of displaying the results of the conducted stability analysis are specified. The results of stability analysis are presented and explained, and final considerations are provided at the end.

KEYWORDS: stability; aircraft; model; analysis

Sadržaj

1. Uvod.....	1
2. Stabilnost zrakoplova	2
2.1. Uzdužna stabilnost zrakoplova.....	3
2.2. Direkionalna stabilnost zrakoplova	6
2.3. Poprečna stabilnost zrakoplova	8
3. Numerički proračun parametara stabilnosti	11
3.1. Tehničko-eksploatacijske karakteristike zrakoplova Airbus A320.....	13
3.2. Izrada aeroprofila modela zrakoplova Airbus A320	14
3.3. Izrada modela zrakoplova Airbus A320.....	19
3.4. Analize stabilnosti modela zrakoplova Airbus A320	25
4. Rezultati analiza stabilnosti modela zrakoplova Airbus A320	27
5. Zaključak.....	40
Popis literature.....	41
Popis slika	42
Popis tablica	44

1. Uvod

Stabilnost zrakoplova prati se od samog početka zrakoplovstva letom Wright Flyera 1903. godine. Razumijevanje stabilnosti zrakoplova nužno je prilikom dizajna zrakoplova kako bi se omogućilo sigurno i jednostavno upravljanje istim. Razvojem zrakoplovstva i tehnologije općenito, razvijene su i nove metode analize te promatranja stabilnosti. Jedna od tih metoda je upotreba računala za analizu i promatranje stabilnosti zrakoplova. Upotrebom računala, dizajnerima zrakoplova omogućeno je stvaranje učinkovitijeg dizajna zrakoplova i bolje shvaćanje stabilnosti zrakoplova.

Cilj ovog završnog rada je stvoriti model zrakoplova Airbus A320 i izvršiti analizu stabilnosti tog modela pomoću računalnog programa flow5 te iznijeti rezultate izvršene analize. Rad je sastavljen od pet poglavlja:

prvo poglavlje, uvodni dio, u kojem je definiran zadatak rada i opisana struktura samog završnog rada.

U drugom poglavlju definiran je pojam stabilnosti zrakoplova i različite vrste stabilnosti zrakoplova.

Treće poglavlje pojašnjava kako će se koristiti računalni program flow5 i postupak izrade modela zrakoplova Airbus A320 koji će biti korišten za analizu stabilnosti.

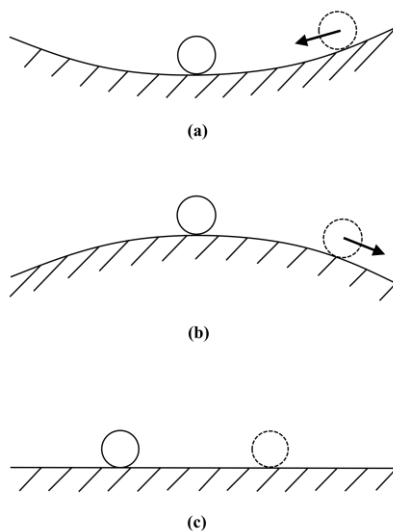
Rezultati analize stabilnosti modela zrakoplova Airbus A320 predstavljani su u četvrtom poglavlju.

U petom poglavlju, tj. zaključnom dijelu rada iznesena su zaključna razmatranja ovog rada.

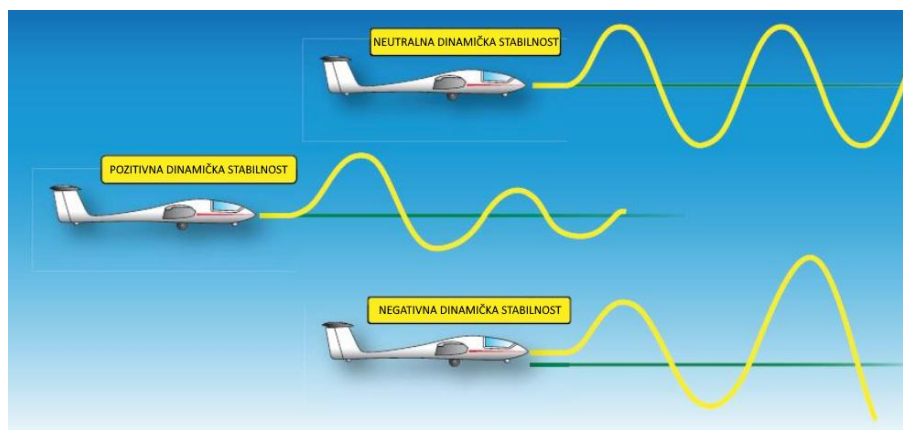
2. Stabilnost zrakoplova

Stabilnost je jedan od najvažnijih parametara prilikom dizajna zrakoplova i ona opisuje svojstvo (tendenciju) samog zrakoplova da se vrati u stanje ravnoteže nakon učinka neke vanjske sile (poremećaj). Stabilnost može biti statička ili dinamička, a promatrani sustav (zrakoplov) može biti stabilan, nestabilan ili neutralan.

Statička stabilnost opisuje inicijalni odziv zrakoplova nakon poremećaja u ravnotežnom letu, dok se dinamička stabilnost bavi odazivom zrakoplova tijekom vremena nakon poremećaja u ravnotežnom letu. Dinamički stabilan zrakoplov mora biti i statički stabilan [1]. Stabilan zrakoplov je zrakoplov koji ima tendenciju vratiti se u stanje ravnoteže nakon poremećaja, a nestabilan zrakoplov je zrakoplov koji ima tendenciju udaljavati se od ravnotežnog položaja nakon poremećaja. Neutralan zrakoplov je zrakoplov koji ostaje u stanju ravnoteže nakon poremećaja, no neutralna stabilnost je iznimno rijetka u zrakoplovstvu [2] i neće se promatrati. Slike 1. i 2. prikazuju statičku i dinamičku stabilnost za lakšu vizualizaciju stabilnosti.

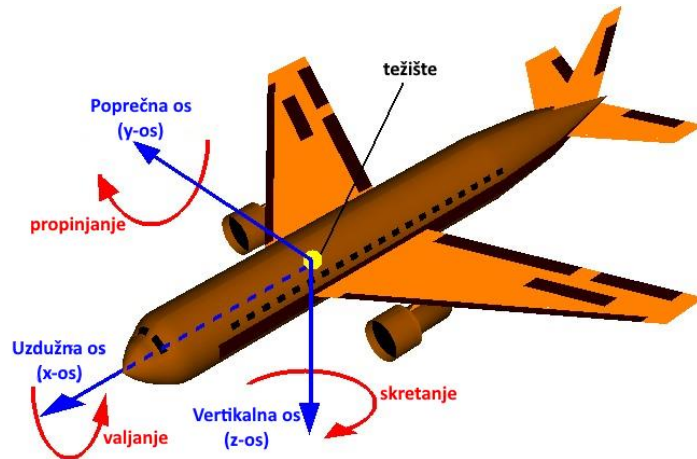


*Slika 1. Ilustracija statičke stabilnosti
(a) Statički stabilan sustav (b) Statički nestabilan sustav (c) Statički neutralan sustav
Izvor: [2]*



*Slika 2. Ilustracija dinamičke stabilnosti
Izvor: [1]*

Osim podjele stabilnosti po tendenciji zrakoplova nakon poremećaja, stabilnost se može i podijeliti na temelju promatrane osi zrakoplova. Glavne osi zrakoplova su uzdužna os (x-os), poprečna os (y-os) i vertikalna os (z-os). Stabilnost na temelju promatrane osi može biti uzdužna, poprečna i direkionalna. Navedene stabilnosti će biti pojašnjene u nastavku ovog rada. Slika 3. prikazuje ilustraciju glavnih osi zrakoplova i rotacije oko njih, poznavanje glavnih osi zrakoplova nužno je za shvaćanje stabilnosti na temelju promatrane osi zrakoplova.



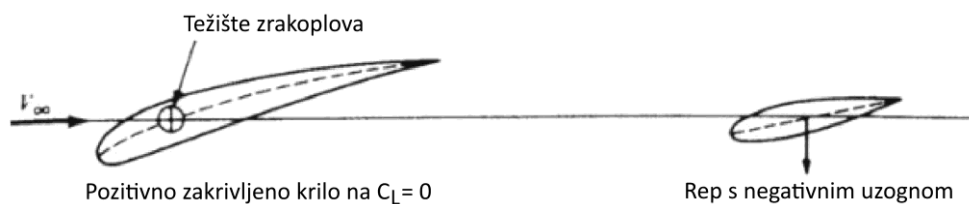
Slika 3. Glavne osi zrakoplova i rotacije oko njih
Izvor: [3]

2.1. Uzdužna stabilnost zrakoplova

Uzdužna stabilnost zrakoplova je kretanje zrakoplova oko poprečne osi nakon poremećaja (utjecaj vjetera ili pilota) [4]. Ovisi o vezi između momenta propinjanja i napadnog kuta ili koeficijenta uzgona uz nužne uvjete [1]:

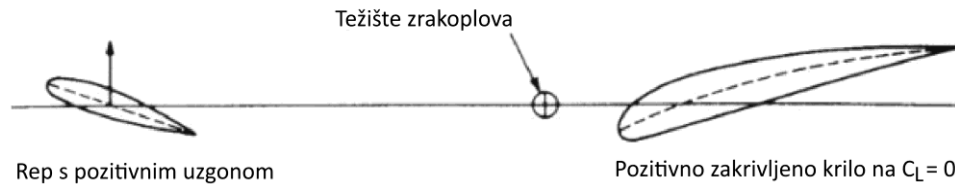
- moment propinjanja je negativan za pozitivnu promjenu napadnog kuta ili obrnuto
- moment propinjanja pri kutu nultog uzgona ($C_{M,0}$) mora biti pozitivan kako bi postojao napadni kut za koji će zrakoplov biti uravnotežen
- napadni kut za ravnotežu (α_e) mora biti u rasponu napadnih kutova za mogući let.

Krilo samo po sebi nije u ravnoteži te se uravnotežuje dodavanjem repne površine u konfiguraciju zrakoplova. Repna površina zrakoplova ima ulogu stabilizacije i upravljanja zrakoplova i može biti u konvencionalnoj ili kanard konfiguraciji [1]. U konvencionalnoj konfiguraciji, repna površina ima negativan napadni kut i stvara negativan uzgon, pozitivan moment oko težišta zrakoplova koji nastaje će stabilizirati zrakoplov ako nadvlada negativan moment oko aerodinamičkog centra zrakoplova. Ova situacija prikazana je na slici 4.



Slika 4. Konvencionalna konfiguracija repne površine u kombinaciji s krilom
Izvor: [2]

U kanard konfiguraciji, repna površina ima pozitivan napadni kut i stvara pozitivan uzgon te negativan moment oko težišta zrakoplova koji nastaje stabilizira zrakoplov ako nadvlada pozitivan moment oko aerodinamičkog centra zrakoplova. Ova situacija prikazana je na slici 5. Kanard konfiguracija nažalost ima negativan utjecaj na protok zraka preko krila te iz tog razloga nije popularna [2].



Slika 5. Kanard konfiguracija repne površine u kombinaciji s krilom
Izvor: [2]

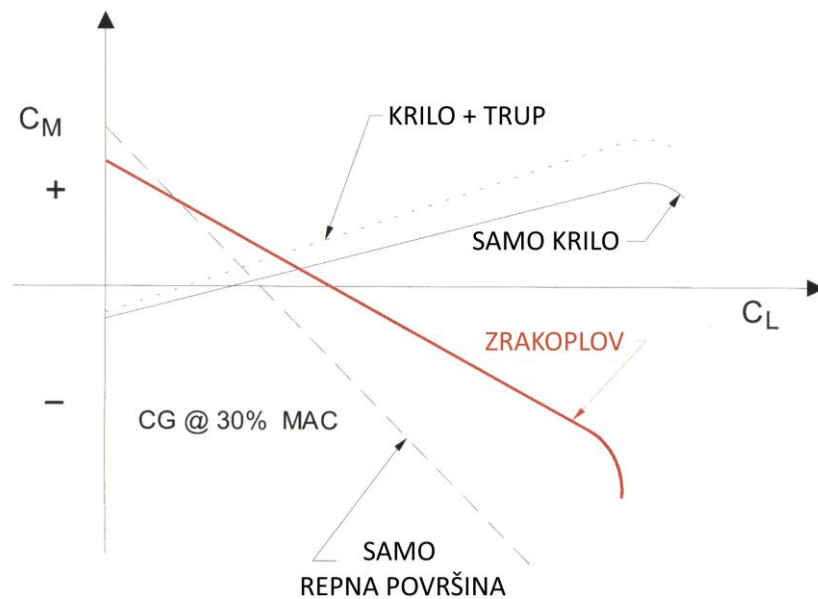
Položaj težišta zrakoplova također ima utjecaj na uzdužnu stabilnost zrakoplova. Pomicanjem težišta zrakoplova prema repnoj površini, moment repne površine će se smanjiti (zbog smanjenja kraka sile), a moment krila će se povećati (zbog povećanja kraka sile). Daljnjim pomicanjem težišta zrakoplova, težište zrakoplova će se nalaziti na takvoj poziciji da će momenti krila i repa biti jednakog iznosa. U takvoj situaciji neće biti momenta oko težišta zrakoplova nakon poremećaja i zrakoplov se neće vratiti u početno stanje ravnoteže (zrakoplov će biti statički neutralno stabilan) [4]. Pozicija težišta zrakoplova za koju je zbroj momenata krila i repa jednak nuli zove se neutralna točka.

Prilikom dizajna zrakoplova, nije poželjno da težište zrakoplova bude preblizu neutralne točke iz razloga što veća udaljenost težišta zrakoplova od neutralne točke povećava statičku uzdužnu stabilnost zrakoplova. Kako bi zrakoplov bio upravljiv, minimalna količina uzdužne stabilnosti je poželjna te se uvodi krmeno (*aft*) ograničenje pozicije težišta zrakoplova koje se nalazi ispred neutralne točke [4]. Udaljenost između pozicije težišta zrakoplova i ograničenja pozicije težišta zove se statička rezerva ili statička margina.

Osim položaja težišta zrakoplova i konfiguracije repne površine, dijelovi (komponente) zrakoplova također imaju svoj doprinos ukupnom momentu propinjanja zrakoplova [4]:

- doprinos krila uzdužnoj stabilnosti zrakoplova primarno ovisi o udaljenosti između aerodinamičkog centra (točka na srednjoj aerodinamičkoj tetivi [MAC] u kojoj moment propinjanja krila ne ovisi o koeficijentu uzgona) i težišta zrakoplova. U konvencionalnoj konfiguraciji zrakoplova, aerodinamički centar nalazi se ispred težišta zrakoplova te krilo doprinosi nestabilnim momentom propinjanja. Uzimajući u obzir da je krilo dominantna aerodinamička površina zrakoplova, svaka promjena u doprinosu krila stabilnosti zrakoplova će znatno utjecati na stabilnost zrakoplova [4].
- doprinos trupa je u većini slučajeva destabilizirajući jer strujanjem zraka simetrično tijelo stvara nestabilan moment propinjanja
- doprinos repne površine je obično najutjecajniji u stvaranju stabilizirajućeg momenta propinjanja. Povećanje uzgona na repnim površinama stvara negativan (stabilizirajući) moment oko težišta zrakoplova.

Doprinos dijelova (komponenata) zrakoplova na prikazan je na slici 6. Stabilizirajući moment ima negativan nagib na grafu ovisnosti koeficijenta momenta propinjanja o koeficijentu uzgona, dok destabilizirajući moment ima pozitivan nagib na grafu.



Slika 6. Ukupni doprinos dijelova zrakoplova uzdužnoj stabilnosti zrakoplova
Izvor: [4]

Kao što je već spomenuto na početku ovog potpoglavlja, statička stabilnost zrakoplova uvjetuje dinamičku stabilnost zrakoplova. Dinamička uzdužna stabilnost promatra odziv zrakoplova tijekom vremena nakon poremećaja i određena je periodom jedne oscilacije (T) i vremenom potrebnom da se amplituda oscilacije smanji na $\frac{1}{2}$ početne vrijednosti. Pri promatranju dinamičke uzdužne stabilnosti zrakoplova promatramo kut propinjanja zrakoplova (θ), napadni kut zrakoplova (α), brzinu leta zrakoplova (V) i visinu na kojoj zrakoplov leti (h).

Mogu se uočiti dvije vrste oscilacija [1]:

- oscilacije dugog perioda – tzv. dugoperiodični mod (phugoid)
- oscilacije kratkog perioda - tzv. kratkoperiodični mod.

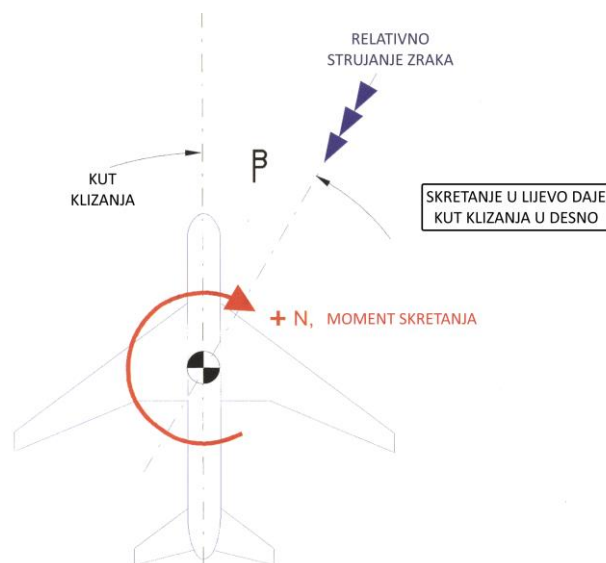
Dugoperiodični mod dinamičke uzdužne stabilnosti sastoji se od primjetnih varijacija u kutu propinjanja, visini leta i brzini pri gotovo nepromjenjivom napadnom kutu zrakoplova. Tipični period samih dugoperiodičnih oscilacija traje između jedne i dvije minute te ih pilot lako može kontrolirati [4].

Kratkoperiodični mod dinamičke uzdužne stabilnosti sastoji se od izraženih promjena napadnog kuta zrakoplova i kutne brzine propinjanja zrakoplova pri gotovo konstantnoj brzini i visini leta zrakoplova. Period kratkoperiodičnih oscilacija je veoma kratak (dvije sekunde ili kraće) te ih pilot ne može lako kontrolirati, stoga se moderni zrakoplovi opremaju prigušivačima propinjanja (*pitch dampers*) koji automatski kompenziraju oscilacije kratkog perioda [1].

2.2. Direkcionalna stabilnost zrakoplova

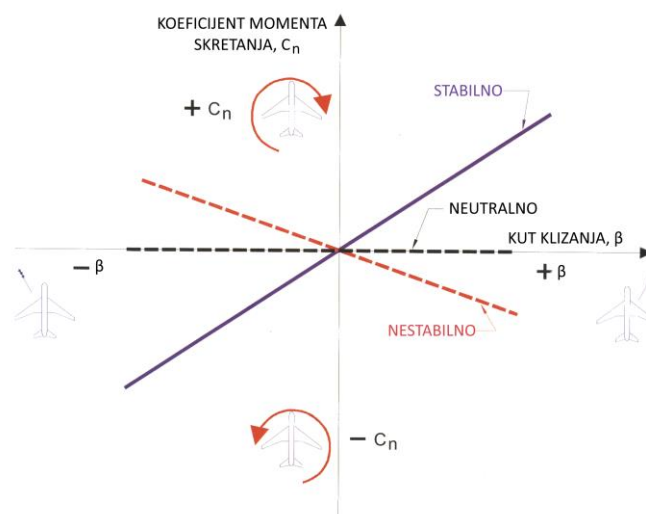
Direkcionalna stabilnost zrakoplova je stabilnost zrakoplova oko vertikalne osi zrakoplova, a ponekad se naziva i vjetrokazna stabilnost (*weathercock stability*). Direkcionalnu stabilnost zrakoplova osigurava rep zrakoplova razvijanjem momenta skretanja (N) koji vraća zrakoplov u ravnotežu nakon poremećaja koji je doveo do kuta klizanja zrakoplova [1].

Kut klizanja (β) odnosi se na pomicanje produljene uzdužne osi zrakoplova dalje od relativnog strujanja zraka te je pozitivan kada relativno strujanje zraka dolazi s desne strane zrakoplova [4]. Kut klizanja prikazan je na slici 7. Statička direkcionalna stabilnost se temelji na odzivu zrakoplova na kut klizanja. Ovisnost koeficijenta momenta skretanja o kutu klizanja prikazana je na slici 8. Pri malim kutovima klizanja, veliki pozitivan nagib krivulje prikazuje veliku direkcionalnu stabilnost, dok je pri velikim kutovima klizanja zrakoplov neutralno stabilan [1].



Slika 7. Ilustracija kuta klizanja zrakoplova

Izvor: [4]



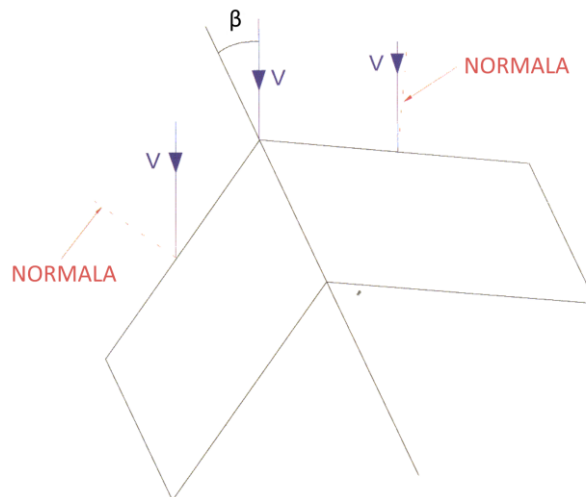
Slika 8. Ovisnost koeficijenta momenta skretanja o kutu klizanja

Izvor: [4]

Dijelovi zrakoplova uvelike doprinose direkcionalnoj stabilnosti zrakoplova [4]:

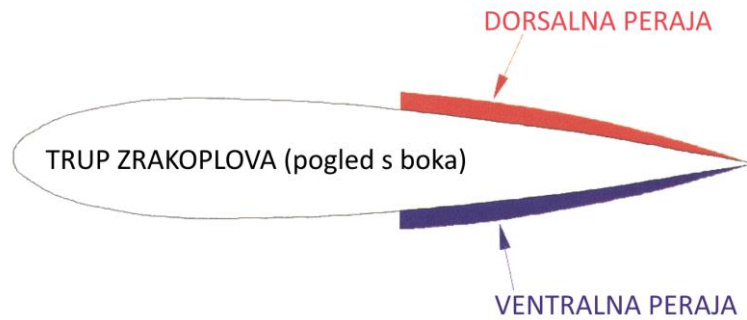
- doprinos trupa direkcionalnoj stabilnosti zrakoplova uglavnom je destabilizirajući zato što kut klizanja stvara bočnu aerodinamičnu silu koja djeluje kroz aerodinamički centar trupa koji se najčešće nalazi ispred težišta zrakoplova [4]
- doprinos ravnog krila direkcionalnoj stabilnosti je zanemariv, no ako krilo ima kut strijele, doprinos je stabilizirajući jer „prednje“ krilo stvara veći uzgon od „zadnjeg“ krila i skreće zrakoplov u smjeru relativnog strujanja zraka. Ova situacija prikazana je na slici 9.
- kormilo zrakoplova (vertikalni stabilizator) je glavni izvor direkcionalne stabilnosti zrakoplova. Kut klizanja uzrokuje promjenu uzgona (bočne sile) i stvara moment skretanja oko težišta zrakoplova koji skreće zrakoplov u smjeru relativnog strujanja zraka. Moment skretanja koji nastaje obično velikog intenziteta zato što je krak sile uzgona velik zbog udaljenosti repa zrakoplova od težišta zrakoplova. Osim kraka sile uzgona, površina kormila zrakoplova uvelike utječe na veličinu momenta skretanja zrakoplova.
- kako bi se nadvladala nestabilnost trupa, na zrakoplove se ugrađuju dorsalne i ventralne peraje koje su mali aeroprofil malog aspektnog odnosa. Dorsalna peraja je ugrađuje na gornji dio trupa pri repu dok se ventralna peraja ugrađuje na donji dio trupa pri repu. Dorsalna i ventralna peraja prikazane su na slici 10. Pri većim kutovima klizanja dorsalna i ventralna peraja stvaraju stabilizirajući moment skretanja, dok su pri manjim kutovima klizanja neutralne.

Ukupni doprinos dijelova zrakoplova direkcionalnoj stabilnosti zrakoplova prikazan je na slici 11. Stabilizirajući moment ima pozitivan nagib na grafu ovisnosti koeficijenta momenta skretanja o kutu klizanja, dok destabilizirajući moment ima negativan nagib na grafu.

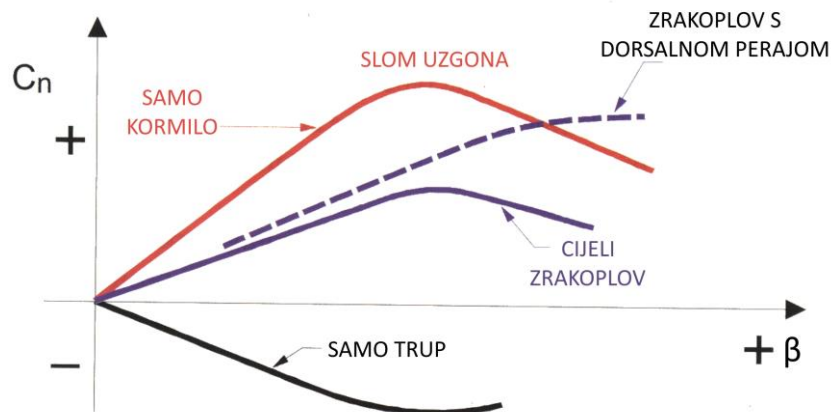


Slika 9. Ilustrirana razlika napadnog kuta krila sa strijelom

Izvor: [4]



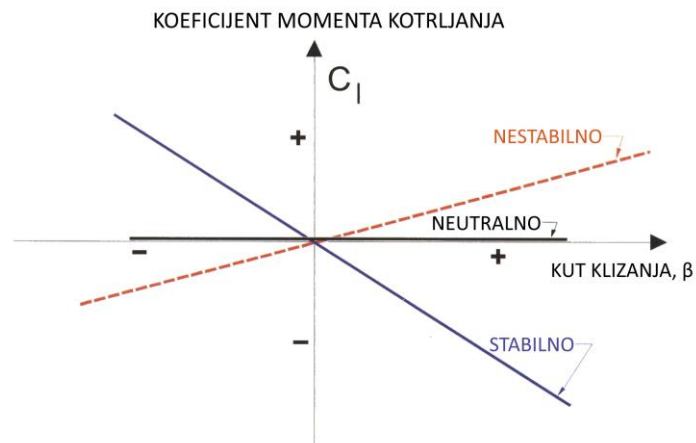
Slika 10. Dorsalna i ventralna peraja na trupu zrakoplova
Izvor: [4]



Slika 11. Ukupni doprinos dijelova zrakoplova direkionalnoj stabilnosti zrakoplova
Izvor: [4]

2.3. Poprečna stabilnost zrakoplova

Poprečna stabilnost zrakoplova uključuje razmatranje momenta valjanja (L) uslijed kuta klizanja. Poprečni poremećaj zrakoplova koji je u ravnotežnom letu stvara kut klizanja koji stvara moment valjanja koji djeluje tako da vraća zrakoplov u ravnotežni let [4]. Kut klizanja je pozitivan ako dolazi s desne strane zrakoplova [1]. Ovisnost koeficijenta momenta kotrljanja o kutu klizanja prikazan je na slici 12.



Slika 12. Ovisnost koeficijenta momenta kotrljanja o kutu klizanja
Izvor: [4]

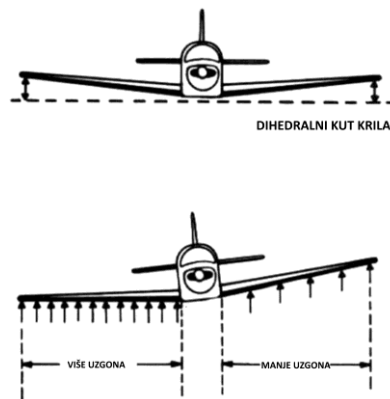
Potrebna jačina poprečne stabilnosti ovisi o puno toga iako je poželjno da zrakoplov bude poprečno stabilan [1]:

- prevelika statička poprečna stabilnost otežava polijetanje i slijetanje zrakoplova u uvjetima bočnog vjetra i može dovesti do oscilatornog spreznjanja s direkcionalnim gibanjem koje je nepoželjno
- prevelika poprečna stabilnost u kombinaciji s nepoželjnim skretanjem (*adverse yaw*) otežava performanse zrakoplova u valjanju
- kako bi kvaliteta upravljanja zrakoplovom bila dobra, potrebno je imati slabu pozitivnu poprečnu stabilnost.

Krilo ima najveći utjecaj na poprečnu stabilnost zrakoplova zbog dihedralnog kuta, svog položaja i kuta strijele. Kombinacija dihedralnog kuta, položaja krila, kuta strijele i utjecaja snage motora i zakrilca naziva se dihedralni efekt.

- dihedralni kut krila je položaj krila koji je takav da su krila ugrađena na zrakoplov „prema gore“ u odnosu na poprečnu os zrakoplova. Općenito dihedralni kut krila pozitivno doprinosi poprečnoj stabilnosti zrakoplova.
- krila na zrakoplovu mogu biti ugrađena visoko (visokokrilac), srednje (srednjekrilac) i nisko (niskokrilac). Visoko ugrađena krila imaju značajan utjecaj dihedralnog efekta, pa zrakoplov s nisko ugrađenim krilima najčešće treba značajan dihedralni kut, dok ga zrakoplov s visoko ugrađenim krilima ne treba [1]. Zrakoplov sa srednje ugrađenim krilima ima dihedralni efekt koji je jednak dihedralnom efektu samo krila, tj. zanemariv je.
- utjecaj kuta strijele krila na dihedralni efekt proporcionalan je koeficijentu uzgona te kutu strijele krila. Zrakoplov s kutom strijele krila zahtjeva manji dihedralni kut krila nego zrakoplov s ravnim krilima [4]. Kut strijele krila pozitivno doprinosi dihedralnom efektu, tj. poprečnoj stabilnosti zrakoplova
- kormilo zrakoplova može malo doprinijeti dihedralnom efektu. Ako je kormilo zrakoplova veliko, bočna sila nastala kutom klizanja može stvoriti moment valjanja i moment skretanja. Općenito je utjecaj kormila zrakoplova na poprečnu stabilnost zrakoplova veoma malen. Ventralna peraja zrakoplova stvara destabilizirajući moment valjanja te negativno doprinosi poprečnoj stabilnosti zrakoplova.

Slika 13. prikazuje razliku stvaranja uzgona između dva krila koja su ugrađena dihedralno na trup zrakoplova.



Slika 13. Ilustracija dihedralnog kuta krila zrakoplova
Izvor: [1]

Kada na zrakoplov djeluje kut klizanja, poprečni i direkcionalni odziv zrakoplova je spregnut. Za dinamičku poprečnu i direkcionalnu stabilnost zrakoplova karakteristična su tri gibanja [1]:

- spiralna divergencija – u slučaju da je direkcionalna stabilnost jača od dihedralnog efekta, zrakoplov ulazi u spiralno poniranje prema tlu
- *dutch roll* – serija zaokreta se zrakoplov valja u jednom pravcu, a skreće u drugi. Kombinacija valjanja i skretanja čiji period traje od 3 do 15 sekundi
- mod valjanja – aperiodski obično stabilan mod, prigušenje valjanja uslijed kutne brzine valjanja krila

Spiralna divergencija pojavljuje se kada je direkcionalna stabilnost zrakoplova puno veća od dihedralnog efekta. Kada se pojavi mali kut klizanja na zrakoplov u ravnotežnom letu, velika direkcionalna stabilnost zrakoplova skreće nos zrakoplova u smjeru relativnog strujanja zraka dok dihedralni efekt zaostaje u vraćanju zrakoplova u ravnotežno stanje lateralno. Stopa divergencije u spiralnom kretanju je postepen, pa pilot s lakoćom može kontrolirati spiralnu divergenciju [4].

Dutch roll se pojavljuje kada je dihedralni efekt puno veći u usporedbi sa statičkom direkcionalnom stabilnošću. *Dutch roll* je spregnuta poprečna i direkcionalna oscilacija koja nastaje kada dihedralni efekt valja zrakoplov prilikom skretanja zbog povećanja uzgona na „prednjem“ krilu. Povećani inducirani otpor na krilu koje se podiže će skrenuti zrakoplov suprotno od skretanja uzrokovanog dihedralnim efektom koje će izokrenuti spregnute oscilacije [4]. Na zrakoplove koji teže *dutch rollu* ugrađuju se prigušivači skretanja (*yaw dampers*). Ako prigušivač skretanja ne uspije prigušiti *dutch roll*, pilotu je preporučeno prigušiti *dutch roll* krilcima. Pokuša li pilot prigušiti *dutch roll* kormilom, oscilacije uzrokovane pilotom (PIO – *pilot induced oscillations*) mogu uzrokovati da pilot izgubi kontrolu i *dutch roll* postane divergentan.

Mod valjanja (eng. *roll mode*) nastaje kada zrakoplov pri valjanju kutnom brzinom oko težišta stvara translacijsku komponentu brzine na vrhovima krila. Zbog raspodjele uzgona na krilima, nastaje negativni moment valjanja koji se suprotstavlja kutnoj brzini.

3. Numerički proračun parametara stabilnosti

Kako je stabilnost zrakoplova vrlo bitan parametar pri dizajnu i proizvodnji zrakoplova, uz zrakoplovstvo, razvijale su se metode i alati analize stabilnosti zrakoplova, a jedan od njih je analiza stabilnosti zrakoplova uz pomoć računala. Isprva su se za analizu stabilnosti zrakoplova uz pomoć računala razvijali programi korišteni u vojne i profesionalne (komercijalne) svrhe, ali napretkom i širom dostupnosti računalne tehnologije, razvijeni su računalni programi namijenjeni amaterima. Flow5 je takav računalni program i on će biti korišten za analizu stabilnosti zrakoplova Airbus A320-200 (u daljnjem tekstu A320). Zrakoplov A320 je odabran za analizu zato što je obitelj A320 europskog proizvođača Airbus jedna od najpopularnijih obitelji zrakoplova na svijetu te ih koristi i hrvatska nacionalna aviokompanija Croatia Airlines.

Računalni program flow5 je alat za analizu zrakoplova i jedra koja se koriste za operacije pri malim Reynoldsovima brojevima s namjenom da preliminarni dizajn krila, zrakoplova i jedra bude pouzdan, brz i prilagođen korisniku. Flow5 je sljedeća generacija programa xflr5 koji je razvijen za svrhu analize zrakoplova i sail7 koji je razvijen za svrhu analize jedra, no nakon 15 godina razvoja programa xflr5 i sail7, programer André Deperrois odlučio je početi ispočetka i prepisati izvorni kod programa kako bi doradio funkcionalnosti i integrirao oba programa u jedan unificirani program [5].

Program flow5 bit će korišten za izradu modela zrakoplova A320 u mjerilu 1:1 i analizu stabilnosti pomoću ugrađene metode analize stabilnosti. Potrebno je napomenuti da je program flow5 namijenjen za analizu zrakoplova koji se koriste za operacije pri malim Reynoldsovima brojevima, a Reynoldsov broj ovisi o duljini karakteristične duljine (duljina tetive aeroprofila) i brzini zrakoplova. Zrakoplov A320 ima srednju aerodinamičku tetivu duljine 4,26 m i leti brzinama do 450 čvorova (231,5 m/s) te se korištenjem tih podataka dobiva Reynoldsov broj od preko 67 milijuna, što je daleko veći Reynoldsov broj od Reynoldsovog broja za koji je program flow5 namijenjen.

$$Re = \frac{\rho \cdot v \cdot c}{\mu} = \frac{1,225 \cdot 231,5 \cdot 4,26}{1,7889 \cdot 10^{-5}} = 67.532.156,63$$

pri uvjetima ISA/SL (*International Standard Atmosphere Sea Level*), gdje je ρ gustoća zraka, v brzina leta zrakoplova, c karakteristična duljina (srednja aerodinamička tetiva) i μ dinamički koeficijent viskoznosti

Općenito se program flow5 koristi za dizajn i analizu bespilotnih modela zrakoplova (s pogonom i bez pogona) koji su puno manji od modela zrakoplova A320 koji će biti korišten u ovom radu. Stoga, postoji odstupanje rezultata analize stabilnosti zrakoplova A320 pomoću programa flow5 i rezultata analize stabilnosti koja bi bila izvršena pomoću programa koji je namijenjen za vojnu ili profesionalnu svrhu.

Osim ograničenja programa flow5 vezanih za Reynoldsov broj, bitno je napomenuti da će za analizu stabilnosti zrakoplova A320 biti izrađen pojednostavljen model zrakoplova (bez motora, upravljačkih površina, prozora, vrata, itd.). Model koji će biti izrađen sastojat će se od pojednostavljenog krila bez kuta dijedra, horizontalnog i vertikalnog stabilizatora i trupa.

Navier-Stokes jednadžbe su parcijalne diferencijalne jednadžbe koje opisuju gibanje viskoznih fluida. Moglo bi se reći da su Navier-Stokes jednadžbe važne za dinamiku fluida kao što su Maxwellove jednadžbe važne za elektromagnetizam, tj. fundamentalne su. Računalna dinamika fluida se temelji na numeričkom izračunu Navier-Stokes jednadžbi, međutim izračun rješenja Navier-Stokes jednadžbi je izrazito težak te se koriste metode pojednostavljenja kako bi se dobila aproksimativna rješenja. Program flow5 koristi takve metode. Prvi korak pojednostavljenja je da se riješimo parametra koji stvara veći dio kompleksnosti, a to je viskoznost. Zanimarivanjem viskoznosti dobivaju se Eulerove jednadžbe koje opisuju gibanje kontinuitet u fluidu kojemu je viskoznost jednaka nuli, tj. u neviskoznom fluidu. Daljnje pojednostavljenje pretpostavlja da se čestice fluida ne rotiraju prilikom gibanja kako bi se dobilo potencijalno ili nevtložno strujanje fluida. Neki primjeri potencijalnih strujanja su izvor/ponor, dvopol i vrtlog. Daljnjim pretpostavljanjem da strujanje fluida nije stlačivo dobiva se Laplaceova jednadžba koja vrijedi za nestlačivo i nevtložno strujanje. Rješenja Laplaceove jednadžbe se izračunavaju u 2D i 3D okruženju u programu flow5 [5].

Kako bi se dobila rješenja Laplaceove jednadžbe, potrebno je izračunati potencijal za koji vrijedi da je gradijent potencijala brzine jednak nuli i koji zadovoljava granične uvjete. Program flow5 koristi dvije vrste graničnih uvjeta: Dirichlet i Neumann granični uvjeti. Dirichlet granični uvjeti određuju vrijednost potencijalne funkcije na specifičnim lokacijama, dok Neuman granični uvjeti određuju vrijednost gradijenta potencijalne funkcije na površinama. Ako se za izračun rješenja Laplaceove jednadžbe koristi *panel* metoda, potrebno je primijeniti Kuttin uvjet. Krilo stvara uzgon tako da preusmjerava strujanje prema dolje, a to se događa kada nastaje vrtlog oko krila koji dodaje svoje polje brzina brzini slobodnog strujanja. Kuttin uvjet navodi da vrtlog koji nastaje mora imati takvo strujanje da brzina ukupnog strujanja (slobodno strujanje + vrtlog) na izlaznom rubu mora biti jednaka i na gornjaci i donjaci krila [5]. Tablica 1 prikazuje pregled metoda korištenih u programu flow5.

Tablica 1. Metode korištene u programu flow5

Metoda	Elementarna rješenja	Granični uvjeti
<i>Lifting Line Theory (LLT)</i>	Vrtlozi	Neumann
<i>Vortex Lattice Method (VLM)</i>	Vrtlozi	Neumann
<i>Panel Method</i>	Ploče izvora/ponora i dvopola	Neumann i/ili Dirichlet
<i>Triangle based Galerkin Method</i>	Ploče izvora/ponora i dvopola	Neumann i/ili Dirichlet

Izvor: [5]

Lifting Line Theory (LLT) pretpostavlja da je krilo linearni vrtlog koje svoju cirkulaciju postepeno ispušta u svom tragu. Pretpostavkom da je krilo linearni vrtlog, gubi se mogućnost uračunavanja efekta dijedra ili kuta strijele.

Vortex Lattice Method (VLM) pozicionira vrtloge i primjenjuje Neumann granični uvjet na svaku elementarnu ploču. Program flow5 koristi dvije vrste VLM metode: VLM1 koja koristi jedan vrtlog oblika potkove za svaku elementarnu ploču te VLM2 koja koristi prstenasti vrtlog za svaku elementarnu ploču i vrtlog oblika potkove na izlaznom rubu krila.

Panel Method koristi jednu ploču dvopola i jednu ploču izvora/ponora za svaku elementarnu ploču uz granični uvjet koji vrijedi samo unutar svake ploče.

Triangle-based Galerkin Method je unaprijeđena *Panel* metoda koja svaku ploču zamjenjuje dvama trokutastim pločama. Ova metoda biti će detaljnije pojašnjena u narednim poglavljima.

3.1. Tehničko-eksploatacijske karakteristike zrakoplova Airbus A320

Od kada je Airbus lansirao obitelj uskotrupnih mlaznih zrakoplova A320, stvorio je svjetski standard udobnog leta na kratkim do srednje dugim relacijama. Zrakoplov Airbus A320-200, prikazan na slici 14, nudi prilagodljivu kabinu koja se može koristiti u konfiguracijama od 140 do 180 sjedala [6]. Tablica 2 prikazuje neke tehničko-eksploatacijske karakteristike zrakoplova A320-200, čiji model će se koristiti za analizu stabilnosti.



Slika 14. Zrakoplov Airbus A320-200 u letu
Izvor: [6]

Tablica 2. Tehničko-eksploatacijske karakteristike zrakoplova Airbus A320-200

duljina	37,57	m
visina	11,76	m
raspon krila	34,11	m
površina krila	122,40	m ²
dolet	3350	NM
maksimalna brzina	480	kt
brzina krstarenja	470	kt
brzina sigurnog uzlijetanja (V_2)	145	kt
brzina prilaza (V_{at})	135	kt
praktični vrhunac leta	41.000	ft
visina krstarenja	39.000	ft
operativna masa	44.294	kg
MTOM (<i>Maximum Take-Off Mass</i>)	74.000	kg
konfiguracija motora	2x CFM56-5B4	
potisak jednog motora	98-120	kN

Izvori: [6], [7], [8], [9]

3.2. Izrada aeroprofila modela zrakoplova Airbus A320

Prilikom izrade modela bilo kojeg zrakoplova u programu flow5 potrebno je započeti odabirom i dizajniranjem aeroprofila koji će biti korišten na modelu zrakoplova u modulu *Foil Design*. Flow5 nudi dizajn aeroprofila na šest načina:

- interpolacijom aeroprofila pomoću dva već dizajnirana aeroprofila
- odabirom NACA aeroprofila upisivanjem naziva željenog NACA aeroprofila (4 ili 5 znamenkasti NACA aeroprofili)
- određivanjem točaka gornjake i donjake aeroprofila koordinatama
- ručni dizajn aeroprofila počevši od simetričnog klina (from 1 spline)
- ručni dizajn aeroprofila počevši od asimetričnog klina (from 2 splines)
- ručni dizajn aeroprofila određivanjem zakrivljenosti i pozicije srednje linije

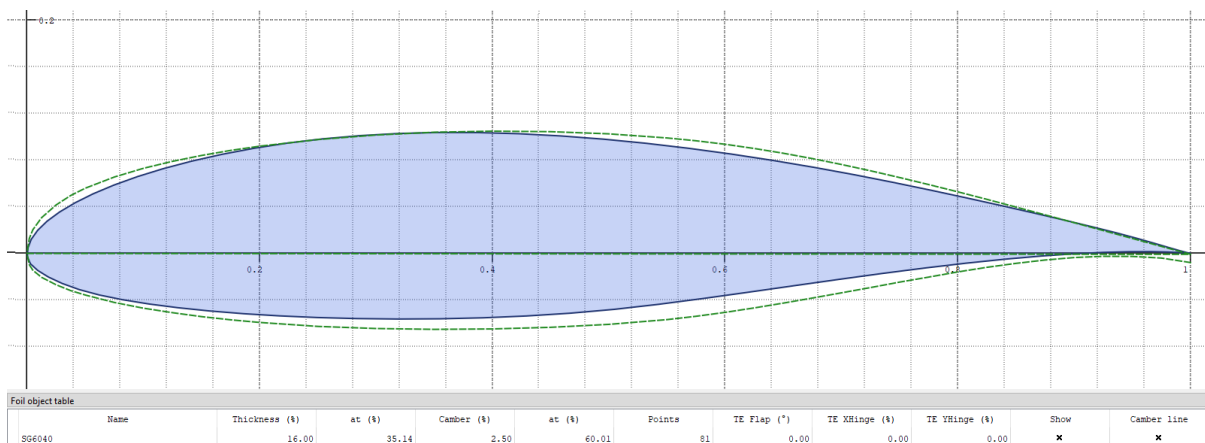
Aeroprofili koji su dizajnirani za upotrebu na modelu zrakoplova A320 su SG6040 i NACA 0009. Bitno je napomenuti da odabrani aeroprofili nisu identični aeroprofilima koji se

zapravo koriste na zrakoplovu A320 zato što proizvođači zrakoplova velik dio informacija o dizajnu svojih zrakoplova smatraju poslovnom tajnom i nisu javno dostupne, a jedna od tih informacija su aeroprofilu korišteni prilikom dizajna zrakoplova.

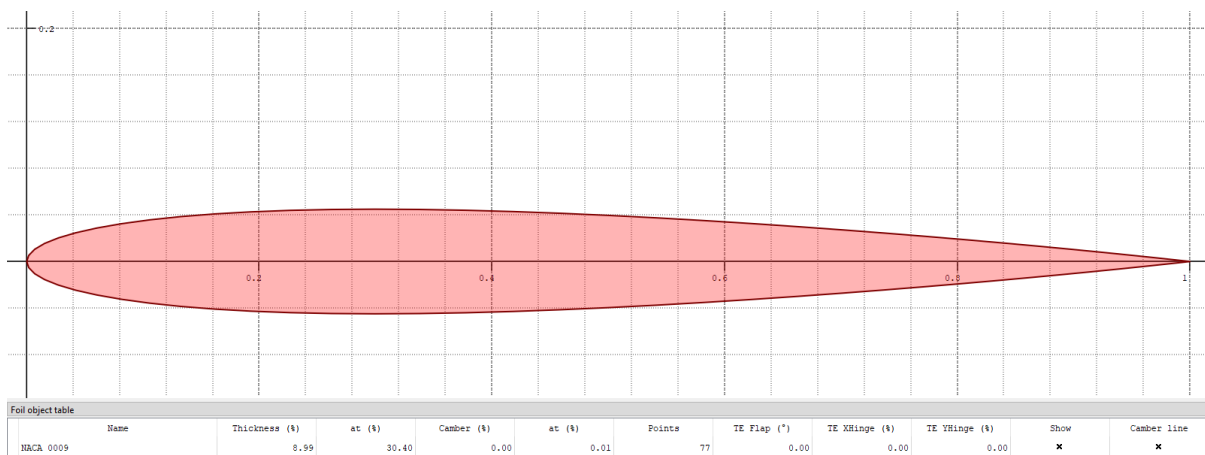
Aeroprofil SG6040 odabran je nakon što je iz geometrije aeroprofila zrakoplova određeno da je najbliži aeroprofil stvarnom aeroprofilu krila A320 zapravo aeroprofil LS(1)-0417 (superkritični aeroprofil). Međutim, analiza i korištenje superkritičnih aeroprofila nije moguće u flow5, te je na web stranici Airfoil Tools pomoću popisa aeroprofila sličnih aeroprofilu LS(1)-0417 (*Similar Airfoils*) usporedbom podataka o debljini i zakrivljenosti aeroprofila pronađen aeroprofil koji je karakteristikama i vizualno najbliži tom aeroprofilu, a to je aeroprofil SG6040. Podaci o aeroprofilima korištenim na repu zrakoplova A320 nisu dostupni javno, te je aeroprofil NACA 0009 odabran zato što se obično na repu zrakoplova koriste simetrični aeroprofilu kojima je debljina između 9% i 15%, a aeroprofil NACA 0009 je simetričan i debljina aeroprofila iznosi 9%.

Aeroprofilu SG6040 i NACA 0009 su dizajnirani u flow5 određivanjem točaka gornjake i donjake aeroprofila koordinatama koje su pribavljene na web stranici Airfoil Tools ([10] i [11]).

Slike 15 i 16 prikazuju aeroprofile SG6040 i NACA 0009 koji su dizajnirani u flow5 za upotrebu na modelu zrakoplova A320.



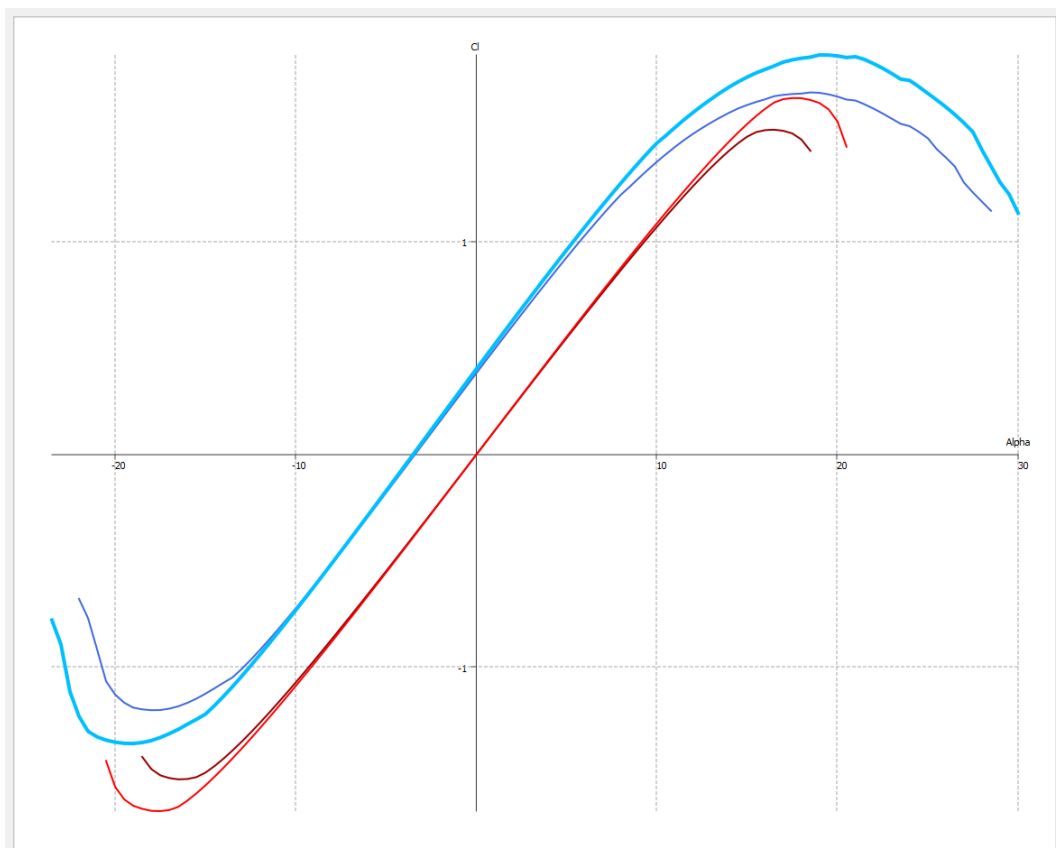
Slika 15. Aeroprofil SG6040 dizajniran u flow5 u usporedbi s aeroprofilom LS(1)-0417



Slika 16. Aeroprofil NACA 0009 dizajniran u flow5

Kako bi nakon izrade modela zrakoplova mogla izvršiti analiza stabilnosti, potrebno je prvo izvršiti analizu aeroprofila koji će se koristiti za model zrakoplova. Analiza aeroprofila u flow5 nije moguća zbog ograničenja *GNU General Public License* [12]. Stoga, analiza aeroprofila izvršena je pomoću ugrađene funkcije flow5 koja izvozi podatke o aeroprofilu u računalni program xflr5, zatim izvršavanje analize aeroprofila pomoću xflr5 te ponovnim uvoženjem rezultata analize u flow5. Analize aeroprofila SG6040 i NACA 0009 provedene su u standardnim ISA uvjetima atmosfere na razini mora pri Reynoldsovima brojevima od 10.000 do $8,5 \cdot 10^7$ i napadnim kutovima od -30° do 30° svakih $0,5^\circ$. Sljedeći grafovi prikazuju podatke za Reynoldsov broj $7,68 \cdot 10^6$ (NACA 0009 i SG6040) i Reynoldsov broj $3,76 \cdot 10^7$ (NACA 0009 i SG6040) kako bi se vizualizirala razlika performansi aeroprofila pri malim brzinama (26,33 m/s) i velikim brzinama (128,89 m/s).

Slika 17. prikazuje graf ovisnosti koeficijenta uzgona o napadnom kutu aeroprofila tj. C_L/α graf.



Slika 17. Ovisnost koeficijenta uzgona o napadnom kutu aeroprofila

$$Re = 7,68 \cdot 10^6 \text{ (NACA 0009 i SG6040)}$$

$$Re = 3,67 \cdot 10^7 \text{ (NACA 0009 i SG6040)}$$

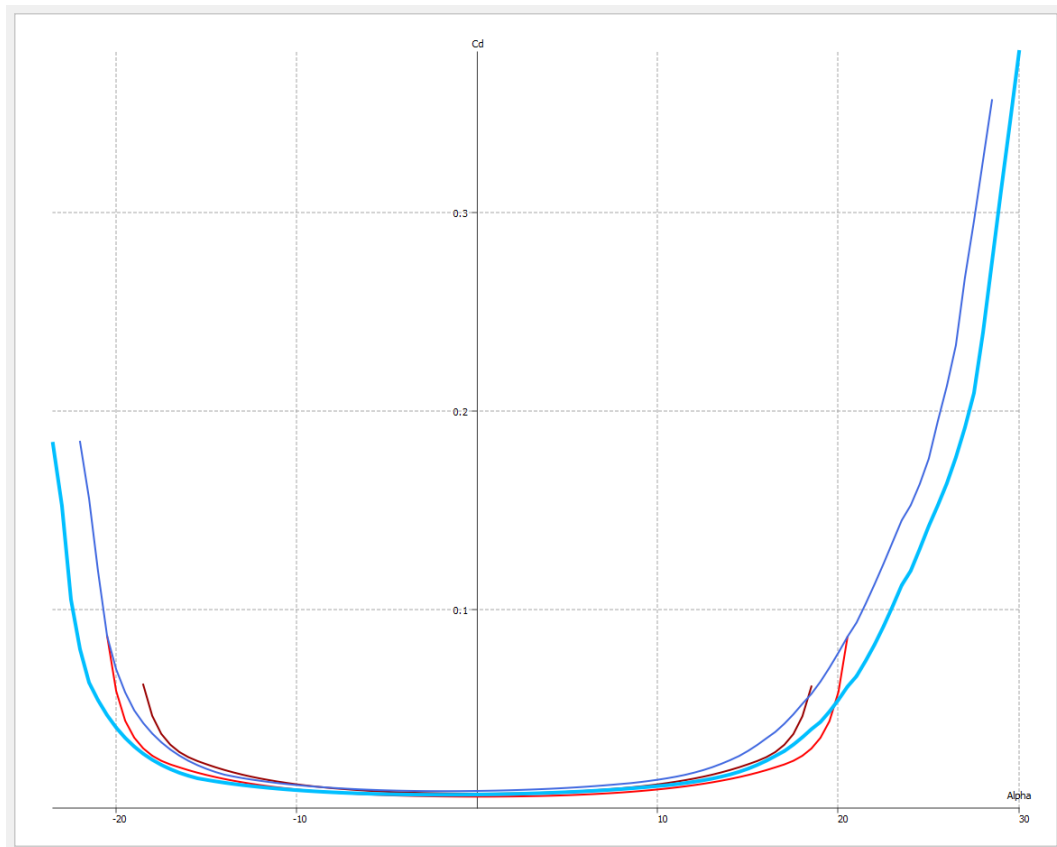
Za aerofil NACA 0009 postoji linearna ovisnost koeficijenta uzgona o napadnom kutu koja je gotovo neovisna o promjenama Reynoldsovog broja kod manjih napadnih kutova $-9 < \alpha < 9$, dok za aerofil SG6040 takva linearna ovisnost postoji za napadne kutove u rasponu $-10 < \alpha < 7$. Vrijednost kuta nultog uzgona za aerofil NACA 0009 iznosi $\alpha_{L0} = 0^\circ$ zbog simetrije aeroprofila, dok za aerofil SG6040 koji nije simetričan iznosi $\alpha_{L0} = -3,40^\circ$ i $\alpha_{L0} = -3,51^\circ$. Kod većih napadnih kutova dolazi do odvajanja graničnog sloja (tj. sloma uzgona nakon kritičnog napadnog kuta) s gornjake aeroprofila te gradijent porasta koeficijenta uzgona počinje

opadati do kritičnog napadnog kuta kada koeficijent uzgona počinje padati. Ista situacija događa se pri „većim“ negativnim napadnim kutovima gdje dolazi do odvajanja graničnog sloja s donjake, rezultirajući porastom koeficijenta uzgona. Vrijednosti kritičnih napadnih kutova i maksimalnog koeficijenta uzgona prikazane su u tablici 3.

Tablica 3. Vrijednosti kritičnih napadnih kutova i maksimalnog koeficijenta uzgona

	NACA 0009	NACA 0009	SG6040	SG6040
Kritični napadni kut (α_k)	16,5°	17,5°	18,5°	19,0°
Maksimalni koeficijent uzgona (C_{Lmax})	1,5275	1,6763	1,7027	1,8789

Slika 18. prikazuje graf ovisnosti koeficijenta otpora o napadnom kutu aeroprofila tj. C_D/α graf.



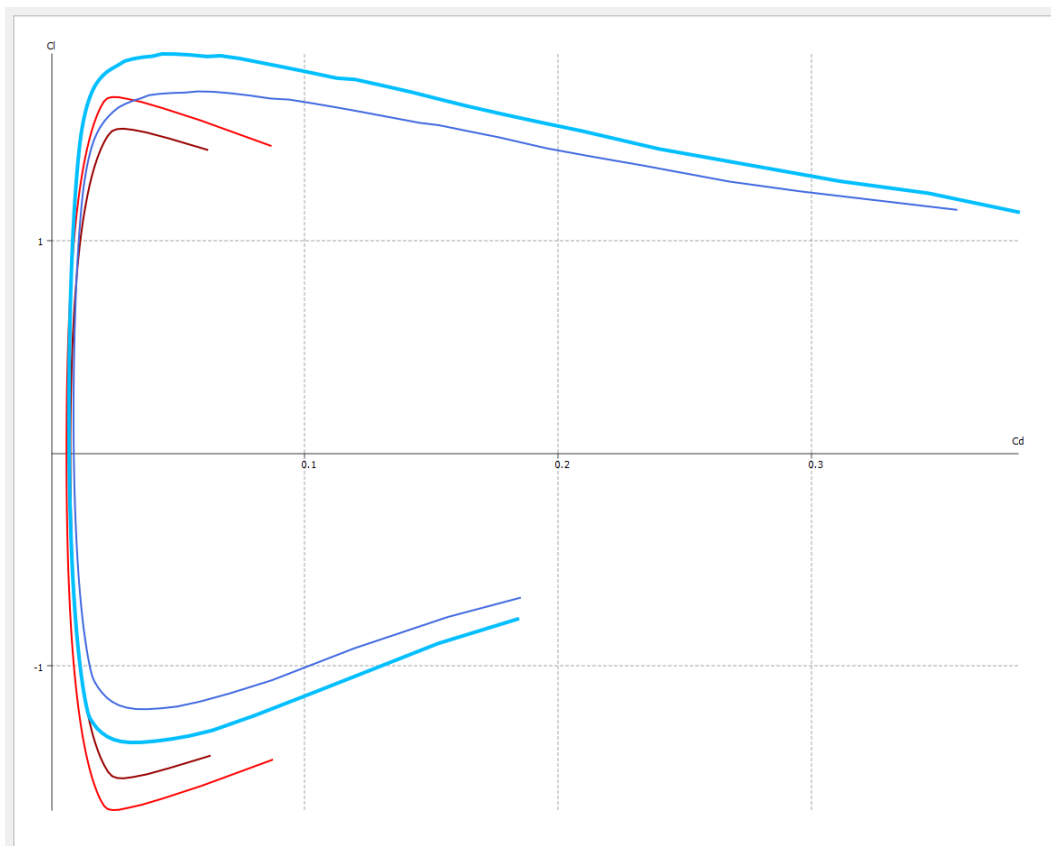
Slika 18. Ovisnost koeficijenta otpora o napadnom kutu aeroprofila

$Re = 7,68 \cdot 10^6$ (NACA 0009 i SG6040)

$Re = 3,67 \cdot 10^7$ (NACA 0009 i SG6040)

Iz grafa je vidljivo da je funkcija oblika parabole. Koeficijent otpora ima malu vrijednost i gotovo se ne mijenja pri malim napadnim kutovima, no pri većim napadnim kutovima počinje naglo rasti.

Slika 19. prikazuje graf ovisnosti koeficijenta uzgona o koeficijentu otpora aeroprofila tj. C_L/C_D graf ili polara aeroprofila.



Slika 19. Ovisnost koeficijenta uzgona o koeficijentu otpora aeroprofila

$Re = 7,68 \cdot 10^6$ (NACA 0009 i SG6040)

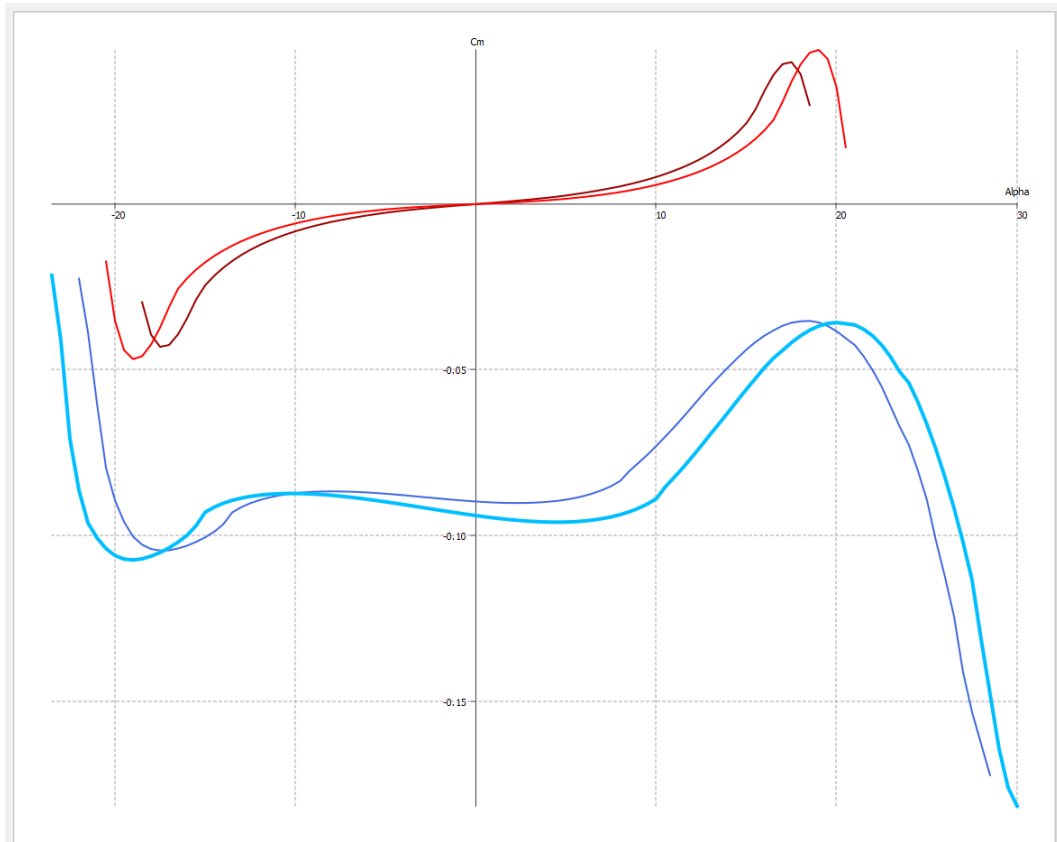
$Re = 3,67 \cdot 10^7$ (NACA 0009 i SG6040)

Polara aeroprofila sadrži karakteristične točke poput maksimalne finese aeroprofila ($(C_L/C_D)_{\max}$), maksimalna vrijednost koeficijenta uzgona pri kritičnom napadnom kutu ($C_{L\max}$), koeficijent otpora pri nultom kutu uzgona (C_{D0}) i minimalna vrijednost koeficijenta otpora ($C_{D\min}$). Vrijednosti karakterističnih točaka polare aeroprofila prikazane su u tablici 4.

Tablica 4. Vrijednosti karakterističnih točaka polare aeroprofila

	NACA 0009	NACA 0009	SG6040	SG6040
$(C_L/C_D)_{\max}$	89,4293	115,7000	100,1880	133,427
$C_{L\max}$	1,5275	1,6763	1,7027	1,8789
$C_{D\min}$	$7,3039 \cdot 10^{-3}$	$5,7636 \cdot 10^{-3}$	$8,5375 \cdot 10^{-3}$	$6,7253 \cdot 10^{-3}$
C_{D0}	$7,3079 \cdot 10^{-3}$	$5,7637 \cdot 10^{-3}$	$8,6426 \cdot 10^{-3}$	$6,7990 \cdot 10^{-3}$

Slika 20. prikazuje ovisnost koeficijenta momenta propinjanja o napadnom kutu aeroprofila tj. C_m/α graf.



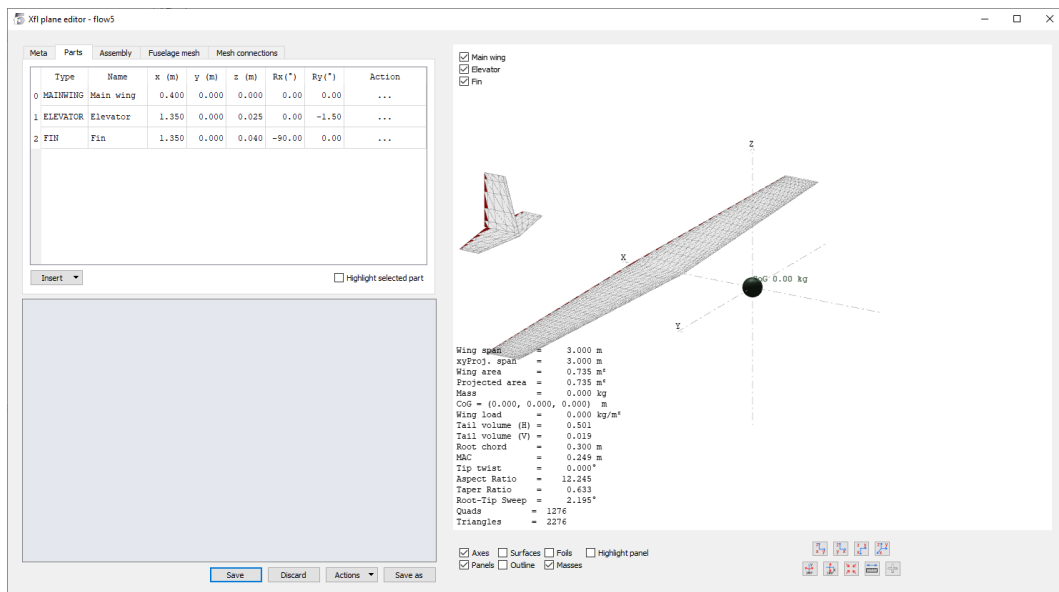
Slika 20. Ovisnost koeficijenta momenta propinjanja o napadnom kutu aeroprofila
 $Re = 7,68 \cdot 10^6$ (NACA 0009 i SG6040)
 $Re = 3,67 \cdot 10^7$ (NACA 0009 i SG6040)

Kako je već pojašnjeno u poglavlju 2.1. pozitivni moment propinjanja podiže prednji brid i stabilizira aeroprofil, dok negativni moment propinjanja spušta prednji brid i destabilizira aeroprofil. Simetrični aeroprofili poput aeroprofila NACA 0009 postižu nulti koeficijent momenta propinjanja pri napadnom kutu $\alpha = 0^\circ$, dok asimetrični aeroprofili poput SG6040 pri napadnom kutu $\alpha = 0^\circ$ postižu koeficijent momenta propinjanja neke određene vrijednosti. Iz grafa je vidljivo da je aeroprofil NACA 0009 (aeroprofil korišten na repnim površinama zrakoplova) stabilan, dok je aeroprofil SG6040 (aeroprofil korišten na krilu zrakoplova) nestabilan, što potvrđuje tezu da krilo samo po sebi nije stabilno te je potrebno stabilizirati zrakoplov pomoću repne površine.

3.3. Izrada modela zrakoplova Airbus A320

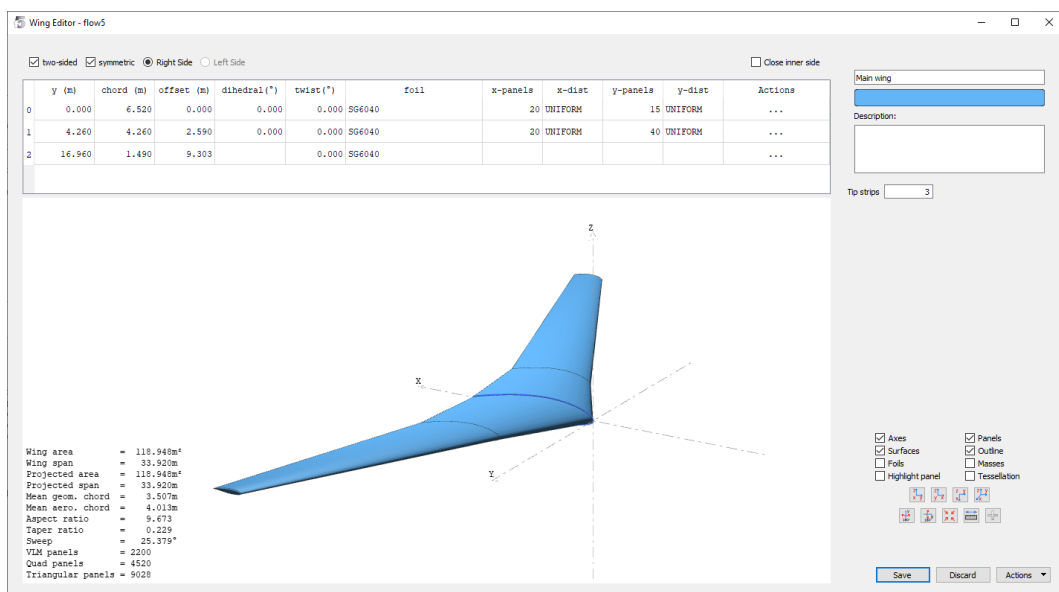
Nakon analize aeroprofila koji će biti korišteni za pojednostavljeni model zrakoplova A320, potrebno je modelirati dijelove zrakoplova (trup, krila, horizontalni i vertikalni stabilizator) koji će biti korišteni za analizu stabilnosti zrakoplova A320. Program flow5 nudi mogućnost ručnog dizajna i modeliranja svakog od navedenih dijelova.

Prilikom stvaranja novog modela zrakoplova u programu flow5, automatski su dodana tri generička dijela: krila, horizontalni i vertikalni stabilizator. Sučelje nakon stvaranja novog modela zrakoplova prikazano je na slici 21.



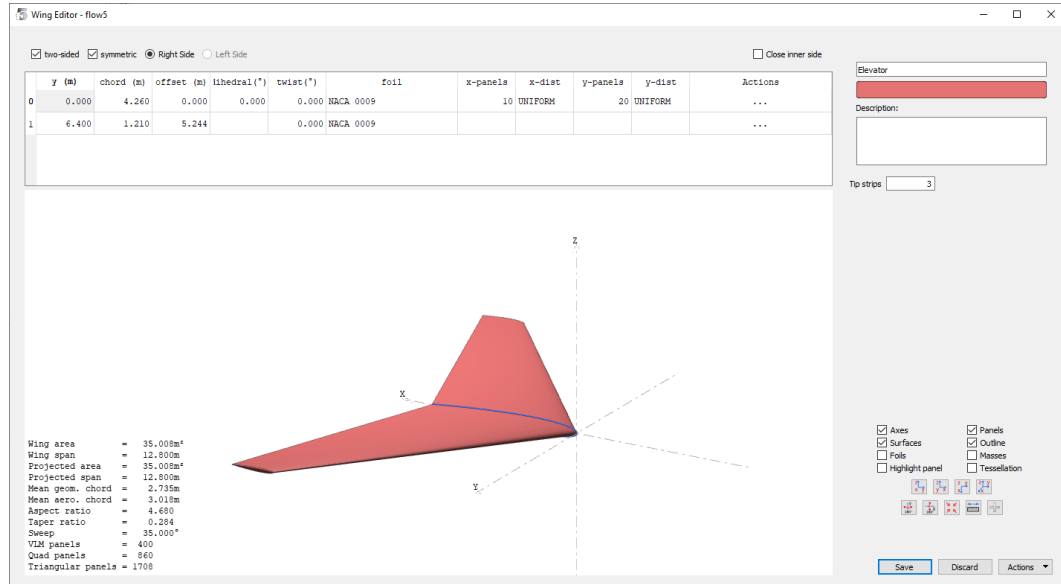
Slika 21. Početno sučelje nakon stvaranja novog modela zrakoplova u programu flow5

Dizajn modela zrakoplova započeo je dizajnom krila zrakoplova A320. Pomoću podataka određenih pomoću geometrije zrakoplova A320 i online izvora ([8]), modelirano je simetrično krilo za upotrebu za analizu stabilnosti zrakoplova A320. Modelirano simetrično krilo prikazano je na slici 22. Program flow5 nudi mogućnost korištenja više različitih aeroprofila na jednom krilu, no za potrebe ovog rada korišten je aeroprofil SG6040 za cijelo simetrično krilo. Bitno je napomenuti da prilikom stvaranja modela aerodinamičkih površina, program flow5 automatski stvara mrežu aerodinamičkih površina koja će biti korištena za analizu i prikaz podataka analize, dok je mrežu trupa zrakoplova potrebno stvoriti naknadno ručno. Proces stvaranja mreže trupa zrakoplova bit će objašnjen naknadno.



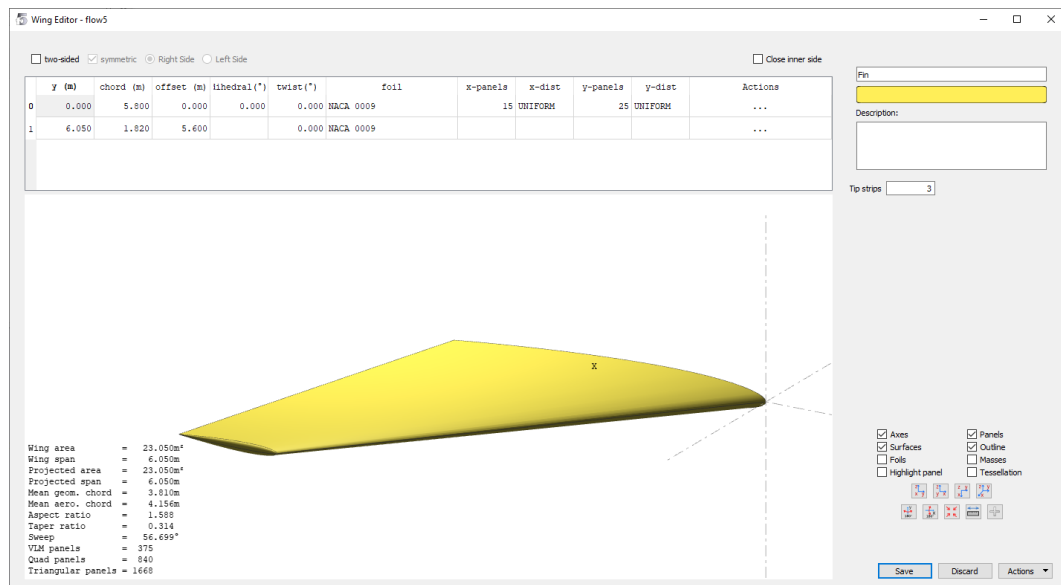
Slika 22. Modelirano krilo zrakoplova A320

Nakon krila, modeliran je horizontalni stabilizator. Za modeliranje horizontalnog stabilizatora korišteni su isti izvori podataka (geometrija zrakoplova A320 i online izvori ([8])). Modeliran simetrični horizontalni stabilizator prikazan je na slici 23. Kao i za krilo, program flow5 nudi mogućnost korištenja više različitih aeroprofila na jednom horizontalnom stabilizatoru, no za model je korišten aeroprofil NACA 0009.



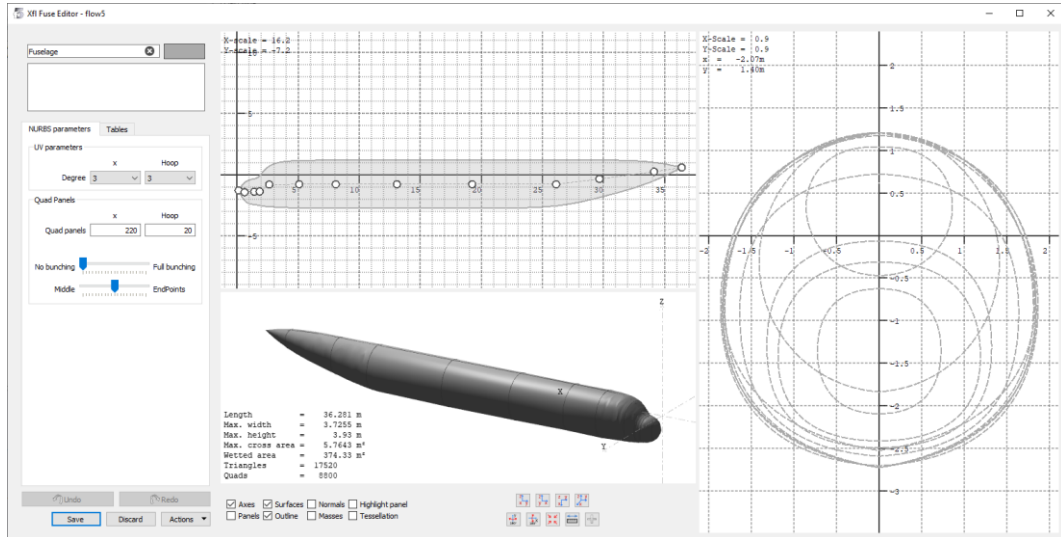
Slika 23. Modeliran horizontalni stabilizator zrakoplova A320

Posljednja aerodinamička površina koja je modelirana je vertikalni stabilizator. Za modeliranje korišteni su isti izvori podataka kao i za krilo i horizontalni stabilizator. Modeliran vertikalni stabilizator prikazan je na slici 24. Potrebno je napomenuti da za razliku od krila i horizontalnog stabilizatora, vertikalni stabilizator u programu flow5 mora biti šuplji ako će biti korišten za analizu u kombinaciji s trupom zrakoplova te je vertikalni stabilizator modeliran na takav način. Za model vertikalnog stabilizatora korišten je aeroprofil NACA 0009.



Slika 24. Modeliran vertikalni stabilizator zrakoplova A320

Dizajn modela trupa zrakoplova A320 je nešto kompliciraniji nego dizajn modela aerodinamičkih površina. Prvotno je potrebno odrediti položaj i broj „kontrolnih točaka“ (tj. prstenova) trupa koje će biti korištene za određivanje dimenzija i oblika trupa. Nakon dodavanja kontrolnih točaka kako je prikazano na slici 25, model trupa modeliran je uz pomoć referentnih fotografija prikazanih na slici 26 i podataka određenih pomoću geometrije zrakoplova.



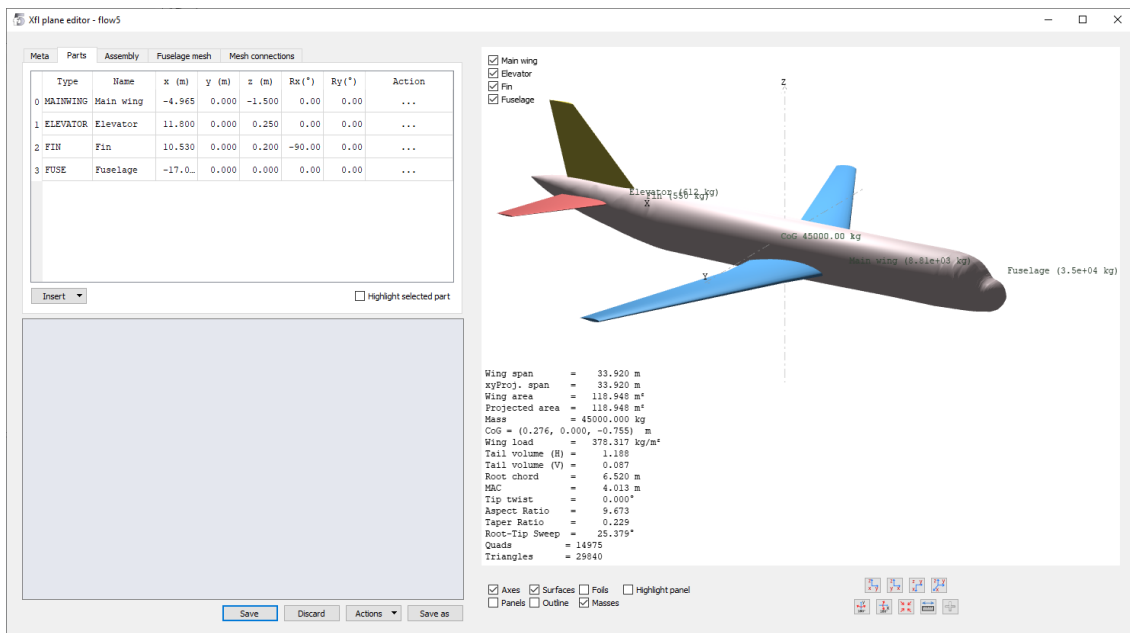
Slika 25. Modeliran trup zrakoplova A320



Slika 26. Referentne fotografije korištene za modeliranje trupa zrakoplova A320

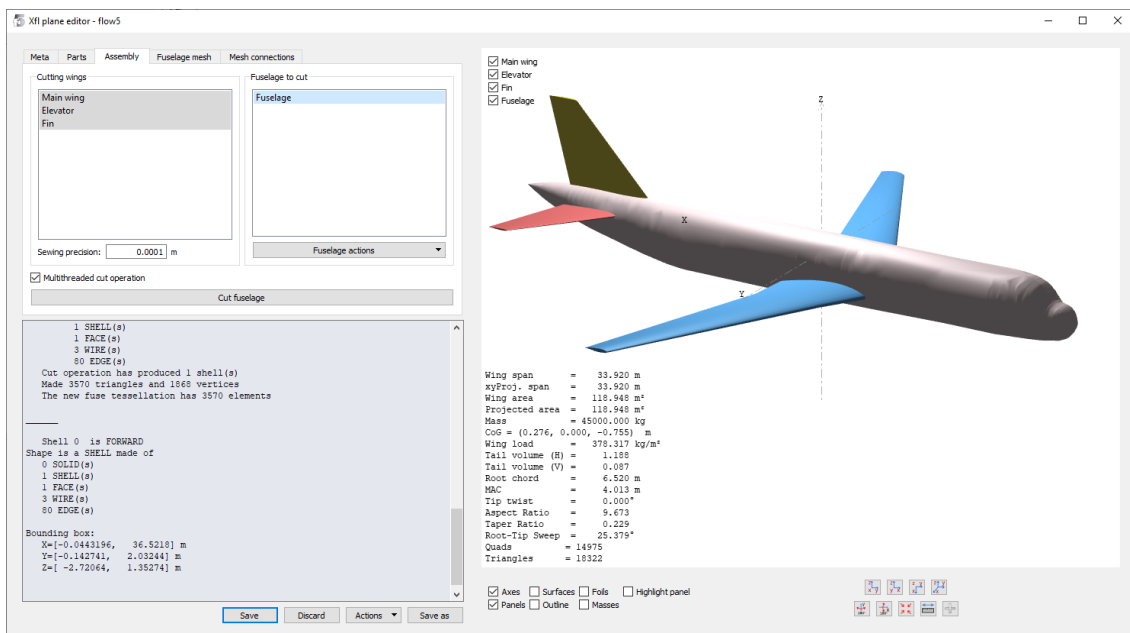
Izvor: [6]

Nakon dizajna svih dijelova modela zrakoplova, potrebno ih je omogućiti i pozicionirati kako bi se dobio konačan model zrakoplova A320. Konačan model zrakoplova A320 prikazan je na slici 27.



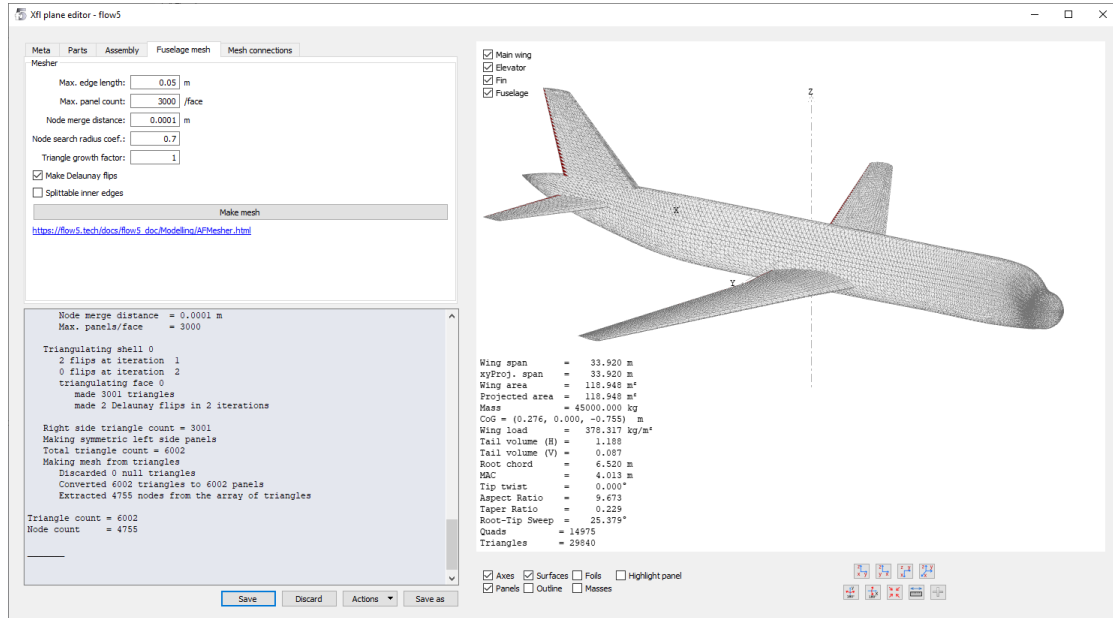
Slika 27. Konačan model zrakoplova A320

Prije upotrebe modela zrakoplova za analizu stabilnosti, potrebno je stvoriti i provjeriti mrežu površine modela zrakoplova kako bi izračun i prikaz podataka analize mogao biti točan i precizan. Prvi korak izrade je proces sklapanja (eng. *Assembly*) koji na trupu zrakoplova izreže utore za aerodinamičke površine zrakoplova kako ne bi bilo interferencije podataka aerodinamičkih površina i trupa. Rezultati procesa sklapanja je prikazan na fotografiji 28.



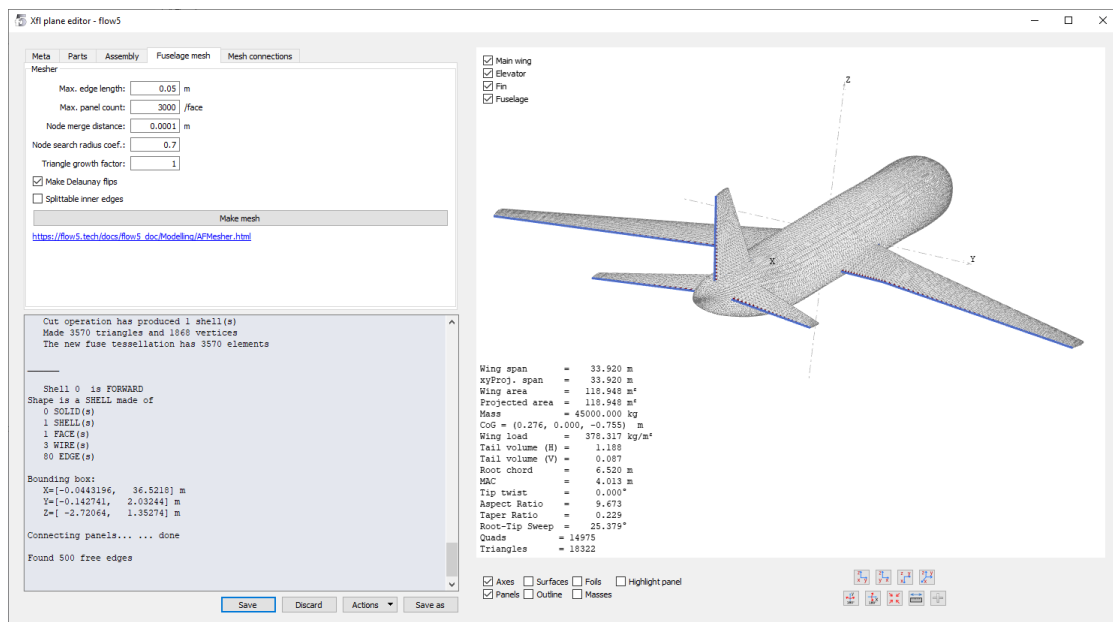
Slika 28. Sklapanje modela zrakoplova A320

Kako bi se stvorila zajednička mreža trupa i aerodinamičkih površina i mogla promatrati kao mreža jednog tijela (zrakoplova), nakon procesa sklapanja, potrebno je stvoriti mrežu trupa zrakoplova (eng. *Fuselage mesh*) koja će biti sjedinjena s postojećom mrežom aerodinamičkih površina u zajedničku mrežu cjelokupnog zrakoplova. Rezultati procesa stvaranja mreže trupa zrakoplova su prikazani na slici 29.



Slika 29. Mreža trupa modela zrakoplova A320

Posljednji korak stvaranja i provjere mreže površine modela zrakoplova je zapravo sama provjera mreže površine modela zrakoplova. Provjeravanjem slobodnih rubova (eng. *Check Free Edges*) provjerava se točnost određivanja izlaznih bridova. Izlazni bridovi označeni su plavom bojom, te ako su točno određeni, model zrakoplova može biti korišten za analize. Rezultati provjere slobodnih rubova prikazani su na slici 30.



Slika 30. Provjera slobodnih rubova modela zrakoplova A320

3.4. Analize stabilnosti modela zrakoplova Airbus A320

Nakon izrade i provjere modela zrakoplova A320, model je spreman za korištenje za analizu stabilnosti. Prvotno je potrebno postaviti parametre analize stabilnosti. Parametri analize stabilnosti prikazani su u tablici 5. Pretpostavljeno je da model zrakoplova A320 leti brzinom od 250 čvorova (≈ 129 m/s) na visini krstarenja (11.920 metara ili 39.000 stopa) bez utjecaja vjetra.

Tablica 5. Parametri analize stabilnosti modela zrakoplova A320

Parametar analize	Postavka parametra
Metoda analize	Jednolična gustoća, trokutaste ploče
Krila	Promatrana kao debele površine
Viskoznost	Omogućena analiza viskoznosti
Referentne dimenzije krila	Tlocrt modela krila
Inercija	Inercija zrakoplova
Upravljačke površine	Bez upravljačkih površina
Fluid	ISA atmosfere uvjeti na razini mora
Tlo	Onemogućen utjecaj blizine tla
Trup	Omogućen otpor trenja trupa
Dodatan otpor	Bez dodatnog otpora

Galerkin metoda analize jednolične gustoće s trokutastim pločama (*Uniform Density Triangular Panels*) koristi trokutaste ploče kod stvaranja mreže zrakoplova i metodu jednolične gustoće za analizu. Mreža zrakoplova sastavljena je od pravokutnih ploča, no gotovo je nemoguće stvoriti 3D površine pomoću pravokutnih ploča te iz tog razloga flow5 svaku pravokutnu ploču zamjenjuje dvjema trokutastim pločama i stvara 3D mrežu površine zrakoplova za analizu. Postoji i metoda linearne gustoće, no za ovu analizu korištena je metoda jednolične gustoće zato što metoda jednolične gustoće koristi samo jedan stupanj slobode, dok metoda linearne gustoće koristi tri za svaku trokutastu ploču, a samim time je i mreža zrakoplova korištenjem navedene metode time tri puta manja. Korištenje memorije računala povećava se funkcijom n^2 (n – broj površina mreže), a vrijeme izračuna funkcijom $\frac{2}{3} * n^3$ [13]. Zbog tehničkih ograničenja računala koje je korišteno za analizu stabilnosti, odabrana je metoda jednolične gustoće zbog velike količine površina mreže (29840 trokutastih ploča) kako bi se izbjeglo nepotrebno i neočekivano rušenje programa. Metoda jednolične gustoće omogućava odabir hoće li se krila promatrati kao tanke ili debele površine te je za ovu analizu odabrano da se krila promatraju kao debele površine.

Analiza viskoznosti je omogućena kako bi se u analizu stabilnosti uključio utjecaj otpora zraka na stabilnost modela zrakoplova. Dodatno, omogućen je otpor trenja trupa iz istog razloga. Mjera inercije (tromosti) zrakoplova je masa zrakoplova te je za model zrakoplova A320 korištena operativna masa. Upravljačke površine nisu modelirane na modelima aerodinamičkih površina, stoga nisu korištene za analizu stabilnosti. Postavke fluida su postavljene na uvjete ISA atmosfere na razini mora i prikazani su u tablici 6. Utjecaj blizine tla (*Ground Effect*) i dodatan otpor nisu omogućeni zato što je pretpostavljeno da je model zrakoplova A320 pojednostavljen model i da leti na visini krstarenja.

Tablica 6. Postavke fluida korištene u analizi stabilnosti modela zrakoplova A320

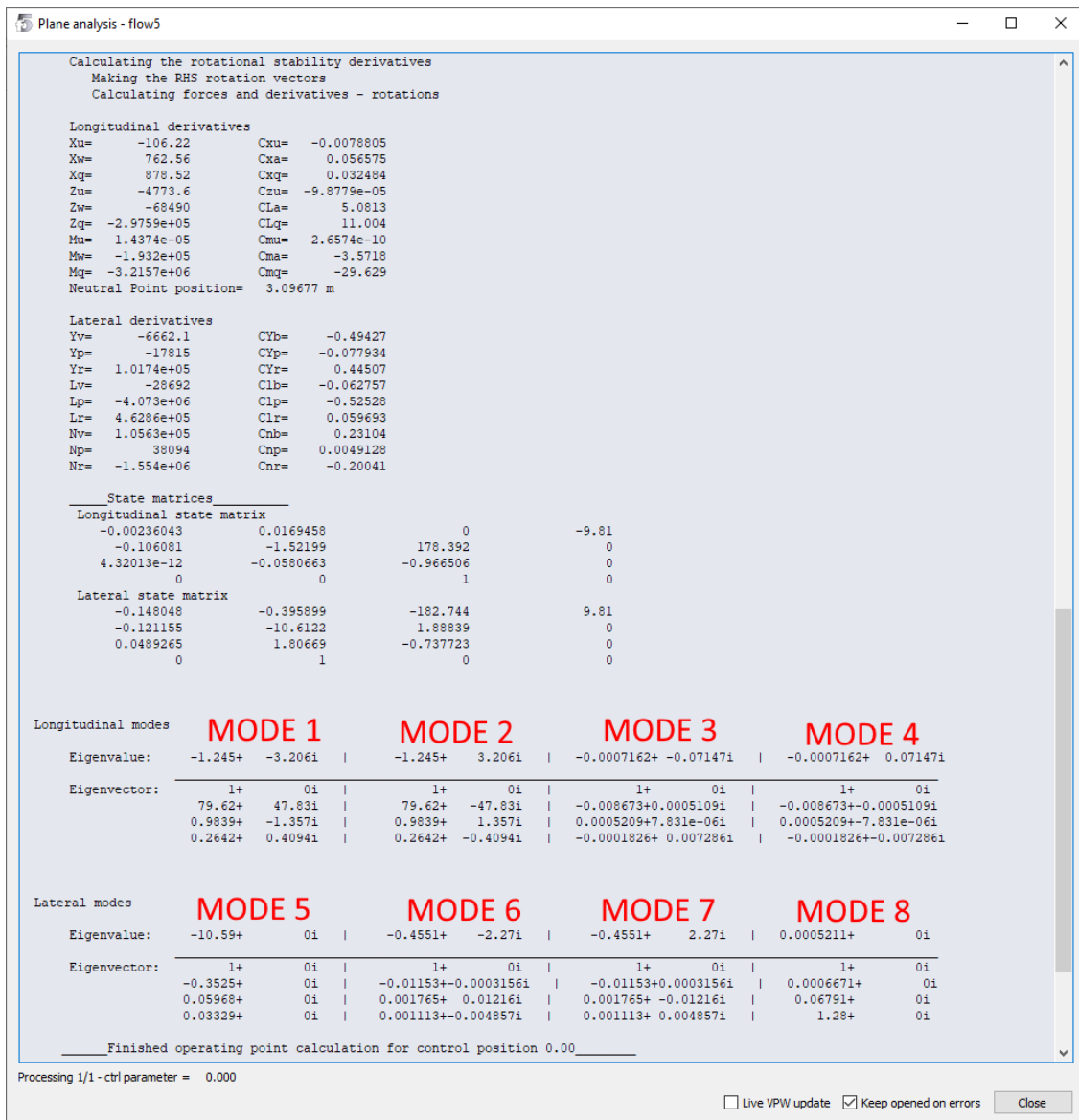
Parametar fluida	Vrijednost parametra
Temperatura	15,0°C
Visina	0,0 m
Pritisak zraka	101325 Pa
Gustoća zraka	1,22498 kg/m ³
Dinamička viskoznost	1,79·10 ⁻⁵ m/s ²
Kinetička viskoznost	1,46·10 ⁻⁵ m ² /s
Brzina zvuka	340,3 m/s

Analiza stabilnosti u programu flow5 omogućava korisniku da analizira uzdužnu i poprečnu stabilnost i njihova karakteristična gibanja. Flow5 korisniku omogućava da rezultate analize stabilnosti pregledava kao 3D prikaze karakterističnih gibanja uzdužne i poprečne stabilnosti, različite grafove (moguć odabir varijabli grafova), graf rješenja karakteristične jednadžbe (*Root Locus View*) i graf dinamičkog odziva zrakoplova na poremećaj za karakteristična gibanja. Nazivlje karakterističnih gibanja u programu flow5 je:

- uzdužna karakteristična gibanja
 - o Mode 1 i Mode 2 – oscilacije kratkog perioda
 - o Mode 3 i Mode 4 – oscilacije dugog perioda
- poprečna karakteristična gibanja
 - o Mode 5 – mod valjanja
 - o Mode 6 i Mode 7 – *dutch roll*
 - o Mode 8 – neprigušena spiralna divergencija.

4. Rezultati analiza stabilnosti modela zrakoplova Airbus A320

Pokretanjem analize stabilnosti otvara se prozor *Plane analysis log* (hrv. zapisnik analize zrakoplova) koji prikazuje tijek analize stabilnosti i parametre koje analiza izračunava. Kako bi se karakteristična gibanja mogla prikazati u 3D prikazu i promatrati pomoću grafova dinamičkog odziva zrakoplova na poremećaj, analiza izračunava svojstvene vektore i svojstvene vrijednosti (eng. *Eigenvectors and Eigenvalues*) za karakteristična gibanja zrakoplova. Svojstveni vektor koji odgovara realnoj svojstvenoj vrijednosti različitoj od nule za mrežu zrakoplova pokazuje u smjeru u kojem je rastegnuto transformacijom, a nije zaokrenuto niti smaknuto. Svojstvena vrijednost je skalar za koji je svojstveni vektor rastegnuto, a ako je negativna, smjer je obrnut [14]. Koriste se za proučavanje glavnih osi kod rotacijskog gibanja modela zrakoplova. Svojstveni vektori i vrijednosti izračunani analizom stabilnosti i karakteristična gibanja za koja su izračunati prikazani su na slici 31.



Slika 31. Uzdužni i poprečni derivativi te svojstveni vektori i vrijednosti izračunani analizom stabilnosti za karakteristična gibanja

Na slici 32. prikazana su svojstva i vrijednosti analize nakon završetka analize.

```

Type 7: Stability analysis
Triangles/Uniform doublet densities
Wings as thick surfaces
B.C. = Dirichlet
Lift & drag: in the far field plane
Viscous analysis
  Interpolation from Cl
Ref. dimensions = Projected
  Area = 118.948 m²
  Span = 33.920 m
  Chord = 4.013 m
Fluid properties:
  Density = 1.225 kg/m³
  Viscosity = 1.461e-05m²/s
Inertia:
  Using plane inertia
  Mass = 45000.000kg
  CoG = ( 0.276; 0.000; -0.755) m
  Ixx = 5.072e+05 kg.m²
  Iyy = 3.327e+06 kg.m²
  Izz = 3.701e+06 kg.m²
  Ixz = -6.695e+05 kg.m²
Fuselage:
  drag: Prandtl-Schlichting
Flat panel wake:
  Nb. of wake panels = 5
  Length = 30 x MAC
  Progression factor = 1.1
  Nb. of data points = 1

Type 7 (Stability analysis)
Triangles - Uniform doublet density

Mass = 45000.000 kg
CoG_x = 0.276 m
CoG_z = -0.755 m

Vinf = 185.005 m/s
Alpha = -0.718°

Control value = 0.000

XNP = 3.09677m
Static margin = 70.2915%%
CP = (0.228; -8.12e-07; -1.06) m

CL = 0.1770775
CD = 0.0184130
VCD = 0.0147382
ICD = 0.0036748
CY = -0.0000002
CI = 0.0000004
Cm = 0.0005227
ICm = 0.0000000
VCm = 0.0005227
Cn = -0.0000009
ICn = -0.0000009
VCn = -0.0000000

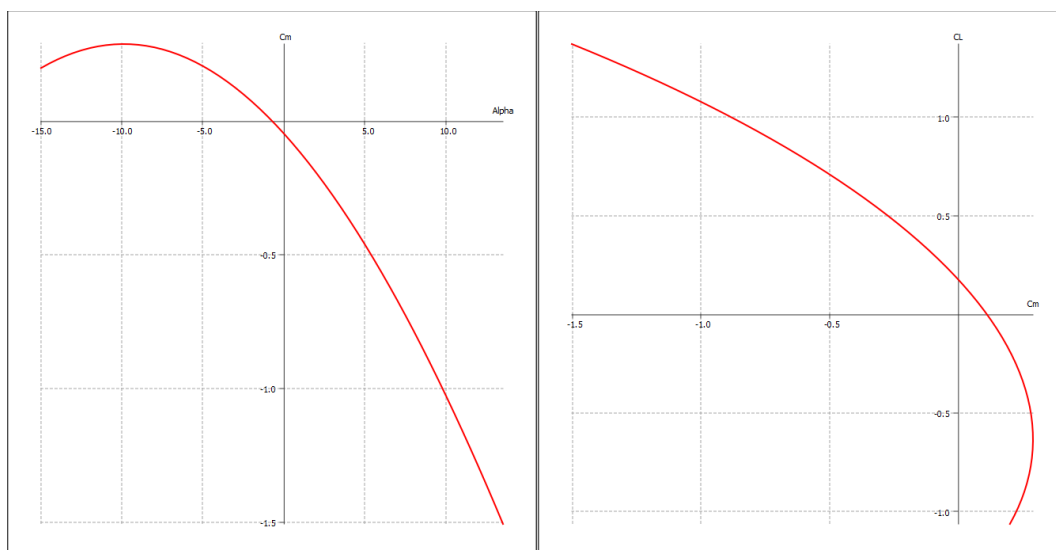
Longitudinal modes:
Eigenvalue = -1.24471- 3.20613i
Undamped Natural Frequency = 0.547 Hz
Damped Natural Frequency = 0.510 Hz
Damping Ratio = 0.362
Normalized Eigenvector:
u/u0 = 0.00541+ 0.00000i
w/u0 = 0.43036+ 0.25851i
q/(2.u0.MAC) = 0.01067- 0.01471i
theta(rad) = 1.00000+ 0.00000i

Eigenvalue = -1.24471+ 3.20613i
Undamped Natural Frequency = 0.547 Hz
Damped Natural Frequency = 0.510 Hz
Damping Ratio = 0.362
Normalized Eigenvector:
u/u0 = 0.00541+ 0.00000i
w/u0 = 0.43036- 0.25851i
q/(2.u0.MAC) = 0.01067+ 0.01471i
theta(rad) = 1.00000+ 0.00000i

```

Slika 32. Svojstva analize stabilnosti nakon završetka analize

U poglavlju 3.4 spomenuto je da analiza stabilnosti korisniku omogućava da promatra različite parametre analize pomoću različitih grafova. Dva grafa koja se razmatraju su C_m/α (ovisnost koeficijenta momenta propinjanja o napadnom kutu) i C_L/C_m (ovisnost koeficijenta uzgona o koeficijentu momenta propinjanja) grafovi prikazani na slici 33.



Slika 33. Graf ovisnost koeficijenta momenta propinjanja o napadnom kutu (lijevo) i graf ovisnosti koeficijenta uzgona o koeficijentu momenta propinjanja (desno)

Važno je da se ustvrdi ako je model zrakoplova A320 uopće statički stabilan i može li letjeti. Na grafu C_m/α vidljivo je da je nagib grafa negativan pri operativnim napadnim kutovima ($-10^\circ - 15^\circ$), što ukazuje da je zrakoplov statički stabilan u skladu s uvjetima stabilnosti zrakoplova postavljenima u 2. poglavlju. Osim toga, na grafu C_L/C_m vidljivo je da pri nultom momentu propinjanja ($C_m = 0$) zrakoplov stvara pozitivan koeficijent uzgona što indicira da zrakoplov može letjeti u ravnotežnom letu.

Karakteristična gibanja uzdužne i poprečne stabilnosti mogu biti prikazana u 3D okruženju i animirana. Kako nije moguće prikazati 3D animacije u sklopu ovog rada, 3D animacije snimljene su i videozapis je prenesen na internet platformu YouTube kako bi čitatelju bilo omogućeno da vidi 3D animacije karakterističnih gibanja stabilnosti za model zrakoplova A320. Slika 34. prikazuje QR kod koji je moguće skenirati kako bi se pregledao videozapis na internet platformi YouTube, također naslov slike sadrži web-link videozapisa.

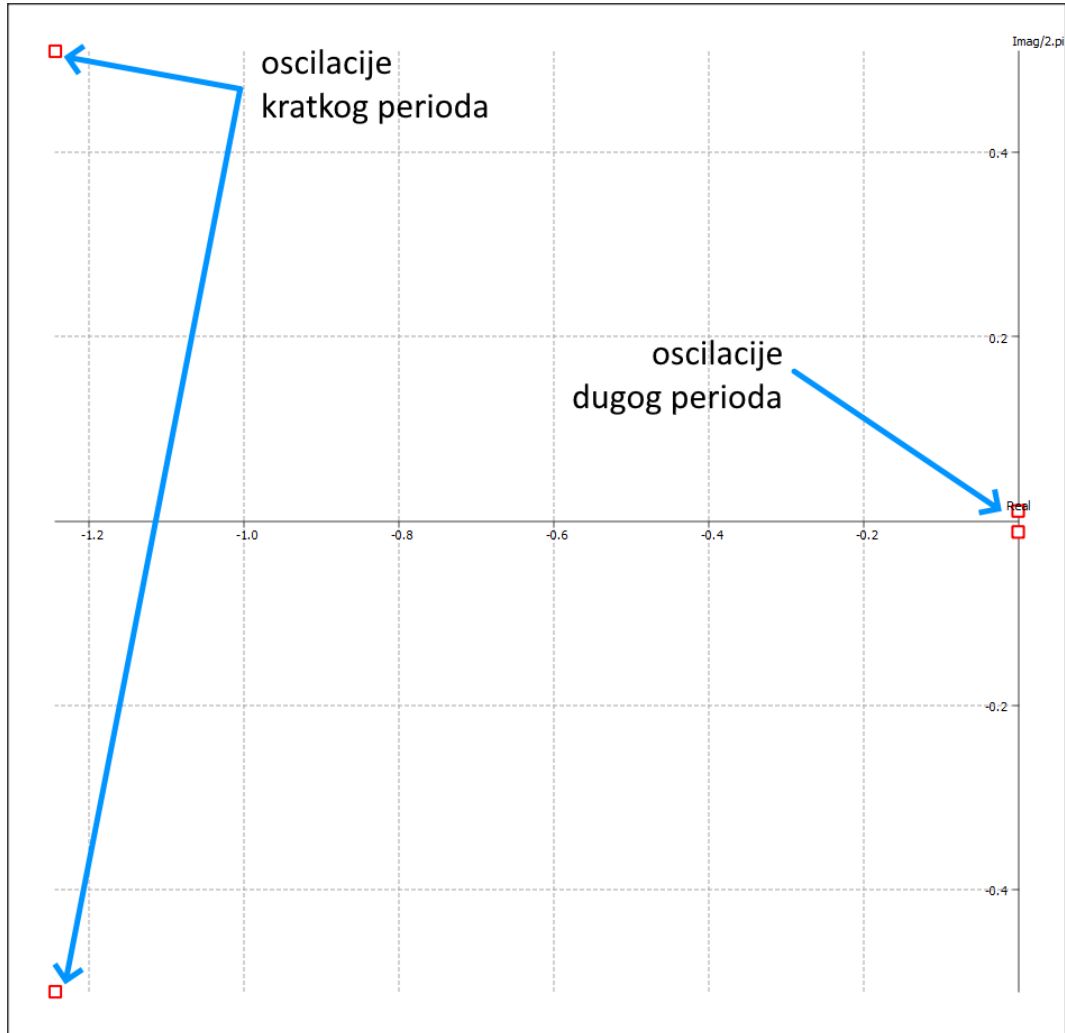


Slika 34. QR kod za pregled videozapisa 3D prikaza karakterističnih gibanja uzdužne i poprečne stabilnosti (<https://youtu.be/XUTrh8pcfI>)

Iz 3D animacija karakterističnih gibanja moguće je vidjeti da je model zrakoplova A320 stabilan i da stvara momente koji vraćaju model zrakoplova u ravnotežni položaj u svim modovima.

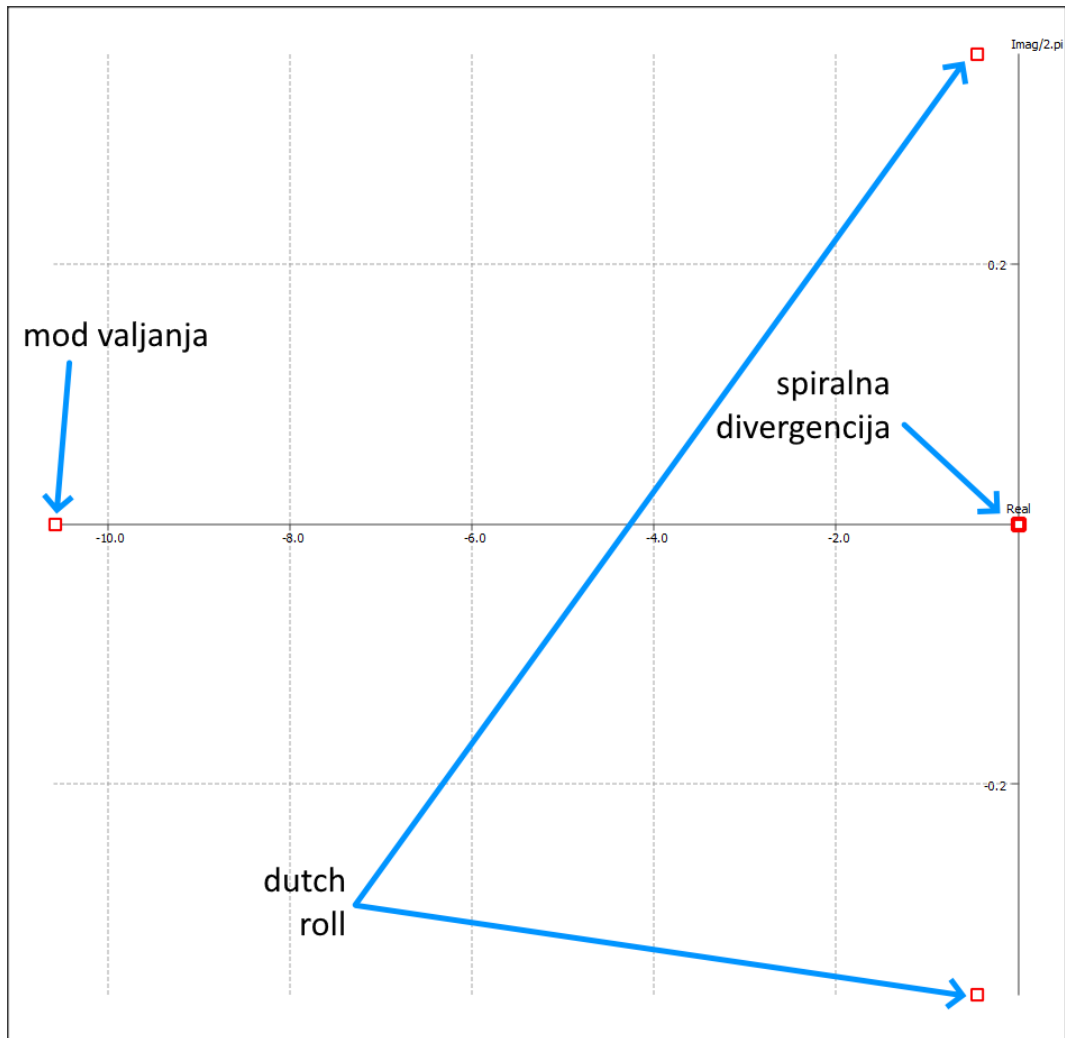
Pregled rješenja karakteristične jednadžbe još jedan je način analize stabilnosti modela zrakoplova A320. Graf rješenja karakteristične jednadžbe je kompleksan graf u kojem su ucrtane svojstvene vrijednosti za svaki mod. Na x-osi (realnoj osi) nalazi se stabilnost (tj. prigušenje gibanja), dok se na y-osi (imaginarnoj osi) nalazi oscilatorni dio (tj. frekvencija gibanja). Negativne vrijednosti na realnoj osi označavaju prigušenje gibanja, a pozitivne vrijednosti označavaju da gibanje nije prigušeno (nestabilno je).

Na slici 35. prikazan je graf rješenja karakteristične jednadžbe za uzdužnu stabilnost i označena su karakteristična gibanja uzdužne stabilnosti. Prikaz oscilacija kratkog perioda na grafu indicira da su oscilacije jako prigušene i da imaju visoku frekvenciju oscilacija. Prikaz oscilacija dugog perioda na grafu indicira da nisu previše prigušene i da imaju nisku frekvenciju oscilacija.



Slika 35. Graf rješenja karakteristične jednadžbe za uzdužnu stabilnost

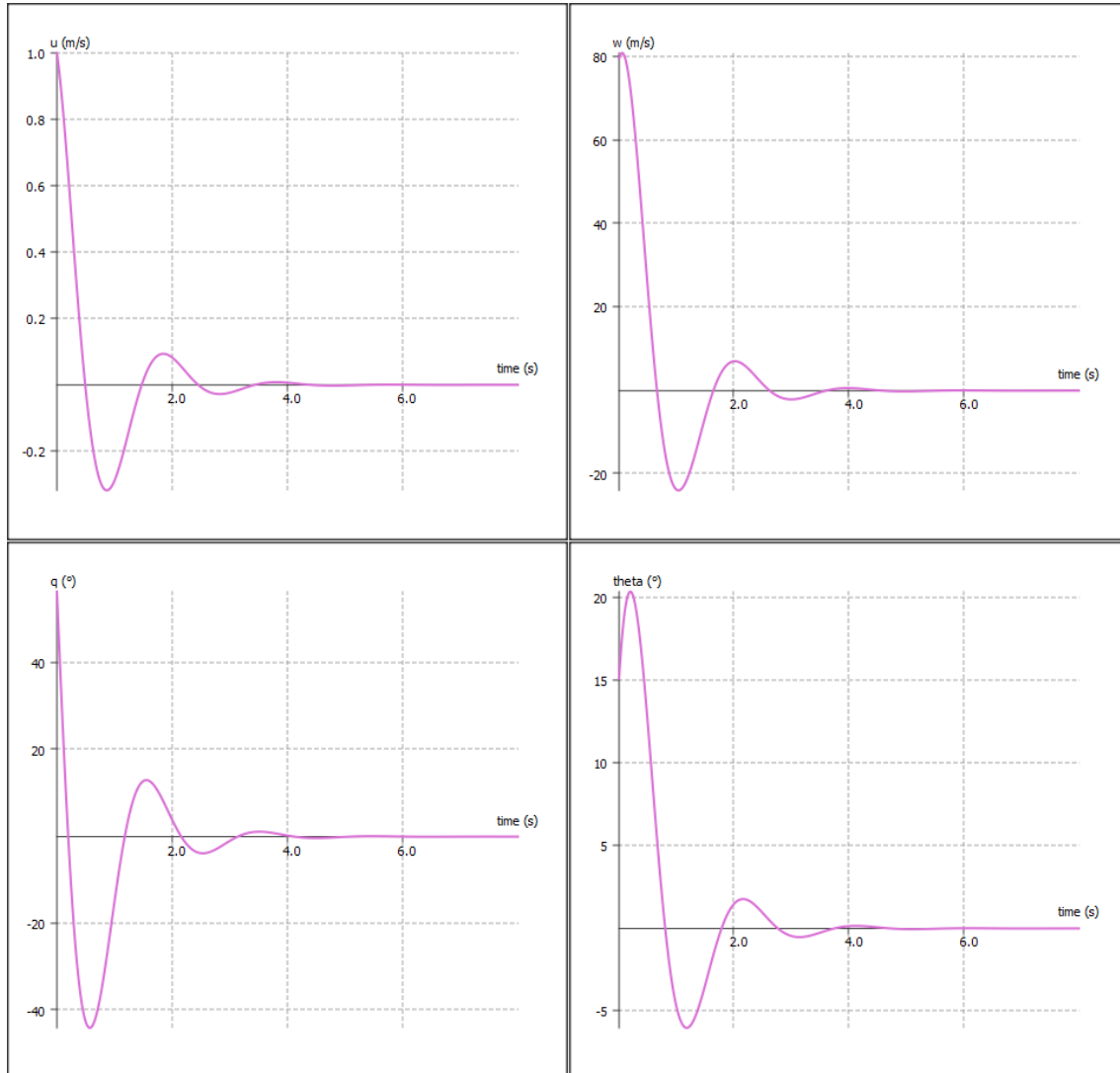
Slika 36. prikazuje graf rješenja karakteristične jednadžbe za poprečnu stabilnost te su na njoj označena karakteristična gibanja poprečne stabilnosti. Mod valjanja je jako prigušen i nema frekvenciju oscilacija (iz 3D animacije moda valjanja je vidljivo da je prigušenje toliko jako da se model zrakoplova vrati u ravnotežni let i oscilacija nema). *Dutch roll* ima veću frekvenciju oscilacija, no nije jako prigušen. Spiralna divergencija nema frekvenciju oscilacija i nije prigušena.



Slika 36. Graf rješenja karakteristične jednadžbe za poprečnu stabilnost

Graf dinamičkog odziva na poremećaj za karakteristična gibanja uzdužne i poprečne stabilnosti daje nam detaljniji uvid kako se razni parametri mijenjaju kroz vrijeme nakon utjecaja poremećaja na model zrakoplova. Za karakteristična gibanja uzdužne stabilnosti parametri su horizontalna brzina (u [m/s]), vertikalna brzina (w [m/s]), brzina propinjanja (q [°/s]) i kut propinjanja (θ [°]), dok su parametri za karakteristična gibanja poprečne stabilnosti horizontalna brzina (v [m/s]), brzina valjanja (p [°/s]), brzina skretanja (r [°/s]) i kut valjanja (ϕ [°]).

Grafovi dinamičkog odziva na oscilacije kratkog perioda u vremenu od 8 sekundi prikazani su na slici 37. Kako je već indicirano na grafu rješenja karakteristične jednačbe za uzdužnu stabilnost na slici 35, oscilacije kratkog perioda imaju veliku frekvenciju i jako su prigušene. To je vidljivo i na grafu dinamičkog odziva jer se početne vrijednosti na svim grafovima veoma brzo umanjuju i vraćaju u nulu.



Slika 37. Dinamički odziv modela zrakoplova A320 na oscilacije kratkog perioda u vremenu od 8 sekundi

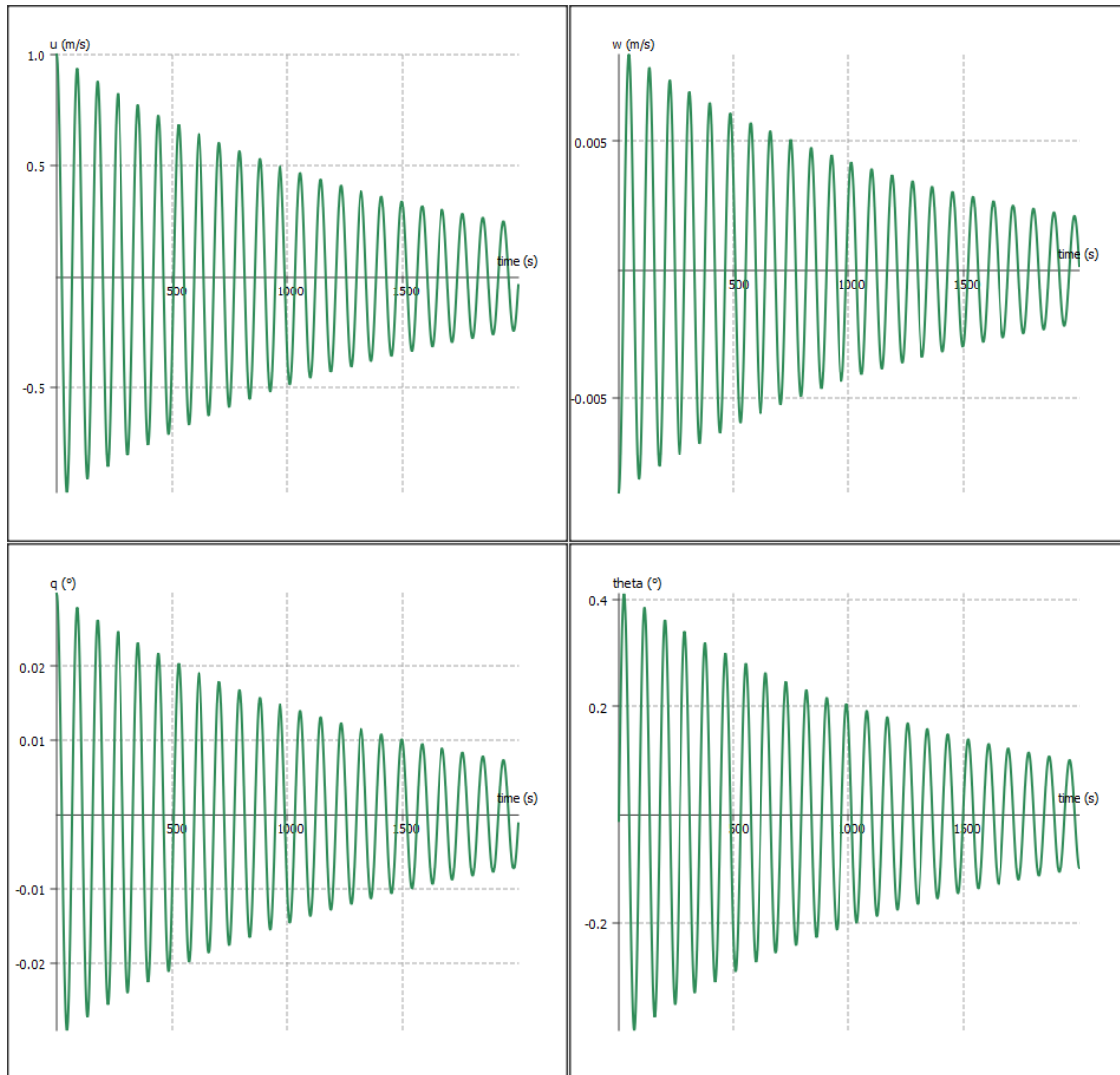
Graf promjene horizontalne brzine (gore lijevo)

Graf promjene vertikalne brzine (gore desno)

Graf promjene brzine propinjanja (dolje lijevo)

Graf promjene kuta propinjanja (dolje desno)

Na grafu dinamičkog odziva na oscilacije dugog perioda prikazanog na slici 38 vidljivo je da oscilacije dugog perioda imaju nisku frekvenciju i izrazito slabo su prigušene, što je već evidentno iz grafu rješenja karakteristične jednadžbe na slici 35. Period jedne oscilacije traje otprilike 88 sekundi, a amplituda se smanjuje na $\frac{1}{2}$ početne vrijednosti nakon otprilike 968 sekundi. Povećanjem vremena prikazanog na grafu dinamičkog odziva na oscilacije dugog perioda jasno je vidljivo da je modelu zrakoplova A320 potrebno puno vremena da se vrati u ravnotežni položaj. Tek je nakon 14.400 sekundi (240 minuta) moguće primijetiti da su oscilacije prestale.



Slika 38. Dinamički odziv modela zrakoplova A320 na oscilacije dugog perioda u vremenu od 2000 sekundi

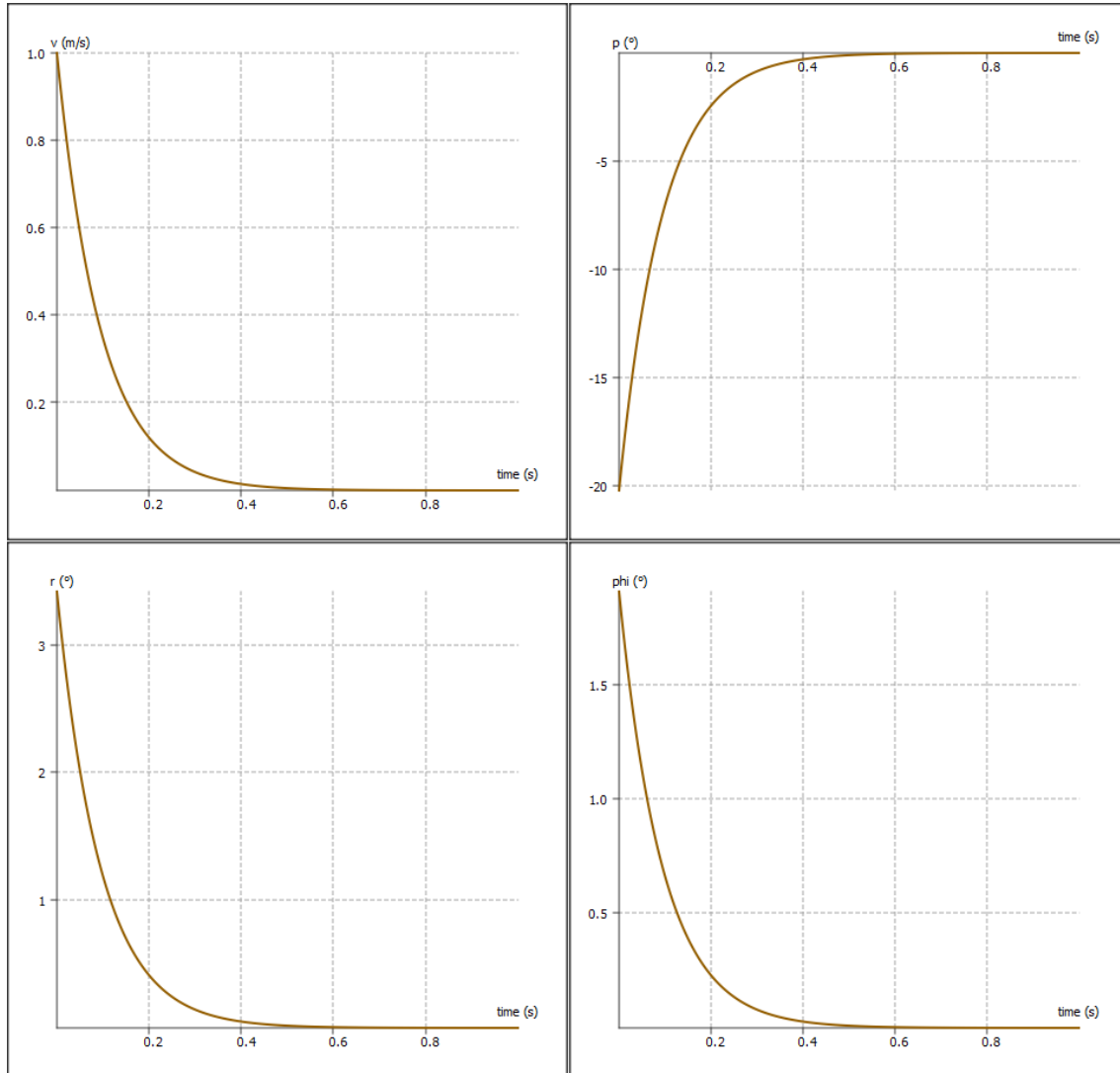
Graf promjene horizontalne brzine (gore lijevo)

Graf promjene vertikalne brzine (gore desno)

Graf promjene brzine propinjanja (dolje lijevo)

Graf promjene kuta propinjanja (dolje desno)

Mod valjanja je karakteristično gibanje poprečne stabilnosti koje je vrlo jako prigušeno s malom frekvencijom oscilacija. Graf rješenja karakteristične jednačbe je to već indicirao, a graf dinamičkog odziva modela zrakoplova A320 na mod valjanja prikazan na slici 39 preglednije prikazuje da se vrijednosti grafa vrlo brzo vraćaju u nulu te se model zrakoplova također vrlo brzo vraća u ravnotežni položaj.



Slika 39. Dinamički odziv modela zrakoplova A320 na mod valjanja u vremenu od 1 sekunde

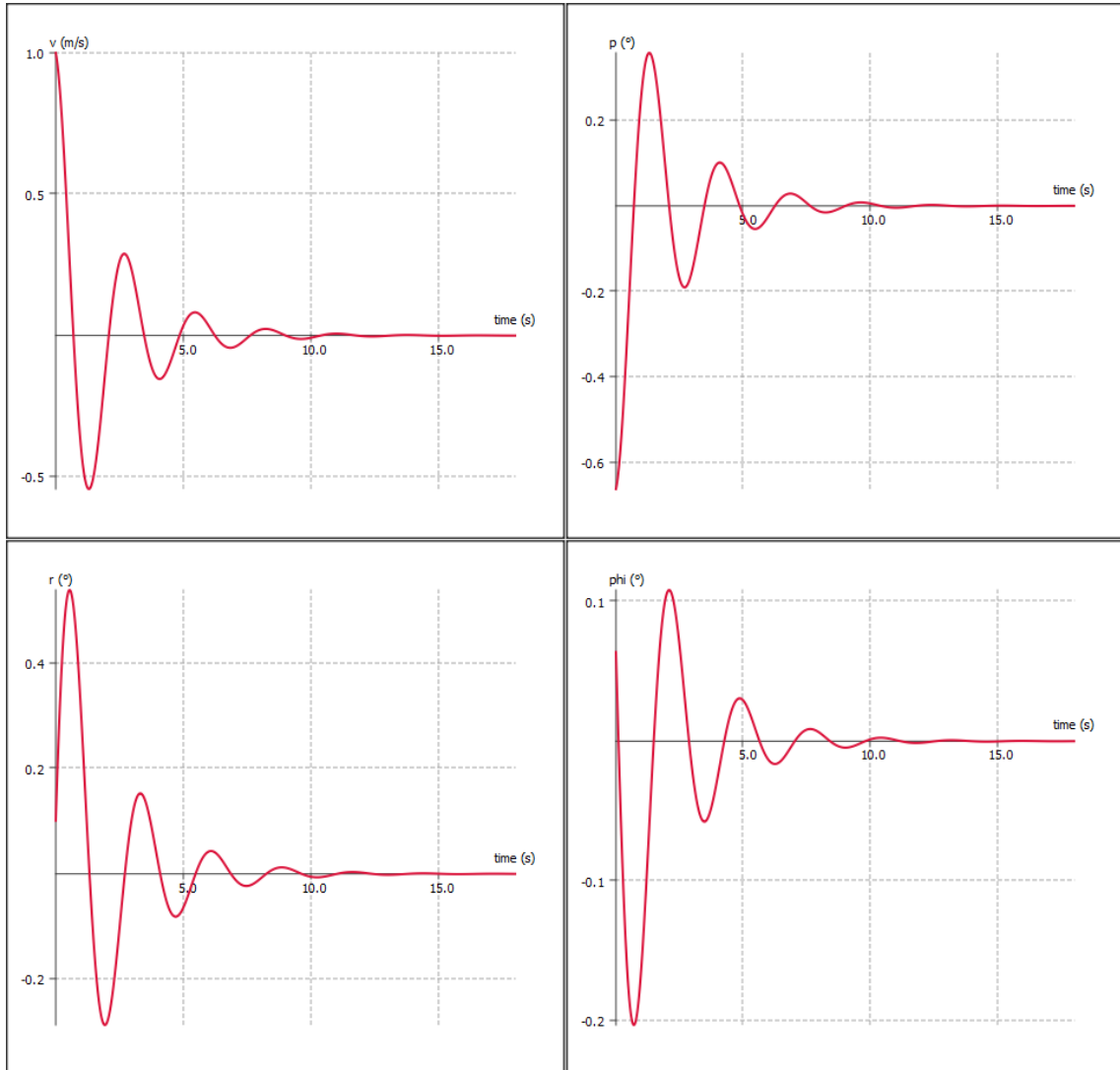
Graf promjene horizontalne brzine (gore lijevo)

Graf promjene brzine valjanja (gore desno)

Graf promjene brzine skretanja (dolje lijevo)

Graf promjene kuta valjanja (dolje desno)

Dutch roll kombinira valjanje i skretanje zrakoplova. U grafu dinamičkog odziva modela zrakoplova na *dutch roll* prikazanog na slici 40 vidljivo je da je *dutch roll* prigušen i da se model zrakoplova vraća u ravnotežno stanje za otprilike 15 sekundi. Osim toga, vidljivo je da brzine valjanja i skretanja nisu u fazi što prikazuje da zrakoplov skreće u jednom smjeru, a valja se u drugi smjer.



Slika 40. Dinamički odziv modela zrakoplova A320 na dutch roll u vremenu od 18 sekundi

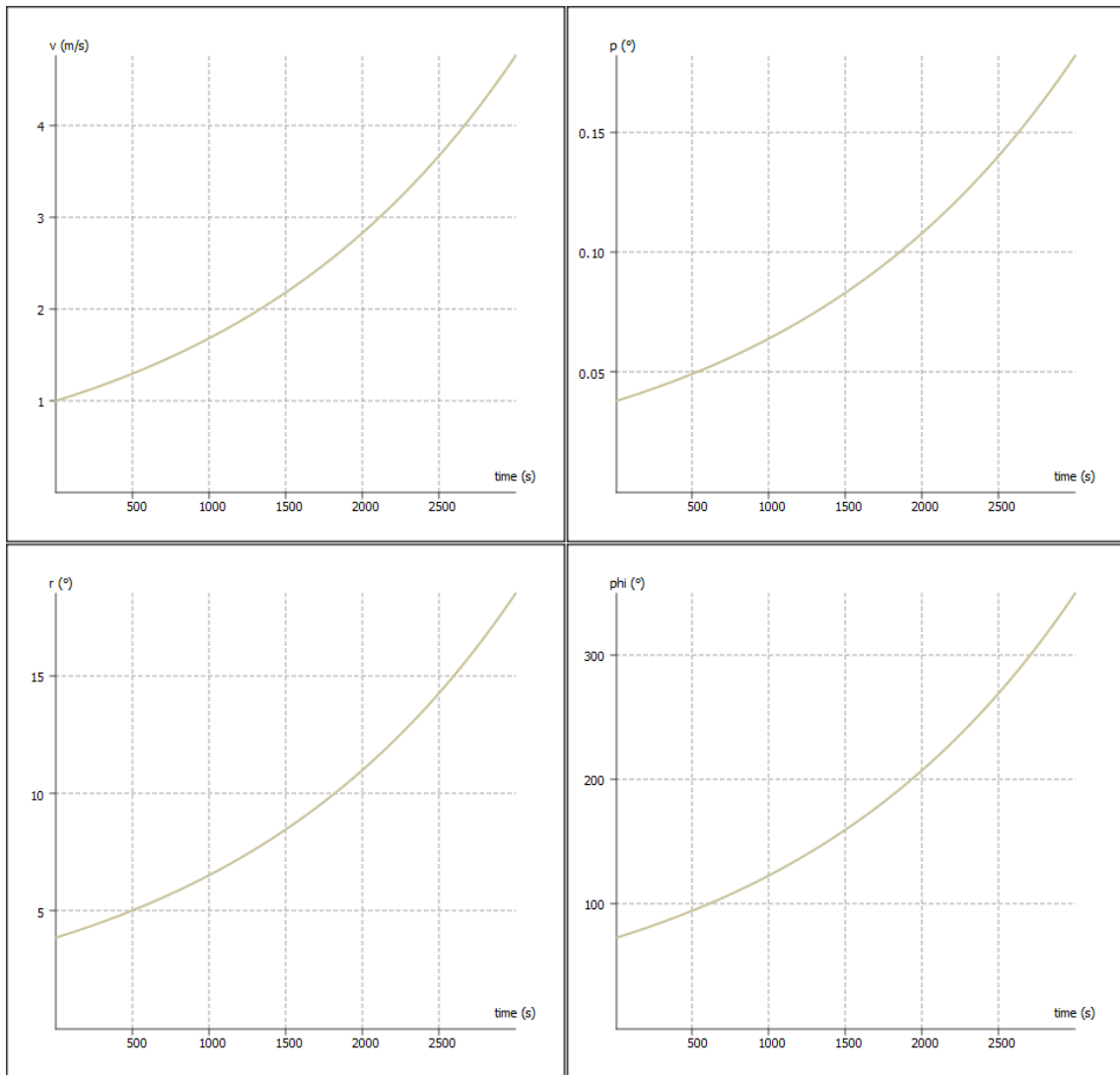
Graf promjene horizontalne brzine (gore lijevo)

Graf promjene brzine valjanja (gore desno)

Graf promjene brzine skretanja (dolje lijevo)

Graf promjene kuta valjanja (dolje desno)

Iz grafa rješenja karakteristične jednačbe zaključeno je da se spiralna divergencija u analizi stabilnosti programa flow5 promatra kao neprigušena. Na slici 41 prikazan je graf dinamičkog odziva modela zrakoplova na spiralnu divergenciju te se pomoću njega može primijetiti koliko zapravo spiralna divergencija može biti opasna ako pilot ne intervenira. Spiralna divergencija je spor mod i na grafovima je evidentno da se svi parametri postupno povećavaju što može dovesti do spiralnog poniranja zrakoplova prema tlu.



Slika 41. Dinamički odziv modela zrakoplova A320 na spiralnu divergenciju u vremenu od 3000 sekundi

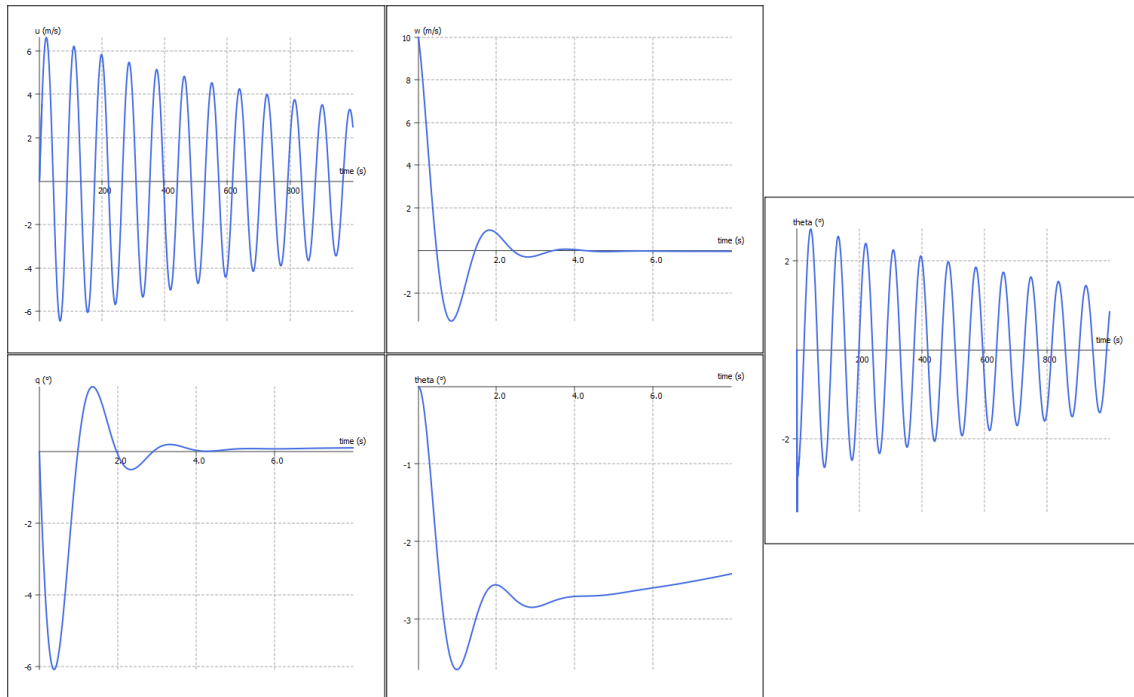
Graf promjene horizontalne brzine (gore lijevo)

Graf promjene brzine valjanja (gore desno)

Graf promjene brzine skretanja(dolje lijevo)

Graf promjene kuta valjanja (dolje desno)

Osim odziva zrakoplova na karakteristična gibanja uzdužne i poprečne stabilnosti, pomoću grafa dinamičkog odziva zrakoplova moguće je dobiti uvid u realističniji odziv zrakoplova na nekakav poremećaj koji je zadan (*Initial conditions response*). Na slici 42 prikazan je graf dinamičkog odziva modela zrakoplova A320 na vjetar koji pomakne nos modela zrakoplova prema gore brzinom 5 m/s. Vidljivo je da je odziv modela zrakoplova izrazito brz i snažan te se poremećaj uglavnom prigušuje unutar 5 sekundi, no model nastavlja oscilirati oscilacijama dugog perioda koje su minimalne i zanemarivo male nakon 75 minuta. Period jedne oscilacije traje otprilike 110 sekundi, a amplituda oscilacija se smanjuje na 1/2 početne vrijednosti nakon otprilike 989 sekundi.



Slika 42. Dinamički odziv modela zrakoplova A320 na vjetar brzine 5 m/s u vremenu od 8 i 1000 sekundi

Graf promjene horizontalne brzine, 1000 sekundi (gore lijevo)

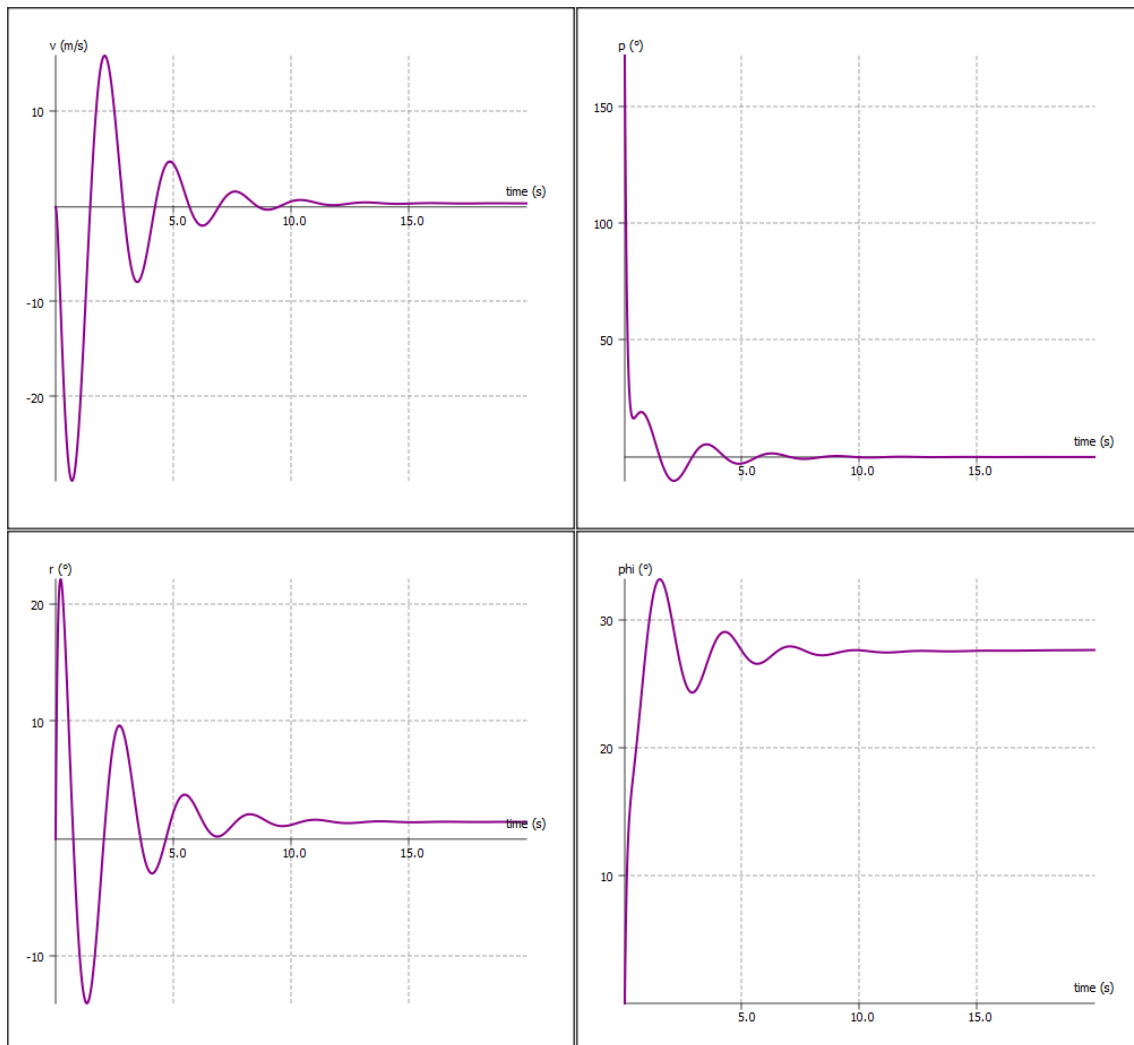
Graf promjene vertikalne brzine, 8 sekundi (sredina gore)

Graf promjene brzine propinjanja, 8 sekundi (dolje lijevo)

Graf promjene kuta propinjanja, 8 sekundi (sredina dolje)

Graf promjene kuta propinjanja, 1000 sekundi (desno)

Slika 43 prikazuje graf dinamičkog odziva modela zrakoplova A320 na vjetar koji djeluje na model zrakoplova tako da ga valja brzinom $3^\circ/s$. Evidentno je da je uzdužna stabilnost modela zrakoplova velika i da se model zrakoplova već nakon 12-ak sekundi vraća u ravnotežni let s zanemarivim oscilacijama



Slika 43. Dinamički odziv modela zrakoplova na vjetar koji valja model brzinom $3^\circ/s$ u vremenu od 20 sekundi

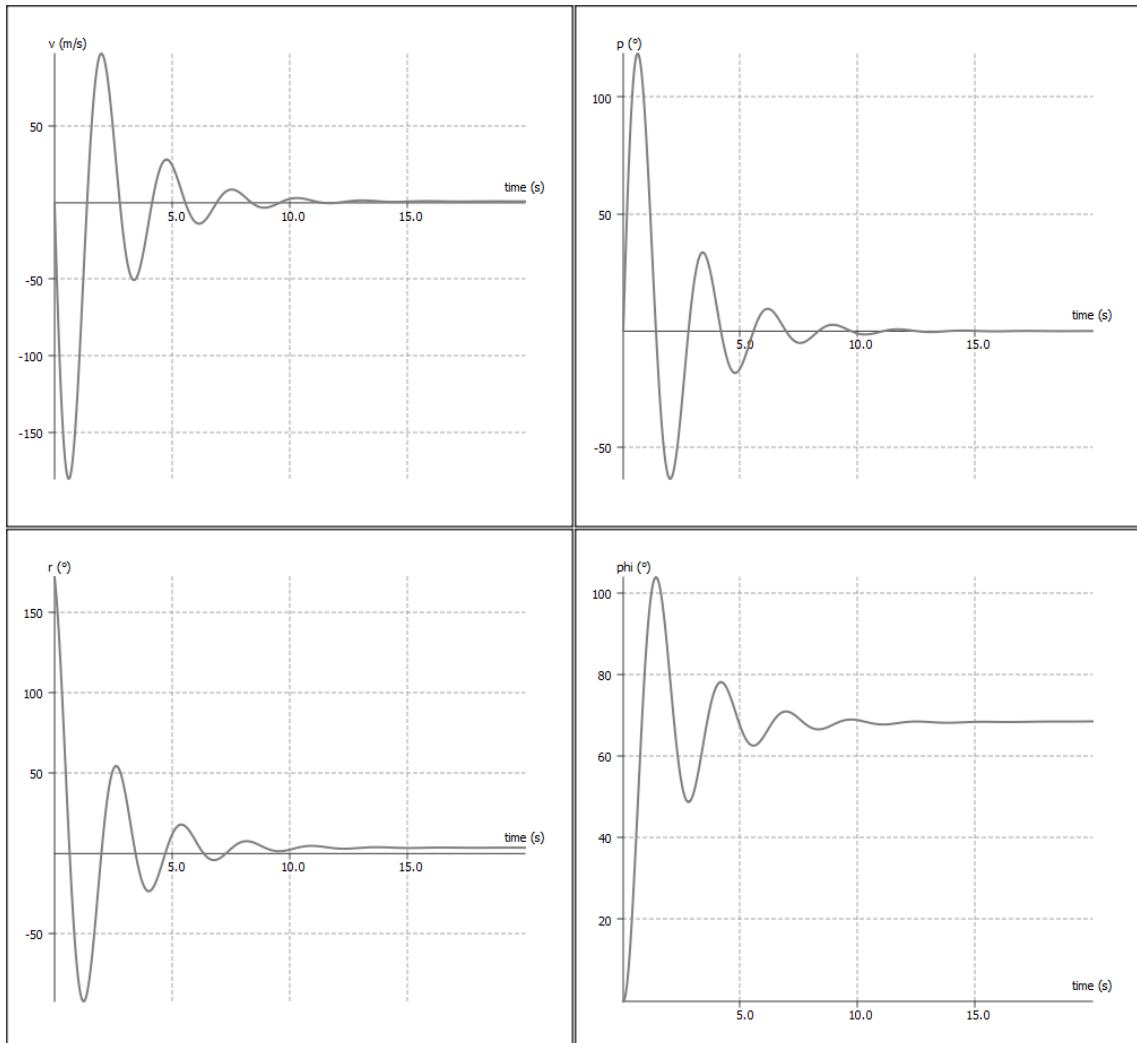
Graf promjene horizontalne brzine (gore lijevo)

Graf promjene brzine valjanja (gore desno)

Graf promjene brzine skretanja (dolje lijevo)

Graf promjene kuta valjanja (dolje desno)

Na slici 44 prikazan je graf dinamičkog odziva modela zrakoplova A320 na vjetar koji skreće model zrakoplova brzinom $3^\circ/\text{s}$. Slično kao i u prijašnjem grafu, primjetno je da je direkionalna stabilnost modela zrakoplova vrlo velika i da se model zrakoplova vraća u ravnotežni let s zanemarivim oscilacijama već nakon 12-ak sekundi



Slika 44. Dinamički odziv modela zrakoplova na vjetar koji skreće model brzinom $3^\circ/\text{s}$ u vremenu od 20 sekundi

Graf promjene horizontalne brzine (gore lijevo)

Graf promjene brzine valjanja (gore desno)

Graf promjene brzine skretanja (dolje lijevo)

Graf promjene kuta valjanja (dolje desno)

5. Zaključak

Stabilnost, kao jedan od najvažnijih parametara prilikom dizajna zrakoplova, u današnje je vrijeme zbog dostupnosti amaterskih računalnih programa poput flow5 moguće veoma lako analizirati i proučavati. Teorija stabilnosti zrakoplova i mogućnost korištenja računala za analizu stabilnosti zrakoplova bili su motivacija za pisanje ovog završnog rada.

Iznesena je teorija stabilnosti zrakoplova i objašnjene su različite stabilnosti zrakoplova na temelju promatrane osi. Također su navedena i objašnjena različita karakteristična gibanja stabilnosti zrakoplova.

Za analizu stabilnosti korišten je računalni program flow5 te je pomoću njega modeliran pojednostavljen model zrakoplova Airbus A320. Predstavljeni su nedostaci programa flow5 i tehničko-eksploatacijske karakteristike zrakoplova Airbus A320 po kojima je izrađen model za analizu stabilnosti. Prikazan je postupak odabira i modeliranja aeroprofila za model zrakoplova. Aeroprofili su analizirani kako bi se mogli koristiti na modelu zrakoplova, a uz to su predstavljeni rezultati analiza i tablično prikazane karakteristične točke grafova analiza aeroprofila. Postupak izrade aerodinamičkih površina i trupa zrakoplova prikazan je i objašnjen te je isto učinjeno s preliminarnim postupkom stvaranja kompletnog modela koji će biti korišten za analizu stabilnosti. Navedeni su parametri analize i načini prikazivanja rezultata analize te je objašnjeno nazivlje karakterističnih gibanja uzdužne i poprečne stabilnosti zrakoplova.

Prikazan je postupak provođenja analize i rezultati analiza. Rezultati analiza predstavljeni su kao grafovi raznih parametara, 3D animacije karakterističnih gibanja, graf rješenja karakteristične jednadžbe i grafovi parametara dinamičkog odziva zrakoplova na poremećaj za karakteristična gibanja uzdužne i poprečne stabilnosti. Model zrakoplova A320 koji je izrađen pokazao se stabilnim.

Usprkos tome što postoje računalni programi za analizu stabilnosti u vojne i profesionalne (komercijalne) svrhe koji bi analizu stabilnosti modela A320 proveli kvalitetnije i točnije, računalni program flow5 ističe se svojom dostupnošću amaterima te nudi analizu i proučavanje stabilnosti zrakoplova zadovoljavajuće kvalitete za akademske svrhe poput pisanja ovog završnog rada.

Popis literature

- [1] Krajček Nikolić K. *Stabilnost zrakoplova*. [Predavanje] Teorija leta II. Fakultet prometnih znanosti Sveučilišta u Zagrebu. 9. prosinca 2021. - 20. siječnja 2022.
- [2] Anderson J. D. J. Principles of Stability and Control. U: *Introduction to Flight*. New York, SAD: McGraw-Hill; 2012. pp. 586-645
- [3] National Aeronautics and Space Administration. *Aircraft Rotations*. Preuzeto s: <https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/aircraft-rotations/> [Pristupljeno: 16. lipnja 2023.]
- [4] Oxford Aviation Limited, Chapter 10 - Stability and Control. U: *Principles of Flight*. Frankfurt, NJEM: Jeppesen GmbH; 2001. pp. 251-322
- [5] Cère-Aéro. *flow5*. Preuzeto s: <https://flow5.tech/> [Pristupljeno: 18., lipnja 2023.]
- [6] Airbus Aircraft. *A320ceo*. Preuzeto s: <https://aircraft.airbus.com/en/aircraft/a320-the-most-successful-aircraft-family-ever/a320ceo> [Pristupljeno: 15. lipnja 2023.]
- [7] GlobalAir. *Airbus Airbus A320*. Preuzeto s: <https://www.globalair.com/aircraft-for-sale/specifications?specid=639> [Pristupljeno: 23. lipnja 2023.]
- [8] Butterworth-Heinemann. *Civil Jet Aircraft Design*. Preuzeto s: <https://booksite.elsevier.com/9780340741528/appendices/data-a/default.htm> [Pristupljeno: 6. travnja 2023.]
- [9] Franjković D. *Aircraft recognition and performance dana*. [Predavanje] Zrakoplovna prijevozna sredstva. Fakultet prometnih znanosti Sveučilišta u Zagrebu. 21. siječnja 2023.
- [10] Airfoil Tools. *SG6040 (sg6040-il)*. Preuzeto s: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=sg6040-il> [Pristupljeno: 6. travnja 2023.]
- [11] Airfoil Tools. *NACA-0009 9.0% smoothed (n0009sm-il)*. Preuzeto s: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=n0009sm-il> [Pristupljeno: 6. travnja 2023.]
- [12] Cère-Aéro. *XFOil, xflr5, flow5*. Preuzeto s: <https://flow5.tech/index.php/flow5/sample-page/xfoil-xflr5-flow5/> [Pristupljeno: 18. lipnja 2023.]
- [13] Cère-Aéro. *3d Galerkin formulations*. Preuzeto s: <https://flow5.tech/index.php/flow5/new-features/3d-galerkin-formulations/> [Pristupljeno: 21. lipnja 2023.]
- [14] Burden R. L., Faires J. D. 7.2 Eigenvalues and Eigenvectors. U: *Numerical Analysis*. Boston, SAD: PWS Publishing Company; 1993. pp. 401-404

Popis slika

Slika 1. Ilustracija statičke stabilnosti.....	2
Slika 2. Ilustracija dinamičke stabilnosti	2
Slika 3. Glavne osi zrakoplova i rotacije oko njih.....	3
Slika 4. Konvencionalna konfiguracija repne površine u kombinaciji s krilom.....	3
Slika 5. Kanard konfiguracija repne površine u kombinaciji s krilom	4
Slika 6. Ukupni doprinos dijelova zrakoplova uzdužnoj stabilnosti zrakoplova.....	5
Slika 7. Ilustracija kuta klizanja zrakoplova	6
Slika 8. Ovisnost koeficijenta momenta skretanja o kutu klizanja	6
Slika 9. Ilustrirana razlika napadnog kuta krila sa strijelom.....	7
Slika 10. Dorsalna i ventralna peraja na trupu zrakoplova	8
Slika 11. Ukupni doprinos dijelova zrakoplova direkcionalnoj stabilnosti zrakoplova	8
Slika 12. Ovisnost koeficijenta momenta kotrljanja o kutu klizanja	8
Slika 13. Ilustracija dihedralnog kuta krila zrakoplova	10
Slika 14. Zrakoplov Airbus A320-200 u letu	13
Slika 15. Aeroprofil SG6040 dizajniran u flow5 u usporedbi s aeroprofilom LS(1)-0417	15
Slika 16. Aeroprofil NACA 0009 dizajniran u flow5.....	15
Slika 17. Ovisnost koeficijenta uzgona o napadnom kutu aeroprofila	16
Slika 18. Ovisnost koeficijenta otpora o napadnom kutu aeroprofila.....	17
Slika 19. Ovisnost koeficijenta uzgona o koeficijentu otpora aeroprofila.....	18
Slika 20. Ovisnost koeficijenta momenta propinjanja o napadnom kutu aeroprofila.....	19
Slika 21. Početno sučelje nakon stvaranja novog modela zrakoplova u programu flow5.....	20
Slika 22. Modelirano krilo zrakoplova A320	20
Slika 23. Modeliran horizontalni stabilizator zrakoplova A320.....	21
Slika 24. Modeliran vertikalni stabilizator zrakoplova A320.....	21
Slika 25. Modeliran trup zrakoplova A320	22
Slika 26. Referentne fotografije korištene za modeliranje trupa zrakoplova A320.....	22
Slika 27. Konačan model zrakoplova A320	23
Slika 28. Sklapanje modela zrakoplova A320	23
Slika 29. Mreža trupa modela zrakoplova A320	24

Slika 30. Provjera slobodnih rubova modela zrakoplova A320	24
Slika 31. Uzdužni i poprečni derivativi te svojstveni vektori i vrijednosti izračunani analizom stabilnosti za karakteristična gibanja.....	27
Slika 32. Svojstva analize stabilnosti nakon završetka analize	28
Slika 33. Graf ovisnost koeficijenta momenta propinjanja o napadnom kutu i graf ovisnosti koeficijenta uzgona o koeficijentu momenta propinjanja	28
Slika 34. QR kod za pregled videozapisa 3D prikaza karakterističnih gibanja uzdužne i poprečne stabilnosti.....	29
Slika 35. Graf rješenja karakteristične jednadžbe za uzdužnu stabilnost	30
Slika 36. Graf rješenja karakteristične jednadžbe za poprečnu stabilnost.....	31
Slika 37. Dinamički odziv modela zrakoplova A320 na oscilacije kratkog perioda u vremenu od 8 sekundi	32
Slika 38. Dinamički odziv modela zrakoplova A320 na oscilacije dugog perioda u vremenu od 2000 sekundi	33
Slika 39. Dinamički odziv modela zrakoplova A320 na mod valjanja u vremenu od 1 sekunde	34
Slika 40. Dinamički odziv modela zrakoplova A320 na dutch roll u vremenu od 18 sekundi	35
Slika 41. Dinamički odziv modela zrakoplova A320 na spiralnu divergenciju u vremenu od 3000 sekundi	36
Slika 42. Dinamički odziv modela zrakoplova A320 na vjetar brzine 5 m/s u vremenu od 8 i 1000 sekundi	37
Slika 43. Dinamički odziv modela zrakoplova na vjetar koji valja model brzinom $3^\circ/s$ u vremenu od 20 sekundi	38
Slika 44. Dinamički odziv modela zrakoplova na vjetar koji skreće model brzinom $3^\circ/s$ u vremenu od 20 sekundi	39

Popis tablica

Tablica 1. Metode korištene u programu flow5	12
Tablica 2. Tehničko-eksploatacijske karakteristike zrakoplova Airbus A320-200	14
Tablica 3. Vrijednosti kritičnih napadnih kutova i maksimalnog koeficijenta uzgona.....	17
Tablica 4. Vrijednosti karakterističnih točaka polare aeroprofila	18
Tablica 5. Parametri analize stabilnosti modela zrakoplova A320	25
Tablica 6. Postavke fluida korištene u analizi stabilnosti modela zrakoplova A320	26

Sveučilište u Zagrebu
Fakultet prometnih znanosti
Vukelićeva 4, 10000 Zagreb

IZJAVA O AKADEMSKOJ ČESTITOSTI I SUGLASNOSTI


Izjavljujem i svojim potpisom potvrđujem da je _____ završni rad _____
(vrsta rada)

isključivo rezultat mogega vlastitog rada koji se temelji na mojim istraživanjima i oslanja se na objavljenu literaturu, a što pokazuju upotrijebljene bilješke i bibliografija. Izjavljujem da nijedan dio rada nije napisan na nedopušten način, odnosno da je prepisan iz necitiranog rada te da nijedan dio rada ne krši bilo čija autorska prava. Izjavljujem, također, da nijedan dio rada nije iskorišten za bilo koji drugi rad u bilo kojoj drugoj visokoškolskoj, znanstvenoj ili obrazovnoj ustanovi.

Svojim potpisom potvrđujem i dajem suglasnost za javnu objavu završnog/diplomskog rada pod naslovom Numerički proračun parametara stabilnosti zrakoplova Airbus A320, u Nacionalni repozitorij završnih i diplomskih radova ZIR.

Student/ica:

U Zagrebu, 26.6.2023.

Sebastian Soldat 
(ime i prezime, potpis)