

Projektiranje VTOL letećeg krila za dostavu seruma na teško dostupna područja

Kašuba, Filip

Master's thesis / Diplomski rad

2018

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:119:777394>

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

Download date / Datum preuzimanja: **2024-07-03**



Repository / Repozitorij:

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



**SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI**

Filip Kašuba

**PROJEKTIRANJE VTOL LETEĆEG KRILA ZA DOSTAVU SERUMA NA
TEŠKO DOSTUPNA PODRUČJA**

DIPLOMSKI RAD

Zagreb, Rujan, 2018.

Zagreb, 5. travnja 2018.

Zavod: **Zavod za aeronautiku**
Predmet: **Operacije bezposadnih letjelica**

DIPLOMSKI ZADATAK br. 4921

Pristupnik: **Filip Kašuba (0135233290)**
Studij: **Aeronautika**

Zadatak: **Projektiranje VTOL letećeg krila za dostavu seruma na teško dostupna područja**

Opis zadatka:

U ovom će radu student analizirati potrebne karakteristike letjelice za dostavu seruma na teško dostupna područja. Potrebno je opisati specifičnosti aerodinamike i upravljanja letećim krilom. Student će potom opisati prijelazne režime VTOL letećeg krila te izraditi računalni model istoga u programu XFLR5. Potrebno je zatim izračunati i analizirati performanse letećeg krila. Student će projektirati konstrukciju i sustave VTOL letećeg krila te izraditi model istoga.

Mentor:

Predsjednik povjerenstva za
diplomski ispit:



doc. dr. sc. Tomislav Radišić

Sveučilište u Zagrebu
Fakultet prometnih znanosti

DIPLOMSKI RAD

**PROJEKTIRANJE VTOL LETEĆEG KRILA ZA DOSTAVU SERUMA NA
TEŠKO DOSTUPNA PODRUČJA**

**DESIGN OF A VTOL FLYING WING FOR SERUM DELIVERY TO HARD
TO REACH AREAS**

Mentor: dr.sc. Tomislav Radišić

Student: Filip Kašuba
JMBAG: 0135233290

Zagreb, Rujan 2018

SAŽETAK

Naglim razvojem bespilotnih letjelica, iste su pronašle široku primjenu u raznim područjima ljudske djelatnosti. Osim za potrebe izviđanja i nadzora, izniman fokus stavljen je na razvoj bespilotnih letjelica namijenjenih za dostavu. Ovisno o objektu transporta, bespilotna letjelica mora zadovoljiti niz zahtjeva usko vezanih uz karakteristike istog. Uzevši u obzir geografski oblik Republike Hrvatske te pokrivenost ruralnih i teško dostupnih područja zdravstvenim ustanovama, diplomskim radom izraditi će se koncept bespilotne letjelice koja će na spomenute lokacije biti u mogućnosti dostaviti medicinske potrepštine. Letjelica mora biti u mogućnosti poletjeti s površinski ograničenog područja i zatim ostvariti veliki dolet odnosno istrajnost te u konačnici sletjeti na površinski ograničeno i reljefno zahtjevno područje. Diplomskim radom kreiran je koncept bespilotne letjelice vertikalnog polijetanja i slijetanja koji će zadovoljiti spomenute uvjete.

KLJUČNE RIJEČI: bespilotna letjelica; leteće krilo; XFLR5, model; vertikalno polijetanje i slijetanje (*VTOL*)

SUMMARY

Due to the rapid development of unmanned aerial vehicles (UAVs), the former have found wide applications in many areas of human activities. Except applications in the field of surveillance and reconnaissance, the major focus has been put on development of delivery UAVs. Depending on the object of transport, UAV has to comply with series of demands which are specific for the transported object. Considering geographical shape of the Republic of Croatia and coverage of rural and hard to reach areas with medical institutions; the aim of this graduate thesis is to develop an UAV concept which will have be able to deliver medical supplies to former destinations. UAV has to be able to take-off from small areas, achieve great range and endurance and finally land on small and geographically challenging area. Concept of the vertical take-off and landing UAV which will fulfil former conditions is created by this graduate thesis.

KEYWORDS: unamanned aerial vehicle (UAV); flying wing; XFLR5; model; vertical take-off and landing (*VTOL*)

Sadržaj

Uvod	1
1. Potrebne karakteristike letjelice za dostavu seruma na teško dostupna područja	3
2. Specifičnosti aerodinamike i upravljanja letećim krilom	4
2.1 Aerodinamika	4
2.2 Longitudinalna stabilnost	4
2.2.1 Neutralna točka	5
2.2.2 Kut strijele	5
2.2.3 Vitoperenje	6
2.2.4 Često korišteni aeroprofil i dizajnu letećih krila	6
2.3 Lateralna stabilnost i stabilnost po pravcu	7
3. Prijelazni režimi VTOL letećeg krila	10
3.1 Najčešće korišteni oblici prijelaznih režima	11
3.1.1 Ne vektorirana tranzicija	11
3.1.2 Vektorirana tranzicija	12
4. Izrada računalnog modela VTOL letećeg krila u programu XFLR5	14
4.1 Odabir optimalnog aeroprofila i dizajniranje VTOL letećeg krila	18
4.1.1 Aeroprofil MH 110	19
4.1.2 $C_L=f(\alpha)$ [MH110]	19
4.1.3 $C_L=f(C_D)$ [MH 110]	21
4.1.4 $C_L/C_D=f(\alpha)$ [MH 110]	22
4.1.5 $C_M=f(\alpha)$ [MH 110]	23
4.1.6 Konstrukcijsko rješenje problema pri računalnoj analizi aeroprofila MH110	24
4.2 Dizajn VTOL letećeg krila	25
4.2.1 Računalna analiza modela VTOL letećeg krila	26
5. Analiza performansi računalnog modela VTOL letećeg krila	39
5.1 Minimalna i maksimalna brzina	39
5.1.1 Minimalna brzina	39
5.1.2 Maksimalna brzina (T_a/T_{req})	40
5.2 Istrajnost	46
5.3 Dolet	49
6. Konstrukcija i sustavi VTOL letećeg krila	51
6.1 Konstrukcija VTOL letećeg krila	51
6.2 Sustavi VTOL letećeg krila	51
6.2.1 Pogonski sustav	51
6.2.2 Sustav upravljanja i vođenja leta	53

6.2.3	<i>VTOL</i> sustav	57
7.	Izrada modela bespilotne letjelice konfiguracije <i>VTOL</i> leteće krilo	60
7.1	Izrada strukture letjelice	60
7.2	Presvlačenje letećeg krila stakloplastikom	62
7.3	Oblikovanje upravljačkih površina i aerodinamičkih završetaka	63
7.4	Koncept i dizajn <i>VTOL</i> sustava letećeg krila	64
7.5	Kompletiranje i nadogradnja modela	66
	Zaključak	68

Uvod

Za potrebe ovog diplomskog rada razradit će se dizajn i koncept letećeg krila vrrtikalnog polijetanja i slijetanja (u daljnjem tekstu VTOL) za dostavu seruma na teško dostupna područja.

Metodologija osnivanja zrakoplova kompleksan je i složen proces. Isti uključuje mnoge faktore i nepoznanice koje je nužno pomno proučiti i proračunati kako bi konačan ishod zadovoljio uvjete kojima je zrakoplov namijenjen. Zahtjevi glede aerodinamičkih i upravljačkih karakteristika zrakoplova za spomenuti zadatak ne odgovaraju uobičajenim zahtjevima pri osnivanju zrakoplova opće namjene.

Diplomski rad podijeljen je u sedam poglavlja izuzevši uvod i zaključak.

1. Potrebne karakteristike letjelice za dostavu seruma na teško dostupna područja
2. Specifičnosti aerodinamike i upravljanja letećim krilom
3. Prijelazni režimi VTOL letećeg krila
4. Izrada računalnog modela VTOL letećeg krila u programu XFLR5
5. Analiza performansi računalnog modela
6. Konstrukcija i sustavi VTOL letećeg krila
7. Izrada modela bespilotne letjelice konfiguracije VTOL leteće krilo

Svaka cjelina obrađuje esencijalne korake kojima je potrebno posvetiti najveću pažnju prilikom dizajniranja bespilotnog zrakoplova definiranih karakteristika.

Prvim poglavljem („Potrebne karakteristike letjelice za dostavu seruma na teško dostupna područja“) obrazložena je potreba dizajniranja bespilotne letjelice za dostavu seruma. Također opisani su uvjeti i karakteristike koje letjelica mora zadovoljiti kako bi odgovarala zahtjevima koje nameće ciljani zadatak. Obrazložen je razlog odabira letećeg krila *VTOL* konfiguracije kao idejnog rješenja.

Drugim poglavljem („Specifičnosti aerodinamike i upravljanja letećim krilom“) objašnjene su osnovne razlike između zrakoplova kategorije letećeg krila i konvencionalnih zrakoplova. Poglavlje opisuje osnovnu aerodinamiku letećeg krila te načine kako leteće krilo ostvaruje stabilnost tijekom leta. Također, poglavljem su ukratko opisani i dosad najučinkovitiji aeroprofili koji se primjenjuju u području konstrukcije letećih krila.

Treće poglavlje („Prijelazni režimi VTOL letećeg krila“) opisuje transformaciju multirotnora u leteće krilo i obrnuto. Prijelazni režimi najzahtjevnije su stavke pri izradi letećeg krila VTOL konfiguracije te je stoga potrebno odabrati adekvatan način ostvarenja prijelaznog režima. Postoji više rješenja, sva rješenja su opisana u poglavlju te je odabrano ono pogodnije.

Četvrtim poglavljem („Izrada računalnog modela VTOL letećeg krila u programu XFLR5“) opisan je proces kreiranja virtualnog rješenja problema diplomskog rada na temelju prikupljenih rezultata dosadašnjih istraživanja i odabirom optimalnih parametara. Za izračun je korištena programska podrška aplikacije XFLR5 namijenjene analizi aerodinamičkih i upravljačkih karakteristika.

Peto poglavlje („Analiza performansi računalnog modela“) obrađuje analizu rezultata dobivenih trećim poglavljem na temelju kojih je kreiran izračun doleta i istrajnosti te ostalih relevantnih performansi.

Šesto poglavlje („Konstrukcija i sustavi VTOL letećeg krila“) sadrži opis materijala, opreme i sustava koji se koriste pri izradi modela bespilotne letjelice. Poglavlje također sadrži ilustracije i popis glavnih dijelova.

Sedmo i posljednje poglavlje („Izrada modela bespilotne letjelice konfiguracije VTOL leteće krilo“) obrađuje proces fizičke izrade modela VTOL letećeg krila.

1. Potrebne karakteristike letjelice za dostavu seruma na teško dostupna područja

Ovisno o objektu transporta, bespilotna letjelica mora zadovoljiti niz zahtjeva usko vezanih uz karakteristike istog. Ovakav oblik transporta odnosno dostave seruma specifičan je iz razloga što zahtijeva veliku stabilnost i upravljivost letjelice.

Zahtjevi za stabilnost i upravljivost sagledani s aerodinamičkog aspekta, međusobno su obrnuto proporcionalni. Zato se prilikom dizajniranja letjelice potrebno udaljiti od konvencionalnih dizajna zrakoplova i kreirati koncept koji će zadovoljiti sve zahtjeve sa najmanjim gubicima gledano s aerodinamičkog i upravljačkog aspekta.

Ostali kriteriji odnosno problemi koje je potrebno adresirati pri kreiranju koncepta su velika autonomija, dolet i mogućnost slijetanja i polijetanja na teško dostupno područje na način siguran za objekt transporta. Kao optimalno rješenje za zahtjeve upravljivosti i manevarskih mogućnosti prilikom polijetanja i slijetanja, odabrana je konfiguracija multirotora dok se kao adekvatno rješenje za zahtjeve istrajnosti i doleta nameće koncept letećeg krila.

Koncept letećeg krila zadovoljava zahtjeve o doletu, istrajnosti i upravljivosti međutim ključni faktor mogućnosti slijetanja na teško dostupna područje ovdje je izostavljen.

Koncept multirotora pak zadovoljava zahtjev mogućnosti slijetanja na teško dostupna područja, međutim nije adekvatan radi mnogo manje autonomije i doleta.

Obzirom na nužnost zadovoljavanja spomenutih zahtjeva, kao konačno rješenje odabrano je leteće krilo s mogućnošću vertikalnog polijetanja i slijetanja. *VTOL* komponenta sustava svojevrsna je nadogradnja teoretski primjenjiva na svako aerodinamičko rješenje, shodno tome, detaljnije će biti opisano leteće krilo kao takvo jer će se *VTOL* komponenta koristiti isključivo pri tranziciji iz režima polijetanja u horizontalni let te iz režima horizontalnog leta u režim slijetanja. Izrada diplomskog rada kreće s pretpostavkom mogućnosti ostvarenje autonomije u trajanju od jednog sata te doleta minimalno 20 kilometara.

2. Specifičnosti aerodinamike i upravljanja letećim krilom

Ideja odnosno koncept letećeg krila pripada kategoriji nekonvencionalnih zrakoplova bez repnih površina. Kategorija zrakoplova bez repnih površina ima nešto drugačije specifikacije vezane uz aerodinamiku i stabilnost pa se pri dizajniranju letjelice pojavljuju rješenja koja nisu tipična za konvencionalne zrakoplove.

2.1 Aerodinamika

Konvencionalni zrakoplov sastoji se od trupa, krila i repnih površina. Ukupna aerodinamička sila koja djeluje na zrakoplov, rezultanta je doprinosa svakog pojedinog dijela. Uzgon cijelog zrakoplova jednak je zbroju uzgona krila, horizontalnog repa i u posebnim slučajevima trupa, dok se ukupan otpor zrakoplova može dobiti zbrajanjem pojedinačnih otpora krila, trupa, repnih površina, elise, itd.

Međutim, spomenuti pristup samo je približno točan. Na spojevima krilo-trup, krilo-motor, itd. dolazi do pada lokalnog koeficijenta uzgona i porasta lokalnog koeficijenta otpora. Kombinacija krilo-trup daje veći otpor od zbroja pojedinačnih otpora. Razlika se naziva otpor interferencije. [1]

Suprotno konvencionalnome zrakoplovu, leteće krilo se smatra aerodinamički najefikasnijom konfiguracijom zrakoplova (najmanji aerodinamički otpor). Eliminacijom ostalih dijelova zrakoplova smanjiti će se otpor, međutim dobiveno leteće krilo postat će veoma osjetljivo obzirom na uzdužnu stabilnost zrakoplova. Razlog tomu je nedostatak repne sekcije koja će uravnotežiti moment koji generira samo leteće krilo.

2.2 Longitudinalna stabilnost

Problem letećeg krila jest nedostatak horizontalnog stabilizatora za stabilizaciju momenta oko longitudinalne osi, nastalog od samog krila. Nastali problem longitudinalne nestabilnosti rješiv je odabirom adekvatnog aeroprofila, podešavanjem kuta strijele na letećem krilu te kuta geometrijskog odnosno aerodinamičkog vitoperenja uz uvjet da se težište zrakoplova nalazi ispred neutralne točke (aerodinamičkog središta).

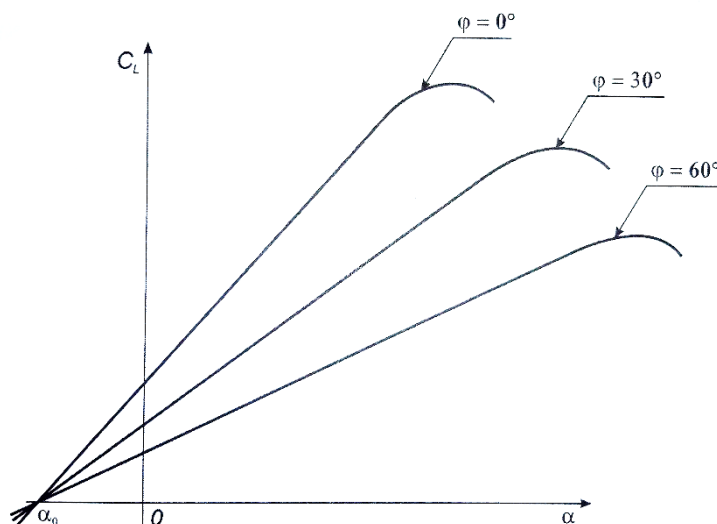
2.2.1 Neutralna točka

Neutralna točka jest točka u kojoj koeficijent momenta ne ovisi o napadnom kutu krila odnosno aeroprofila. Položaj neutralne točke moguće je odrediti grafički i računski.

2.2.2 Kut strijele

Linija koja spaja neutralne točke lokalnih aeroprofila duž raspona krila naziva se crta aerodinamičkih središta. Kut koji zatvaraju crta aerodinamičkih središta i pravca koji je okomit na ravninu simetrije krila naziva se kut strijele. [1]

Grafom 1 prikazana je ovisnost kuta strijele i koeficijenta uzgona. Da se zaključiti kako se povećanjem kuta strijele smanjuje gradijent krivulje koeficijenta uzgona i neznatno smanjuje najveći koeficijent uzgona.



Graf 1 Ovisnost kuta strijele i koeficijenta uzgona [1]

Povećanjem kuta strijele u podzvučnom strujanju smanjuje otpor oblika ali i učinkovitost uređaja za povećanje uzgona što je također bitna stavka pri projektiranju letjelice.

2.2.3 Vitoperenje

Smještaj težišta letjelice ispred neutralne točke ne jamči ravnotežno stanje već samo osigurava negativan nagib krivulje momenta odnosno statičku longitudinalnu stabilnost. Ravnotežno stanje moguće je ostvariti odabirom odgovarajućeg aeroprofila i vitoperenjem istog duž krila.

Pri osnivanju konvencionalnih zrakoplova, kut ugradnje krila i horizontalnog stabilizatora moguće je podešavati tijekom inicijalnih testiranja zrakoplova. Slučaj letećeg krila nešto je kompleksniji jer kut ugradnje (u slučaju letećeg krila vitoperenje) nakon izrade nije moguće izmijeniti. Zbog navedenog razloga, inicijalni dizajn, modeliranje i analiza dobivenih parametara kritični su korak pri osnivanju zrakoplova spomenute konfiguracije.

Vitoperenje krila može biti geometrijsko¹ i aerodinamičko² a primjena jednog od spomenutih vitoperenja pri dizajnu letećeg krila ovisi o kompleksnosti izrade i odabiru jednog ili više aeroprofila za izradu. [1]

2.2.4 Često korišteni aeroprofil pri dizajnu letećih krila

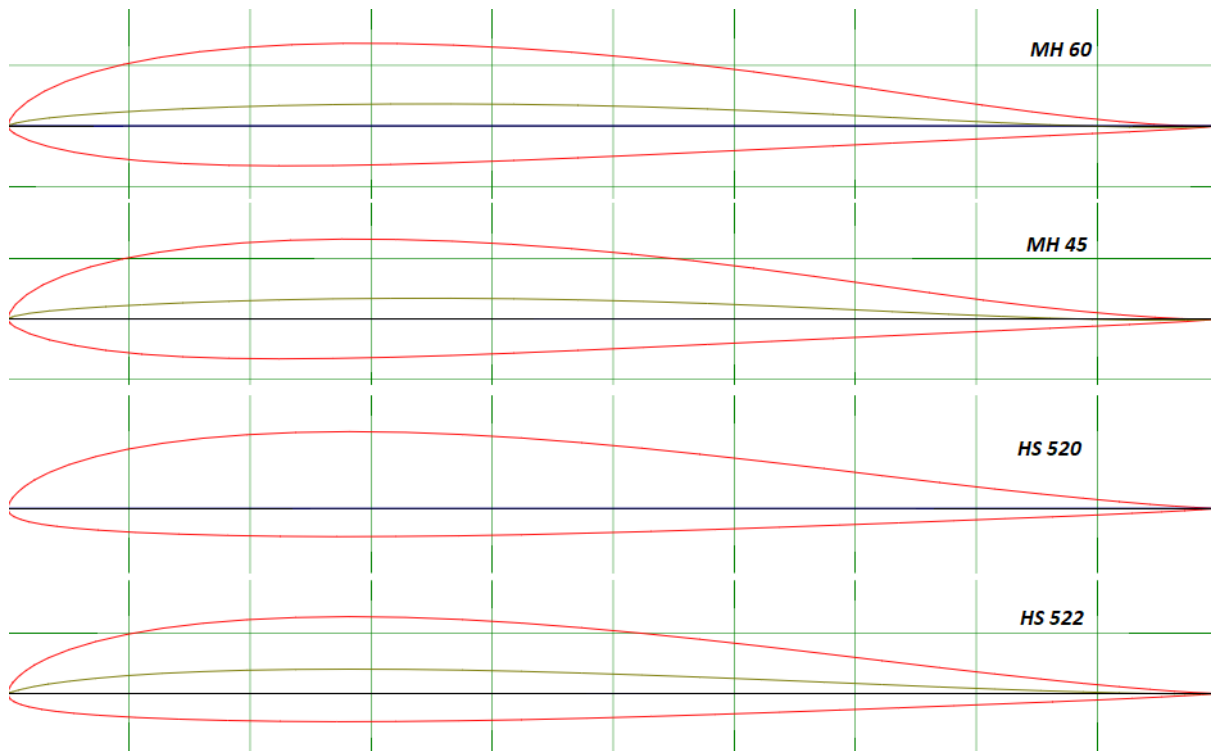
Jedan od načina za rješavanje problema nestabilnosti letećeg krila jest primjena *reflexa* odnosno inicijalna ugradnja upravljačke površine pod negativnim napadnim kutom na leteće krilo.

Kako bi se izbjegla mogućnost nepreciznog postavljanja napadnog kuta, što posljedično leteće krilo čini manje aerodinamički efikasnim, u aeroprofile namijenjene letećim krilima unaprijed se ugrađuje *reflex*. Razvojem letećih krila razvijene su i posebne serije aeroprofila namijenjenih isključivo letećim krilima. Često korišteni aeroprofil su aeroprofil serije MH (Martin Heperle) ili serije HS (Hartmut Siegmann)

¹ niz razvojnih aeroprofila iste serije čije crte nultog uzgona ne leže u istoj ravnini nego međusobno zatvaraju kut geometrijskog vitoperenja

² niz aeroprofila raznih serija čije crte nultog uzgona ne leže u istoj ravnini nego međusobno zatvaraju kut aerodinamičkog vitoperenja gdje se kut nultog uzgona mijenja od korijena prema kraju [1]

prikazani slikom 1. Stražnji dio kosturne crte svih aeroprofila pod blagim je negativnim napadnim kutem.



Slika 1 Često korišteni aeroprofili za leteća krila [2]

2.3 Lateralna stabilnost i stabilnost po pravcu

Osim problema longitudinalne stabilnosti, kod letećeg krila zbog nedostatka vertikalnog stabilizatora kakav se koristi kod konvencionalnih zrakoplova, javlja se i problem nestabilnosti po pravcu odnosno lateralne stabilnosti koje su međusobno ovisne jedna o drugoj.

Obzirom na konfiguraciju letećeg krila, najveća udaljenost od aerodinamičkog centra na koju je moguće smjestiti vertikalni stabilizator (izlazni brid krila) ne osigurava dovoljni moment koji će stabilizirati leteće krilo po pravcu. Razlog je malen krak od aerodinamičkog centra i točke ugradnje što posljedično znači kako bi vertikalni stabilizator trebao imati veliku površinu. Velika površina rezultira ujedno i većim otporom i većom masom što leteće krilo čini ne efikasnim.

Problemu je moguće doskočiti povećavanjem kuta strijele i ugradnjom terminezona na vrhove krila. Tijekom skretanja po pravcu, povećava se otpor na napadnom bridu dok se otpor na izlaznom bridu smanjuje. Uz dovoljno veliki kut strijele, diferencijalni otpor dovoljan je kako bi vratio zrakoplov u stanje ravnoteže.

Uobičajeni pristup problemu je krilo s određenim kutom strijele uz adekvatno vitoperenje i ispravno odabrani aeroprofil. Prema istraživanjima Prandtla i Pankonina, vitoperenje je esencijalni uvjet za stabilnost letećeg krila po pravcu. Vitoperenjem se djeluje na rubne dijelove zvonolike krivulje uzgona koju opisuju braća Horten u eksperimentiranju sa svojim letećim krilima. Negativnim vitoperenjem, povećava se uzgon na rubovima krila jer se smanjuje lokalni napadni kut lokalnog aeroprofila. Iz spomenutog razloga, zbog izostanka krilaca odnosno upotrebe elevona kao upravljačkog rješenja za leteća krila, isto u zaokretu i pri promjeni pravca postaje stabilnije. [3]

Pri rješavanju problema lateralne stabilnosti, ugradnja bilo kakvih repnih površina kao i kod stabilnosti po pravcu i longitudinalne stabilnosti nije optimalno i efikasno rješenje. Problem se rješava ugradnjom terminezona odnosno aerodinamičkih završetaka koji osim što sprječavaju prestrujavanje zraka s donjake na gornjaku preko vrhova krila i omogućavaju zvonoliku raspodjelu uzgona, služe i kao vertikalni stabilizatori odnosno imitacija repne sekcije.

Upravljanje letećim krilom po pravcu i oko longitudinalne osi, zbog specifičnih zahtjeva za stabilnošću kao i zbog specifične aerodinamike, drugačije je izvedeno nego kod konvencionalnih zrakoplova. Obzirom da ugradnja vertikalnih peraja i stabilizatora ne daje željeni učinak radi premale udaljenosti od aerodinamičkog centra, pribjegava se alternativnim rješenjima kao što je diferencijalni otpor. Neki od uobičajenih načina upravljanja diferencijalnim otporom su :

- Podijeljena krilca – Gornja površina pomiče se prema gore a donja prema dolje. Dijeljenje krilaca na jednoj strani krila uzrokuje skretanje po pravcu efektom diferencijalne zračne kočnice.

- Spojleri – Površina spojlera podiže se iz gornjake krila, remeti tok zraka preko krila i povećava otpor. Ovaj efekt je obično popraćen gubitkom uzgona koji je nužno kompenzirati djelovanjem pilota odnosno autopilota.
- Spojleroni – Spojler na gornjaci koji također smanjuje uzgon (ekvivalent podizanju krilca prema gore) i na taj način uzrokuje nagib zrakoplova u smjeru skretanja. Zbog nastalog kuta valjanja, uzgon krila usmjeren je u smjer skretanja zrakoplova, na taj način smanjujući količinu otpora potrebnu za zakretanje zrakoplova oko longitudinalne osi.

Iako naizgled optimalno rješenje, upravljanje diferencijalnim otporom stvara novi problem. Ukoliko je zrakoplov često izložen manevrima, dolazit će do čestog generiranja otpora. Shodno tome, leteća krila najefikasnija su pri letu u mirnoj atmosferi u odnosu na turbulentnu atmosferu ili promjene smjera, kada krila mogu postati manje efikasna i od konvencionalnih zrakoplova. [4]

Pri dizajnu manjih i jednostavnijih letećih krila uobičajena praksa pri izradi upravljačkih površina su elevoni.

3. Prijelazni režimi VTOL letećeg krila

Zbog mogućnosti tranzicije iz vertikalnog režima leta u horizontalni i obrnuto, VTOL leteće krilo nalazi primjenu u širokom spektru zadataka koje konvencionalni tip zrakoplova odnosno rotorski tip zrakoplova nije u mogućnosti izvršiti. Tranzicija između režima je kompleksna i potrebno joj je posvetiti više pažnje prilikom dizajniranja letjelice konfiguracije VTOL letećeg krila.

Polijetanje VTOL letećeg krila kao i slijetanje energetski je veoma ne efikasno. Razlog tome je što aerodinamički oblik krila i upravljačkih površina u ovome režimu ni na koji način ne doprinose održavanju krila u zraku. Ukupnu masu letećeg krila zajedno s njegovim podsustavima u zraku održava isključivo potisak koji proizvode motori. Problem nije moguće riješiti dodavanjem baterija jer utjecaj dodatne mase ima veći negativni učinak na autonomiju letjelice nego što povećanje autonomije povećanjem kapaciteta baterije može osigurati.

Zbog velikih energetskih gubitaka u nepovoljnom vertikalnom *prop hanging* položaju, letjelicu je poželjno što ranije prevesti u horizontalni režim leta koji je energetski isplativiji odnosno efikasniji. [5]

Za izvršavanje željenog zadatka, vrlo je bitno da tranzicija letjelice iz vertikalnog u horizontalni režim leta i obratno bude izvedena sigurno i stabilno. Zbog specifičnosti načina upravljanja letjelicom u horizontalnom položaju i vertikalnom položaju, vrlo je bitno ispravno kalibrirati upravljačku jedinicu letjelice. Tranzicija se odvija u veoma kratkom vremenskom intervalu. Kompleksnost tranzicije očituje se ne samo u velikom broju radnji već i njihovoj osjetljivosti na pogreške. Svaka pa čak i minorna pogreška može rezultirati katastrofalnim ishodom leta odnosno zadatka. Zbog kompleksnosti i osjetljivosti prijelazne faze, ista se može nazvati kritičnom fazom leta te se iz sigurnosnih razloga odrađuje precizno kalibriranim sklopom autopilota.

Prilikom kalibriranja i definiranja načina izvršavanja tranzicije potrebno je u obzir uzeti slijedeće zahtjeve kako bi se tranzicija izvršila na siguran način :

- Tranzicija treba trajati što kraće kako bi letjelica bez gubitaka mogla prijeći u fazu izvršavanja zadatka i izaći iz iste
- Prilikom tranzicije, promjena visine treba biti što je moguće manja, kako bi se izbjegli mogući konflikti s okolišem
- Potrebno je pripaziti da letjelica prilikom tranzicije ne uđe u područje napadnih kutova za koje prethodna analiza odnosno simulacija daje nepouzdana ili nepovoljne rezultate
- Potrebno je općenito izbjegavati uvjete u kojima dolazi do sloma uzgona ili nepovoljnih manevara letjelice kako kritična faza leta ne bi imala katastrofalni ishod [6]

Tranzicija letjelice moguća je i bez zadovoljavanja spomenutih uvjeta, međutim za sigurno izvršavanje zadatka, nužno je optimizirati tranziciju uzevši pritom iste u obzir.

3.1 Najčešće korišteni oblici prijelaznih režima

U praksi su opće prihvaćena dva načina tranzicije iz vertikalnog režima u horizontalni i obrnuto. Definirani su kao nevektorirana tranzicija i vektorirana tranzicija.

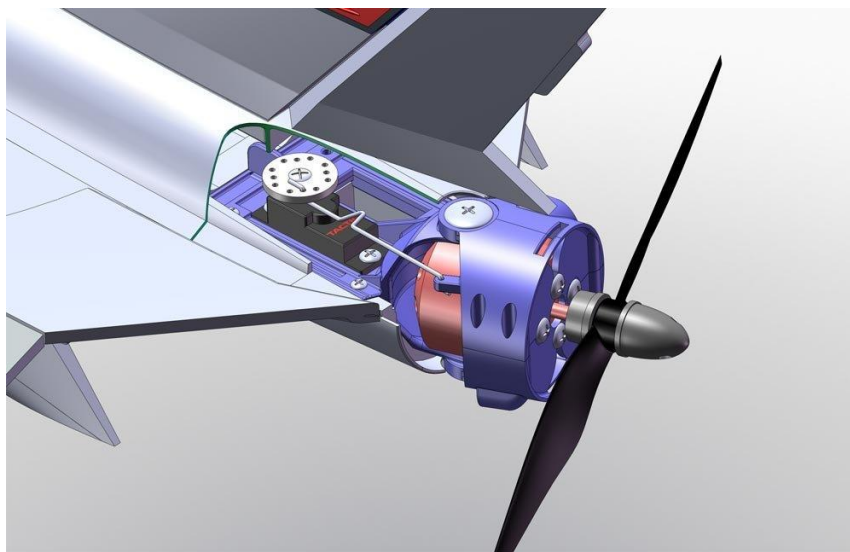
3.1.1 Ne vektorirana tranzicija

Ne vektorirana tranzicija podrazumijeva korištenje površinski velikih upravljačkih površina za promjenu smjera slobodne struje zraka. Obzirom da se upravljačke površine na letećim krilima nalaze na ekstremu krila, promijenjen smjer slobodne struje zraka na istima uzrokuje veliki moment oko težišta letećeg krila i zakreće ga u željenom smjeru. Motori na letećem krilu obično se smještaju ispred upravljačkih površina kako bi se što veća količina strujnica rasporedila po upravljačkim površinama što ih posljedično čini efikasnijima.

Iako zvuči jednostavno, ne vektorirana tranzicija vrlo lako može postati problematična. Problem nastaje čim atmosfera počinje odstupati od stabilnog stanja. Minimalni nalet vjetra ili promjena smjera istog u kratkom vremenskom intervalu može imati kritični utjecaj na osjetljivi režim tranzicije leteće krila što ugrožava sigurni ishod zadatka. Također, dosadašnji pokušaji izvedbe tranzicije ne vektoriranim načinom pokazali su kako do problema promjene režima ne dolazi toliko često pri polijetanju već slijetanju odnosno tranziciji iz horizontalnog u vertikalni režim.

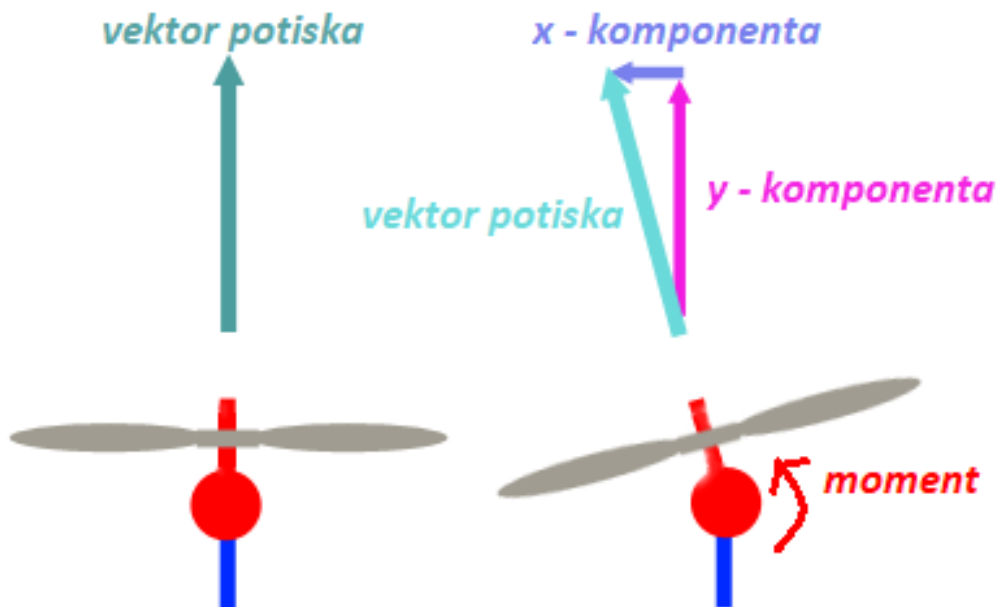
3.1.2 Vektorirana tranzicija

Alternativni pristup izvođenju tranzicije jest primjena vektorirane tranzicije. Ugradnja podsustava za vektoriranu tranziciju (slika 2) na leteće krilo kompleksnija je jer podrazumijeva izgradnju kompletnog podsustava te zatim integraciju istog na leteće krilo.



Slika 2 Podsustav za vektoriranu tranziciju [7]

Podsustav vektorirane tranzicije radi na principu promjene orijentacije vektora potisne sile koju daju motori. Vektor sile odnosno motor letjelice, zakreće se u željeni smjer kretanja odnosno u smjer izvođenja tranzicije. Razlaganjem vektora potiska na x-komponentu i y-komponentu, može se primijetiti kako y-komponenta stvara moment oko motora i na taj način zakreće letjelicu oko istog. (slika 3)



Slika 3 Razlaganje vektora potiska na komponente [8]

Količina opreme nužne za izvođenje vektorirane tranzicije veća je nego kod ne vektorirane i podrazumijeva veću masu letjelice. Međutim, ovakav pristup tranziciji mnogo je sigurniji te je jednom kreirani podsustav vektorirane tranzicije jednostavnije kalibrirati. Rješenje je mnogo otpornije na uvjete nestabilne atmosfere a obje tranzicije se izvode na isti način putem autopilota što tranziciju čini jednostavnijom i sigurnijom.

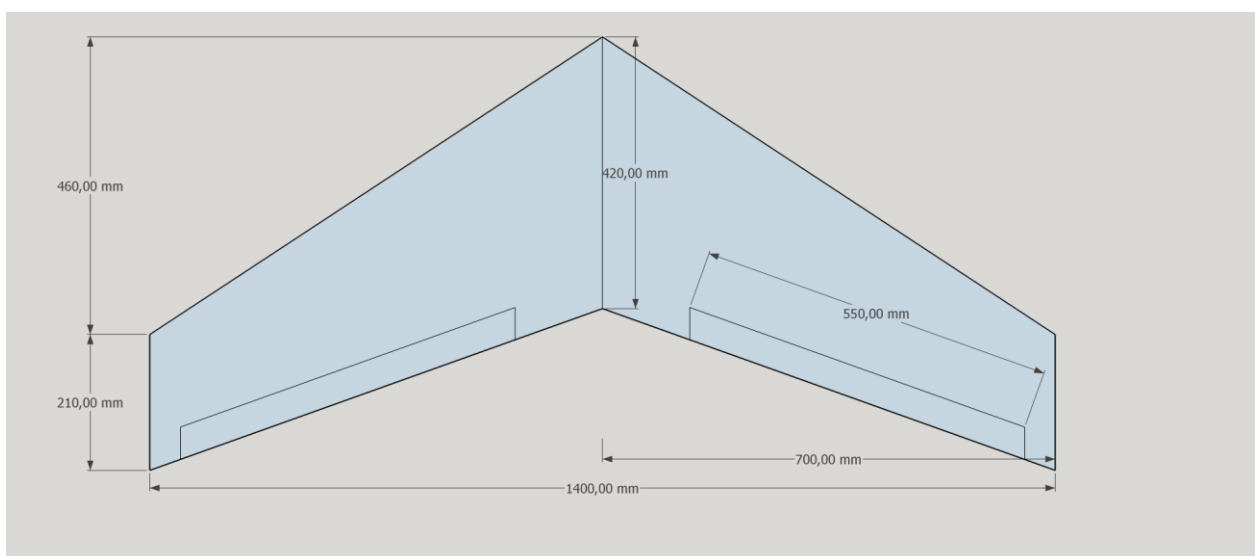
4. Izrada računalnog modela VTOL letećeg krila u programu XFLR5

Prilikom dizajniranja letećeg krila VTOL konfiguracije za ciljani zadatak potrebno je zadovoljiti zahtjeve velike istrajnosti i doleta. Zahtjevi vezani uz VTOL komponentu sustava biti će obrazloženi kasnije u radu.

Kako bi se ostvarili velika istrajnost i dolet, krilo je nužno dizajnirati na način da isto ostvari što veći uzgon uz što manji otpor uzevši u obzir da krilo obzirom na dimenzije leti pri Reynoldsovim brojevima znatno manjim nego što je slučaj kod konvencionalnih zrakoplova. Leteće krilo letjet će u području Reynoldsovih brojeva uglavnom manjih od 500 000 što znači da će strujanje zraka preko letećeg krila biti većinom laminarno.

Parametri koji aeroprofil a posljedično i krilo čine optimalnim za definirani zadatak su veliki koeficijent uzgona (C_L) u ovisnosti o napadnom kutu (α) uz pripadajući maleni iznos koeficijenta otpora (C_D), povoljan omjer koeficijenta uzgona i otpora (finesa) te uzgona i otpora u ovisnosti o napadnom kutu, malen koeficijent momenta (C_M) odnosno njegova malena promjena u odnosu na željenu referentnu vrijednost.

Kao polazni dizajn za računalnu simulaciju odabrano je leteće krilo RAPTOR 140 čiji je tlocrt prikazan slikom 4. [9]



Slika 4 Tlocrt letećeg krila RAPTOR 140 [9]

Nakon definiranja osnovnih dimenzija polaznog modela, slijedeći je korak odabir odgovarajućeg aeroprofila koji će osigurati dovoljnu količinu uzgona pri određenoj brzini kako bi krilo ostalo u zraku.

Kako bi se krilo zadržalo u zraku u horizontalnome letu, jednadžba 1 odnosno 2 moraju biti zadovoljene. Sila aerodinamičkog uzgona (F_L) i težina letećeg krila (F_G) moraju biti jednake.

$$F_L = F_G \quad (1)$$

$$C_L \cdot \frac{1}{2} \cdot \varphi \cdot v^2 \cdot A = m \cdot g \quad (2)$$

C_L - koeficijent uzgona

φ –gustoća zraka [kg/m^3]

v – brzina letećeg krila [m/s]

A – površina letećeg krila [m^2]

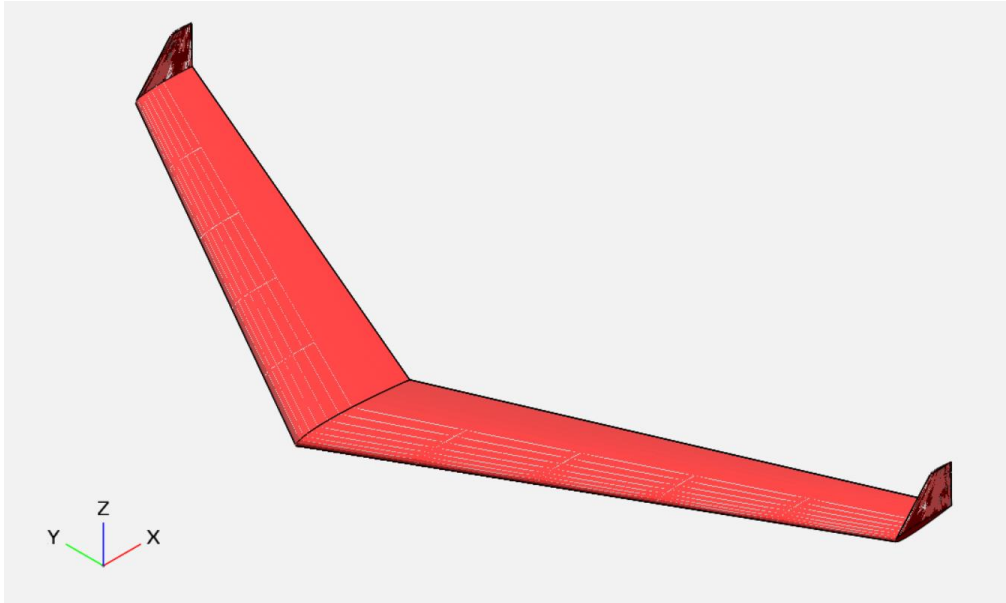
m – masa letećeg krila [kg]

g – ubrzanje sile teže [$9,81 \text{ m/s}^2$]

Prije same izrade letećeg krila nužno je pretpostaviti masu istoga kako bi se mogle izvršiti analize čije je izvođenje nužno kako bi se izračunale performanse krila te njegove aerodinamičke karakteristike.

Krilo će biti izrađeno od ekstrudiranog polistirena poznatijeg kao stirodur odnosno XPS čija gustoća iznosi $32,65 \text{ kg/m}^3$.

Programom OpenVSP izrađen je model letećeg krila Raptor 140 prikazan slikom 5, kako bi se izračunao približni volumen kojime će se uz pomoć gustoće materijala aproksimirati masa modela krila.



Slika 5 Model letećeg krila RAPTOR 140

Volumen krila iznosi približno $0,019 \text{ m}^3$. Pomnoživši volumen krila i masu materijala može se izračunati masa krila izrezanog od stirodura a ona iznosi $0,620 \text{ kg}$.

Uračuna li se u konačnu masu letjelice masa opreme nužne za njenu operaciju, te ukoliko se aproksimira povećanje mase letjelice za dodatni sloj kompozitnih materijala kojime će se učvrstiti konstrukcija, može se pretpostaviti kako će konačna masa letjelice biti oko $2,5 \text{ kg}$.

Poznajući približnu masu letjelice, moguće je krenuti s daljnjom aerodinamičkom analizom te traženjem odgovarajućeg aeroprofila za leteće krilo.

Programom XFLR5 izvršena je analiza nekoliko aeroprofila opće namjene i aeroprofila namijenjenih letećim krilima pri različitim Reynoldsovima brojevima. Za odabir raspona u kojemu će se testirati učinkovitost aeroprofila kreirana je tablica 1 izračuna Reynoldsovih brojeva koristeći formulu 3 za definirane uvjete leta³ i pripadajuće brzine.

³ Let pri temperaturi od $15 \text{ }^\circ\text{C}$, 1013.25 hPa i kinematskoj viskoznosti $\nu = 1.460 \cdot 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$ (ISA)

$$Re = \frac{\rho v l}{\mu} = \frac{v \times l}{\nu} \quad (3)$$

ρ – gustoća zraka [kg/m³]

v – brzina slobodne struje zraka [m/s]

l – duljina aerodinamičke tetive ($l_{\text{vrh}} / l_{\text{korijen}}$) [m]

μ – dinamička viskoznost fluida [Pas]

ν – kinematička viskoznost fluida [m²/s]

Tablica 1 Izračun Reynoldsovih brojeva za odabrano leteće krilo

	V [m/s]	Reynoldsovi brojevi
$l_{\text{vrh}} - 21 \text{ cm}$	10	144.000 (143.836)
	15	216.000 (215.753)
	20	288.000 (287.671)
	25	360.000 (359.589)
	30	432.000 (431.507)

$l_{\text{korijen}} - 42 \text{ cm}$	10	288.000 (287.671)
	15	432.000 (431.507)
	20	575.000 (575.342)
	25	719.000 (719.178)
	30	863.000 (863.014)

Istaknuti podatci u tablici odnose se na režime leta odnosno brzine pri kojima leteće krilo izvodi operacije. Deblje istaknute brzine, leteće krilo ostvaruje pri horizontalnom letu dok ostale brzine odnosno Reynoldsove brojeve leteće krilo postiže uglavnom tranzicijom između vertikalnog i horizontalnog leta pri polijetanju i slijetanju.

Uzevši u obzir kreiranu tablicu, testirani su slijedeći aeroprofil čija je analiza prikazana dodatkom A:

- MH45
- MH60
- MH110
- HS 520
- HS 522
- Clark Y

Aeroprofil MH45, MH60, MH 110, HS522 i HS520 dizajnirani su primarno za leteća krila te imaju ugrađen *reflex*. Aeroprofil Clark Y je aeroprofil opće namjene i koristi se u konvencionalnim zrakoplovima. Međutim Clark Y se može pronaći i u nekim primjenama pri izradi letećih krila. U nastavku poglavlja analizirani su parametri aeroprofila koji isti čine optimalnim za ciljani zadatak. Za svaki aeroprofil analizirane su sljedeće krivulje:

- $C_L=f(\alpha)$
- $C_L=f(C_D)$
- $C_L/C_D=f(\alpha)$
- $C_M=f(\alpha)$

Na temelju njihove usporedbe prikazane dodatkom A, odabran je aeroprofil koji će biti adekvatan za željeni zadatak.

4.1 Odabir optimalnog aeroprofila i dizajniranje VTOL letećeg krila

Kako bi optimalan aeroprofil mogao biti odabran, nužno je analizirati njegove performanse pri željenim Reynoldsovim brojevima.

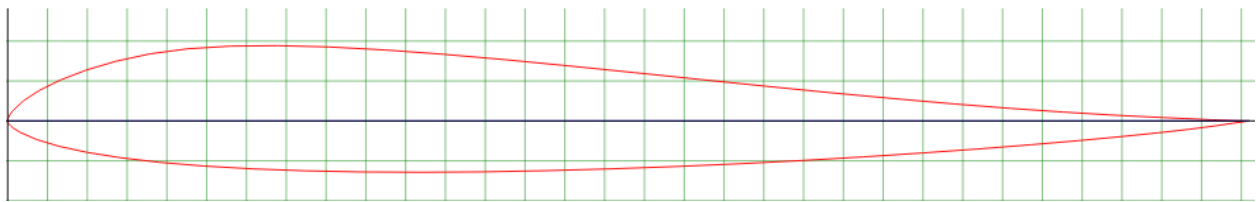
U teoriji, aeroprofil u korijenu krila trebao bi imati bolje performanse pri većim Reynoldsovim brojevima radi veće duljine tetive, dok bi aeroprofil na vrhu krila trebao imati bolje performanse pri manjim Reynoldsovim brojevima zbog manje duljine tetive.

Uvjeti pri odabiru aeroprofila su povoljan odnos C_L i C_D zbog što manjih aerodinamičkih gubitaka, te zadovoljavajući raspon C_M u ovisnosti o napadnom kutu α zbog nužne stabilnosti letećeg krila, uzevši u obzir nedostatak kompenzacijske repne sekcije. Obzirom da su svi parametri osim ovisnosti C_M o napadnom kutu α dobiveni analizom aeroprofila u dodatku A veoma slični; kritičnim kriterijem pri odabiru optimalnog aeroprofila pokazala se upravo funkcija $C_M=f(\alpha)$.

4.1.1 Aeroprofil MH 110

Raspon i izgled krivulje C_M u ovisnosti o napadnom kutu α pokazao se kritičnim faktorom pri odabiru optimalnog aeroprofila upravo zbog izrazite nestabilnosti letjelice konfiguracije leteće krilo te je iz istog razloga odabran aeroprofil MH 110.

Aeroprofil MH 110 (slika 6) pripada seriji aeroprofila razvijenih od strane dr. Martina Hepperlea.



Slika 6 Aeroprofil MH 110 [2]

Karakteristične fizikalne veličine aeroprofila su slijedeće:

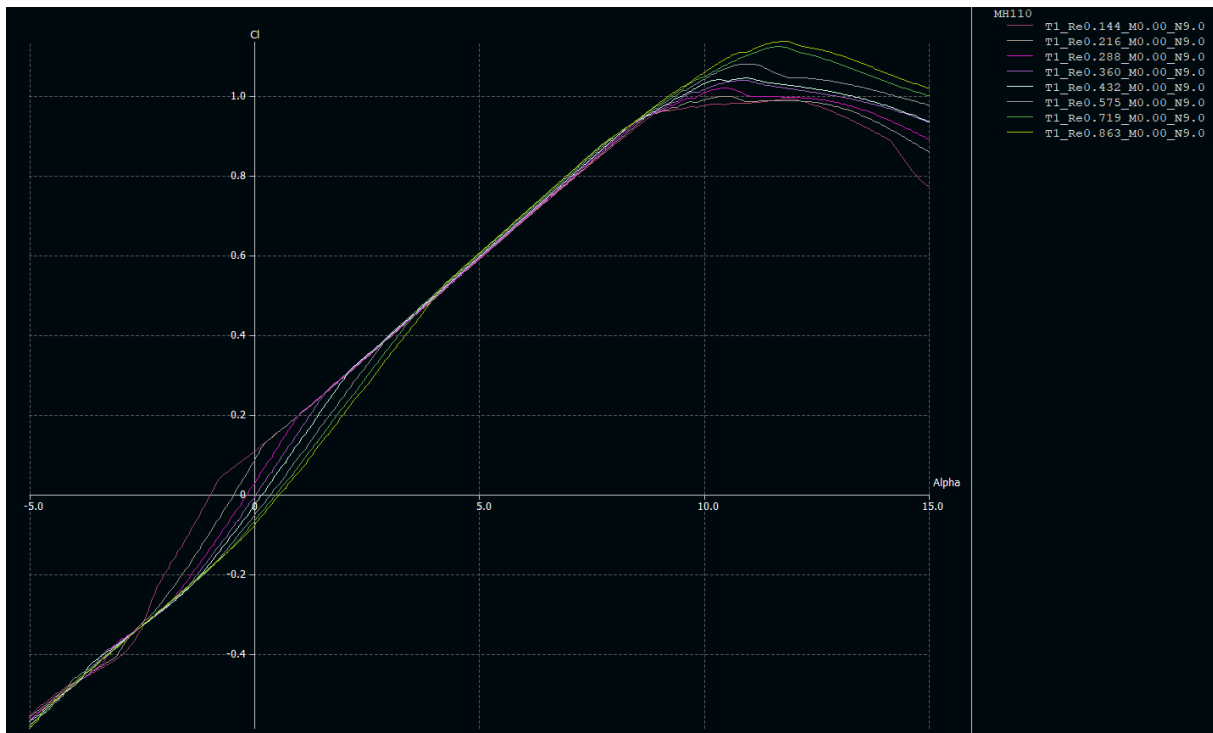
- Maksimalna debljina aeroprofila: 10 % na 23.9% tetive aeroprofila
- Maksimalna zakrivljenost aeroprofila : 1% na 15.8 % tetive aeroprofila

MH110 detaljno je obrađen te uspoređen s ostalim analiziranim aeroprofilima u dodatku A. U nastavku poglavlja analizirane su i komentirani referentne krivulje aeroprofila MH110.

4.1.2 $C_L=f(\alpha)$ [MH110]

Iz grafa koji prikazuje ovisnosti C_L o α za aeroprofil MH 110 (graf 2) moguće je iščitati više podataka. Graf prikazuje raspon napadnih kutova pri kojima je funkcija C_L linearnog oblika. Također dvije bitne vrijednosti koje je moguće iščitati su $C_{L(\alpha=0)}$ i

napadni kut pri kojemu dolazi do sloma uzgona (nakon što krivulja prestaje biti linearnog oblika, C_{Lmax}).



Graf 2 Ovisnost C_L o α za aeroprofil MH110

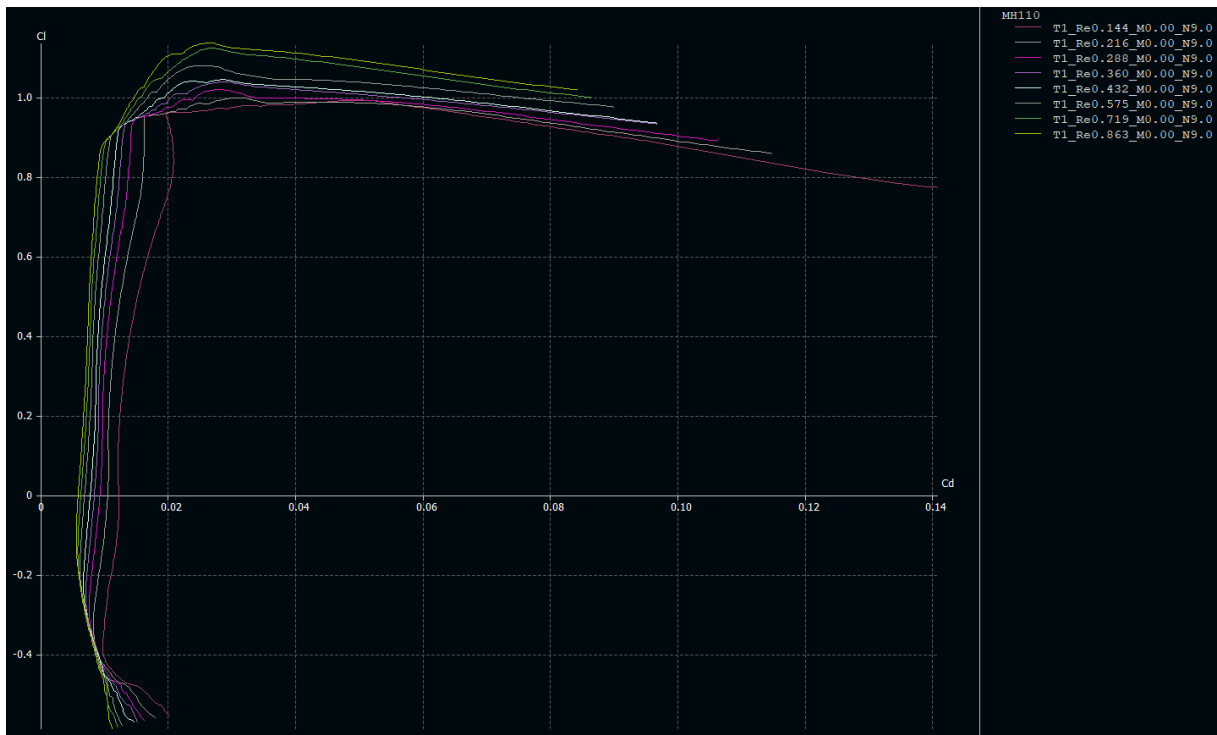
Bitno je napomenuti kako je pri određenim Reynoldsovima brojevima (432.000-863.000), $C_{L(\alpha=0)}$ negativan. Iz navedenog razloga pri većim brzinama, aeroprofil se ne bi mogao održavati u zraku pri napadnom kutu od 0° .

Kako bi se nastali problem riješio, potrebno je vitoperiti krilo pod određenim kutom kako bi se graf ovisnosti C_L o α krila u odnosu na graf ovisnosti C_L o α pomaknuo duž ordinate u pozitivnom smjeru što će biti razrađeno poglavljem 4.

Također, može se primijetiti kako do sloma uzgona dolazi pri napadnim kutovima od otprilike 11° do 12° . Maksimalni koeficijent uzgona pri spomenutim napadnim kutovima varira između 1,0 i 1,2. Pri manjim Reynoldsovima brojevima, $C_{L(\alpha=0)}$ je pozitivan što omogućuje aeroprofilu da pri napadnom kutu od 0° uz odgovarajuću brzinu zadrži stanje horizontalnog leta.

4.1.3 $C_L=f(C_D)$ [MH 110]

Povlačenjem tangente na polaru $C_L=f(C_D)$, dobiti će se maksimalna vrijednost koeficijenta uzgona u odnosu na koeficijent otpora odnosno finesa letjelice. Tangentom je dobiven par točaka za svaku polaru (C_L , C_D) čijim se omjerom računa finesa. Približne vrijednosti finesa aeroprofila MH 110 za karakteristične Reynoldsove brojeve temeljene su na grafu 3.



Graf 3 Približne vrijednosti finesa aeroprofila MH110 za karakteristične Reynoldsove brojeve

Zbog manjkavosti programa XFLR5 pri analizi aeroprofila, finese odnosno maksimalni odnosi C_L i C_D prikazani su izuzevši viskoznost zraka u graničnom sloju. Krivulje finesa za krilo prikazane kasnije u radu moguće je obraditi programom uzevši u obzir viskoznost zraka.

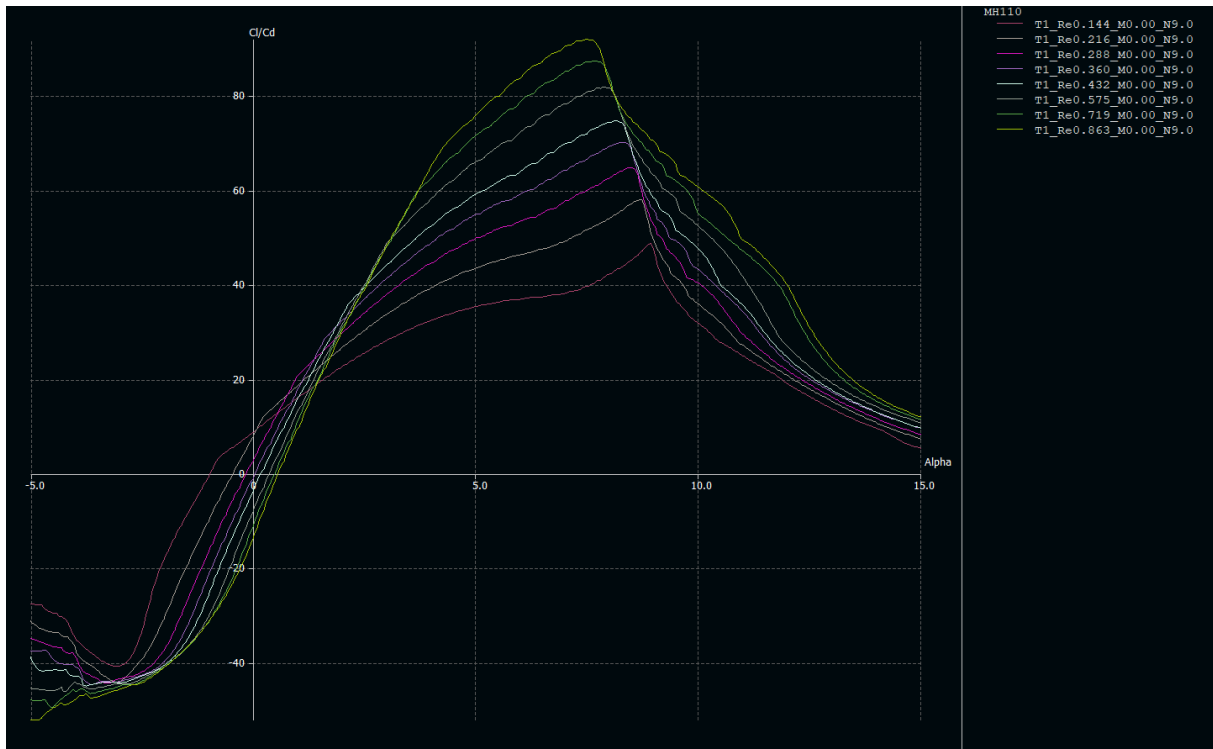
Finese su izračunate i prikazane tablicom 2 zajedno s parovima točaka (C_L , C_D).

Tablica 2 Finese i parovi C_L i C_D – MH110

MH110	Reynoldsovi brojevi							
	144.000	216.000	288.000	360.000	432.000	575.000	719.000	863.000
C_L	0,946	0,945	0,932	0,921	0,911	0,901	0,878	0,833
C_D	0,019	0,016	0,014	0,013	0,012	0,011	0,010	0,009
$\frac{C_L}{C_D}$	49,73 (50)	59,06 (59)	66,57 (67)	70,85 (71)	75,92 (76)	81,91 (82)	87,80 (88)	92,56 (93)

4.1.4 $C_L/C_D=f(\alpha)$ [MH 110]

Nakon izračunatih finesa nužno je odrediti pri kojim je napadnim kutevima moguće ostvariti koju finesu. Izračunate finese trebaju se otprilike podudarati s maksimumima krivulja $C_L/C_D=f(\alpha)$ koje također predstavljaju finese aeroprofila. Povlačenjem okomice iz maksimuma na apscisu koordinatnog sustava, očitavaju se napadni kutevi pri kojima se finese postižu. Finese i pripadajući napadni kutevi aeroprofila MH110 prikazani su grafom 4.



Graf 4 Finese i pripadajući napadni kutevi MH110

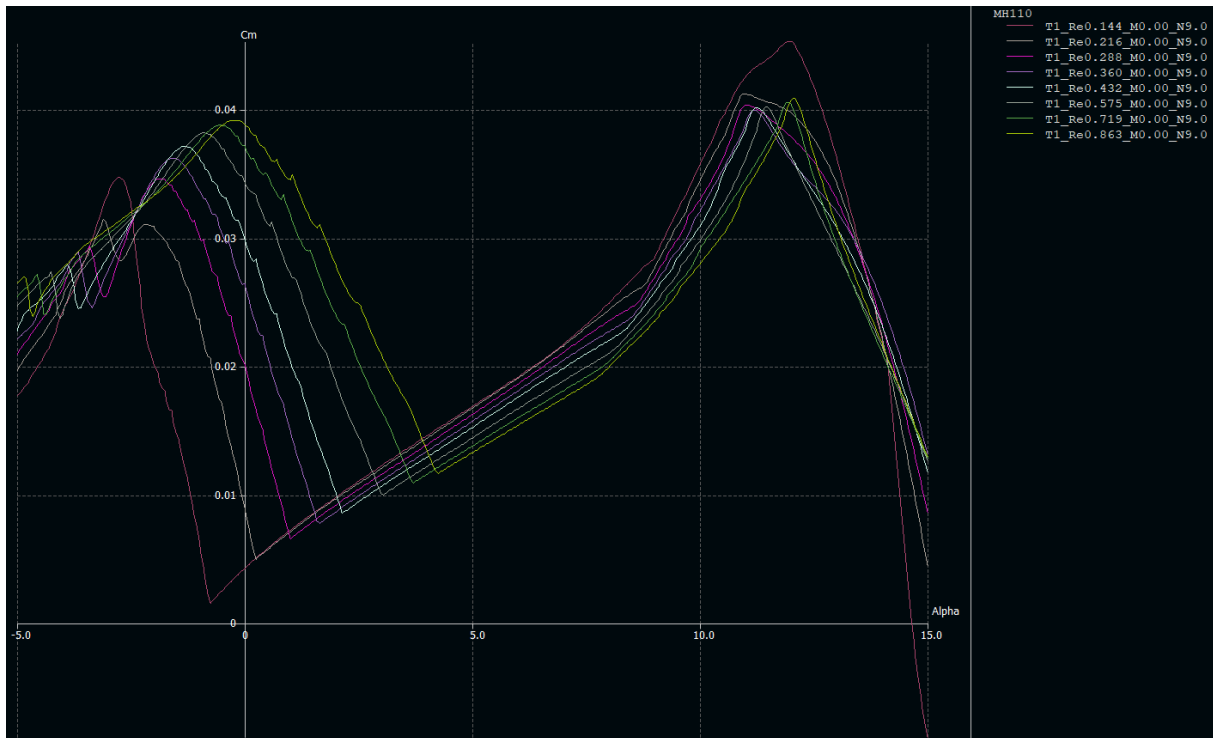
Kao što je bio slučaj i sa grafom ovisnosti C_L o α , pri nekim Reynoldsovima brojevima, u rasponu kutova između 0° i 15° , finesa je negativnog predznaka. Problem će se također kao i prethodni riješiti uvijanjem aeroprofila u korijenu odnosno vrhu krila.

Najbolje finese pri definiranim Reynoldsovima brojevima postižu se u rasponu od 7° do 9° .

4.1.5 $C_M=f(\alpha)$ [MH 110]

Uzevši u obzir početnu nestabilnost letećeg krila i nemogućnost ugradnje kompenzatorske repne sekcije za uravnoteženje momenta, vrlo bitan odnosno kritičan uvjet pri odabiru aeroprofila jest C_M u ovisnosti o napadnom kutu. Povoljan uvjet je da se vrijednosti koeficijenta momenta kreću blizu 0 kako bi kompenzacijski ulazni signali autopilota mogli biti svedeni na minimum.

Iz grafa 5 može se iščitati kako su koeficijenti momenta pri definiranim Reynoldsovima brojevima pozitivni.



Graf 5 Krivulje C_M u ovisnosti o napadnom kutu za aeroprofil MH110

Pri analizi grafa bitno je primijetiti negativan nagib krivulje ovisnosti C_M o α od 0° do otprilike 4° te od 11° pa do 15° .

Negativan nagib krivulje veoma je bitan za stabilnost letjelice jer označava tendenciju iste da nakon poremećaja povećanja napadnog kuta, respondira smanjenjem vrijednosti C_M odnosno vraćanjem nosa letjelice prema ravnotežnom položaju.

Aeroprofil korišten pri izradi ne mora duž cijele apscise imati negativan nagib krivulje međutim, isti je jedan od osnovnih uvjeta statičke stabilnosti i treba ga zadovoljiti na konstrukcijski način. Problem pozitivnog nagiba krivulje ovisnosti C_M o α od cca 4° do 7° također se rješava vitoperenjem krila.

4.1.6 Konstrukcijsko rješenje problema pri računalnoj analizi aeroprofila MH110

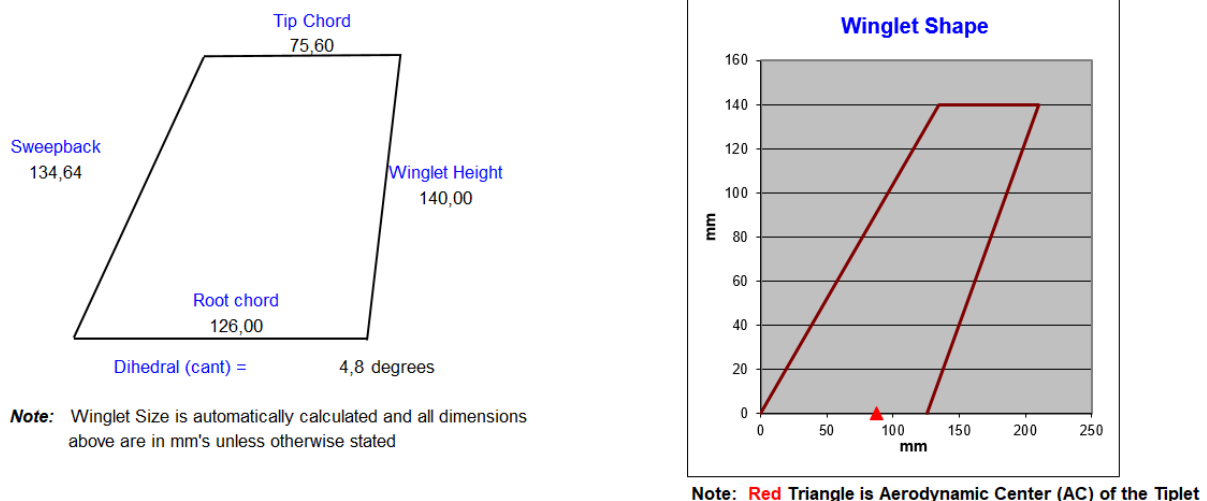
Optimalni aeroprofil MH110, namijenjen je upotrebi u letećim krilima, stoga je isti moguće ugraditi i u korijen i vrh krila sa određenim geometrijskim vitoperenjem. Aeroprofil u korijenu krila postavljen je pod napadnim kutem od 2° , dok je krilo

vitopereno na način da napadni kut krila pri vrhovima krila iznosi 0° . Osim što se ovakvim postupkom rješavaju problemi otkriveni pri računalnoj analizi aeroprofila, model se pojednostavljuje izbjegavanjem kombinacije raznih aeroprofila. Dobivena rješenja, grafovi aerodinamičkih i karakteristika stabilnosti krila biti će obrađeni u nastavku rada.

4.2 Dizajn VTOL letećeg krila

Nakon odabira aeroprofila, model je potrebno dalje optimizirati. Kako bi se postigla najefikasnija raspodjela uzgona na krilu, na vrhove krila računalnog modela ugrađeni su aerodinamički završeci čija je svrha smanjiti aerodinamičke gubitke odnosno spriječiti prestrujavanje struje zraka s donjake na gornjaku krila preko vrhova krila.

Dimenzije i izgled aerodinamičkih završetaka prikazane slikom 7 izračunate su pomoću jednostavnog programa koji je razvio Curtis Suter, izrađenog u aplikaciji Excel, paketa Microsoft office.

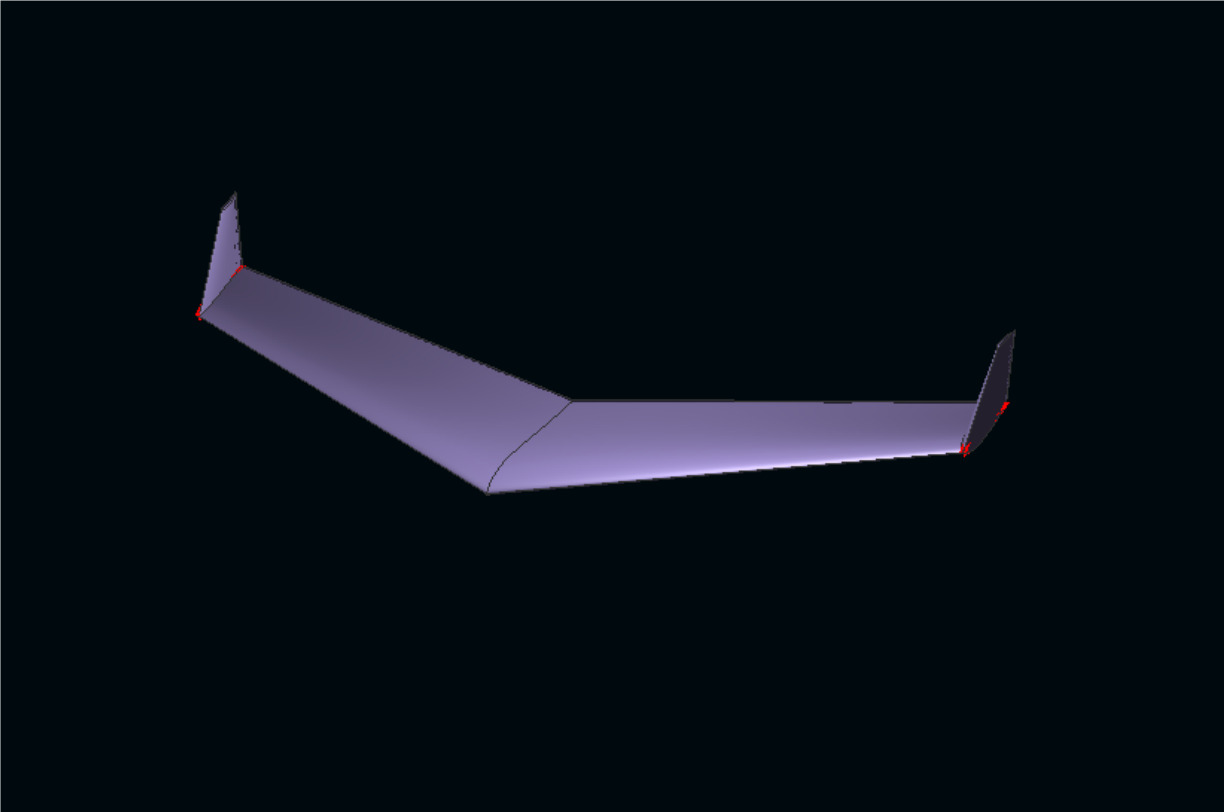


Slika 7 Prikaz dimenzija i izgled aerodinamičkih završetaka iz aplikacije Curtisa Sutera

Aeroprofil korišten u aerodinamičkim završecima jest PSU 94-097 dizajniran i ispitan na Pensilvanijskom Sveučilištu u Sjedinjenim Američkim Državama. Aeroprofil se pokazao izrazito efikasnim pri upotrebi u aerodinamički završecima pri niskim Reynoldsovim brojevima. [10]

Kombinacijom tlocrta prikazanog slikom 4, podataka o aproksimaciji mase letećeg krila te optimalnog aeroprofila MH110 i aeroprofila PSU 94-097 za upotrebu u aerodinamičkim završecima; generiran je računalni model VTOL letećeg krila za dostavu seruma na teško dostupna područja, prikazan slikom 8.

	y (mm)	chord (mm)	offset (mm)	dihedral(°)	twist(°)	foil
1	0,000	420,000	0,000	0,0	2,00	MH110
2	700,000	210,000	460,000	85,2	0,00	MH110
3	840,000	75,600	594,640		2,00	PSU 94-097



Slika 8 Računalni model VTOL letećeg krila za dostavu seruma na teško dostupna područja

4.2.1 Računalna analiza modela VTOL letećeg krila

Nakon izrade modela, potrebno je izračunati aerodinamičke karakteristike krila te karakteristike vezane uz stabilnost letjelice.

Program XFLR5 razlikuje 4 metode analize karakteristika letjelice . Za potrebe ovog diplomskog rada korištena je VLM(2) metoda odnosno metoda vrtložne rešetke kojom su izračunate krivulje letećeg krila za konstantnu brzinu (tip 1) i konstantan uzgon (tip 2).

Bitno je naglasiti kako je prilikom provedenih analiza korišten model viskoznosti koji generira program XFLR5 i koji je eksperimentalan. Također programom XFLR5, metodom vrtložne rešetke uz vlastiti viskozni model računanjem konstantnog uzgona, nije moguće savršeno iskonvergirati sve vrijednosti koeficijenata uzgona na pripadajućim Reynoldsovim brojevima. Iz spomenutog razloga, grafovi se sastoje od krivulje označene narančastom bojom i aproksimacije nastavka krivulje označene plavom bojom.

4.2.1.1 Aerodinamička analiza

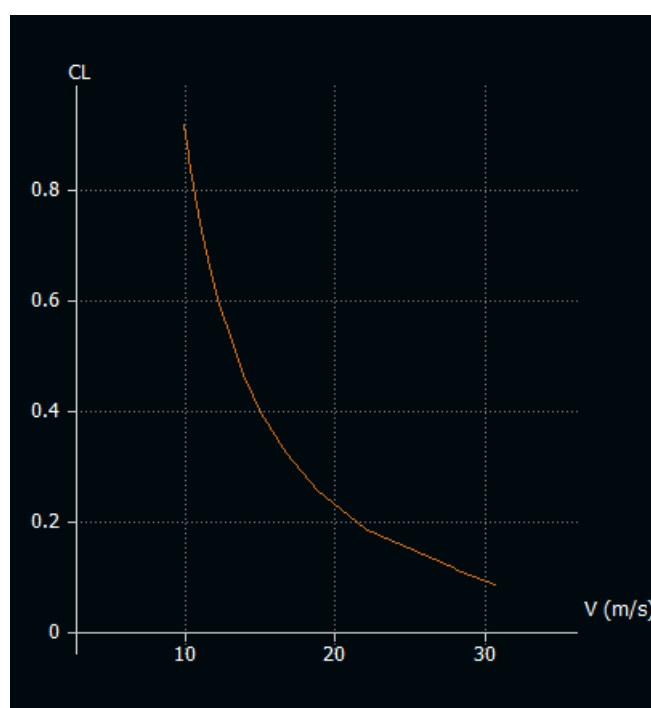
Bez obzira na nemogućnost konvergiranja, dobiveni rezultat je i dalje pouzdan uzevši u obzir aproksimaciju pa se tako dobiva raspon brzina za pripadajuće napadne kutove koje leteće krilo mora ostvariti kako bi zadržalo konstantan uzgon odnosno horizontalan ravnotežni let. Brzine i pripadajući napadni kutevi prikazani su tablicom 3.

Tablica 3 Brzine i pripadajući napadni kutevi za održavanje horizontalnog ravnotežnog leta

Napadni kut [°]	Brzina [m/s]
0	44,67
1	28,04
2	22,13
3	18,87
4	16,72
5	15,18
6	14,01
7	13,07
8	12,31
9	11,67
10	11,12

11	10,65
12	10,23
13	9,87
14	9,54
15	9,25

Kako bi se leteće krilo moglo održati u zraku nužno je da jednačina 1 tj. 2, s početka poglavlja 4 bude zadovoljena. Uvrste li se podatci odnosno brzine i odgovarajući koeficijenti uzgona iz grafa 6 dobiveni računalnom analizom u formulu 1, dobiti će se vrijednosti prikazane tablicom 4 :



Graf 6 Ovisnost C_L o brzini za leteće krilo

Tablica 4 Usporedba sile uzgona i težine letjelice

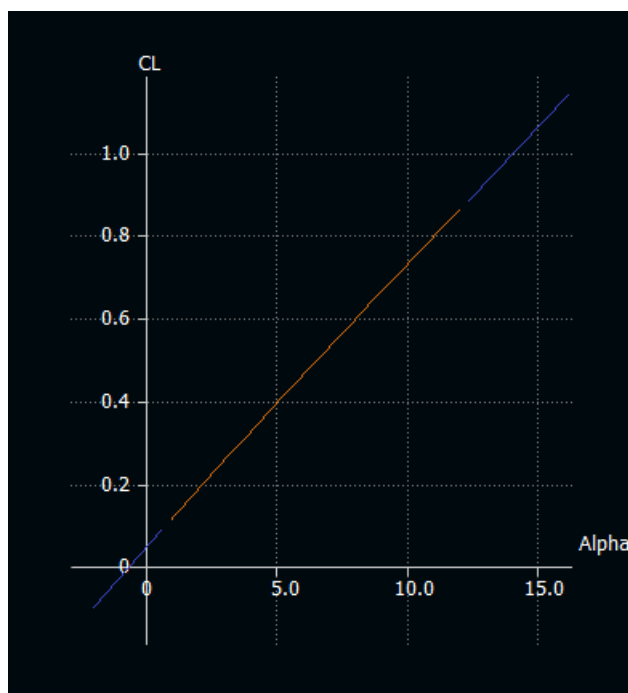
V [m/s] C_L^4	F_G [N]	Zadovoljava / Ne zadovoljava
10 0.902	24,525	$F_L = F_G$ Zadovoljava
15 0.401		$F_L = F_G$ Zadovoljava

⁴ Vrijednosti C_L su aproksimativne radi nemogućnosti preciznijeg očitavanja vrijednosti C_L programom XFLR5

20		$F_L = F_G$
0.225		Zadovoljava
25		$F_L = F_G$
0.144		Zadovoljava
30		$F_L = F_G$
0.100		Zadovoljava

Iz tablice je moguće iščitati kako je omjer uzgona i težine letjelice odgovarajući za sve horizontalne režime leta.

Pri napadnim kutevima tj. režimima leta u kojima će letjelica operirati neće se ostvariti kritični napadni kut odnosno kut sloma uzgona što je vidljivo iz grafa 7, $C_L=f(\alpha)$.

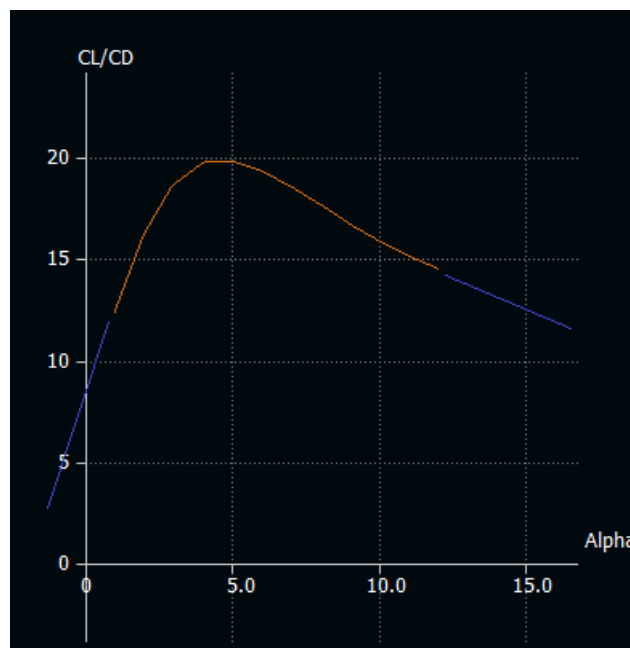


Graf 7 Ovisnost C_L o α za leteće krilo

Osim uzgona krila, bitno je spomenuti i odnos uzgona i otpora krila odnosno finesu koju leteće krilo može ostvariti. Finesa krila je za definirane napadne kuteve izračunata računalno pomoću eksperimentalnog modela viskoznosti za izračun induciranog i ukupnog otpora.

Kako bi se izbjegli aerodinamički gubitci i ostvario što manji otpor a samim time ostvarila i veća istrajnost, krilo bi trebalo operirati u režimu najveće finese odnosno najvećeg omjera koeficijenta uzgona i koeficijenta otpora. Gledano iz perspektive proračuna potrošnje spomenuta tvrdnja ne mora nužno biti istinita, međutim let pri napadnom kutu najbolje finese u slučaju otkaza motora osigurava najveći dolet.

Za dizajnirano krilo taj se omjer postiže pri napadnom kutu od 4° . Izgled krivulje krila i napadni kut za najveću finesu prikazani su grafom 8.



Graf 8 Izgled krivulje krila i napadni kut za najveću finesu letećeg krila

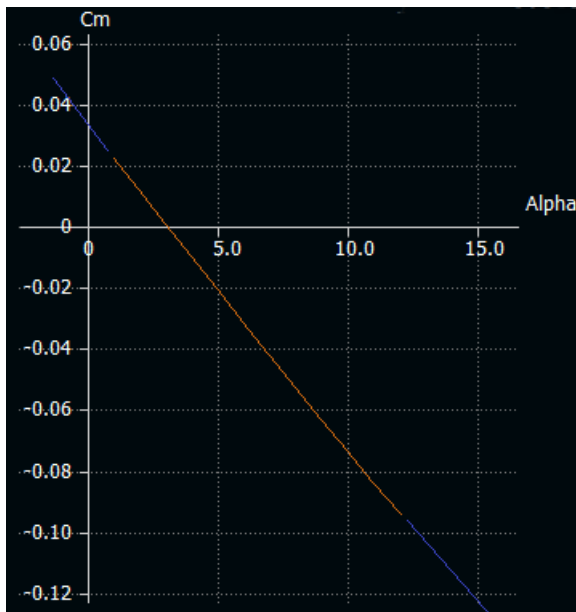
4.2.1.2 Analiza stabilnosti

Posljednji kritični korak pri dizajniranju krila jest analiza izgleda grafa ovisnosti momenta o napadnom kutu odnosno koeficijentu uzgona, zbog nužnosti statičke a posljedično poželjno i dinamičke stabilnosti letećeg krila.

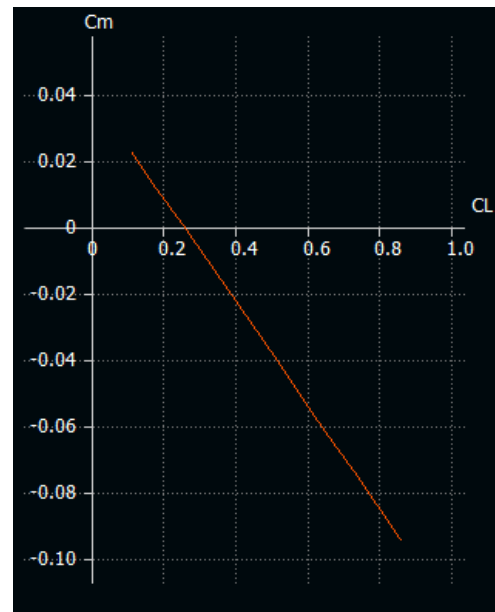
Kako bi krilo bilo statički longitudinalno stabilno, mora imati negativan nagib krivulje ovisnosti momenta o napadnom kutu. Iz grafa je bitno očitati i napadni kut pri kojem je C_M jednak nuli tj. točku gdje krivulja sječe ordinatu grafa.

Osim identificiranja napadnog kuta pri kojem je $C_M=0$, potrebno je provjeriti ostvaruje li letjelica pri $C_M=0$ dostatan uzgon. Odnos $C_M=f(\alpha)$ za leteće krilo prikazan

je grafom 9, dok je odnos C_M i C_L sa karakterističnom točkom u kojoj je $C_M=0$ prikazan grafom 10.



Graf 9 $C_M=f(\alpha)$, leteće krilo



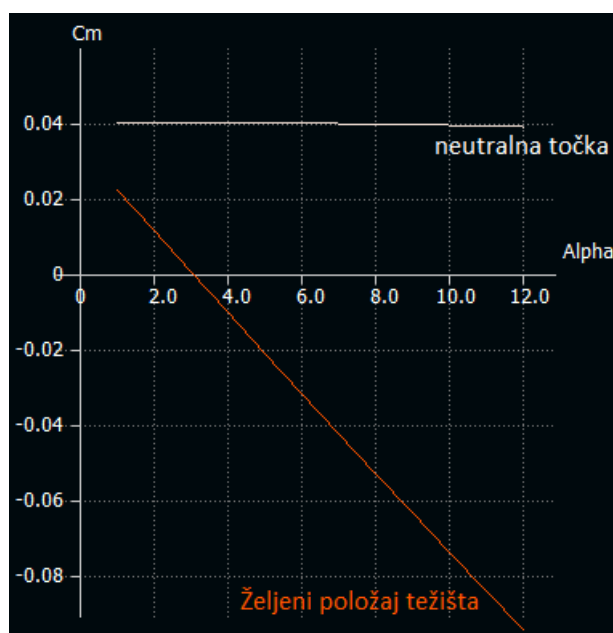
Graf 10 $C_M=f(C_L)$, leteće krilo

Kao što se da vidjeti, krilo je statički stabilno, napadni kut pri kojem je $C_M=0^\circ$ iznosi 3° , a C_L koji se tada postiže iznosi otprilike 0,263.

Po završetku analize grafova $C_L=f(\alpha)$, $C_L/C_D=f(\alpha)$ i $C_M=f(\alpha)$ tj. $C_M=f(C_L)$, napravljena je analiza stabilnosti zrakoplova oko longitudinalne i lateralne osi.

Analiza longitudinalne i lateralne stabilnosti također je izrađena pomoću metode vrtložne rešetke uz eksperimentalni model viskoznosti. Letjelica je testirana u 4 moda stabilnosti oko longitudinalne i oko lateralne osi.

Prije samog procesa računalnog testiranja stabilnosti letjelice, potrebno je pronaći težište iste te odrediti statičku marginu. Prvi korak jest pronalazak neutralne točke, točke na letjelici u kojoj C_M ostaje nepromijenjen neovisno o promjeni napadnog kuta. Nizom iteracija u računalnom programu XFLR5, pronađena je neutralna točka čiji je položaj 299 mm iza „nosa krila“. Kako bi krilo bilo stabilno, položaj težišta mora se nalaziti ispred neutralne točke. Razlika u C_M obzirom na različiti položaj težišta prikazana je grafom 11.



Graf 11 Razlika u C_M obzirom na različiti položaj težišta, leteće krilo

Željeni položaj težišta prikazan grafom izračunat je pomoću jednadžbe za izračun statičke margine. Iako se u nekim izvorima, za leteća krila preporuča statička margina od 5%, za potrebe ovog diplomskog rada i netipičnog letećeg krila koje iziskuje nešto veću stabilnost, odabrana je statička margina od 15%. Na temelju odabrane vrijednosti statičke margine, izračunat je željeni položaj težišta uvrstivši potrebne podatke u formulu 4.

$$SM = \frac{X_{NP} - X_{CG}}{MAC_{krila}} \quad (4)$$

- SM - vrijednost statičke margine
- X_{NP} - položaj neutralne točke [mm]
- X_{CG} - položaj težišta [mm]
- MAC_{krila} - duljina srednje aerodinamičke tetive krila (312,258 mm)

Izrazi li se iz jednadžbe 4 položaj težišta kao nepoznanica, može se izračunati kako je željeni položaj težišta uzevši u obzir statičku marginu od 15%, 250 mm iza „nosa krila“.

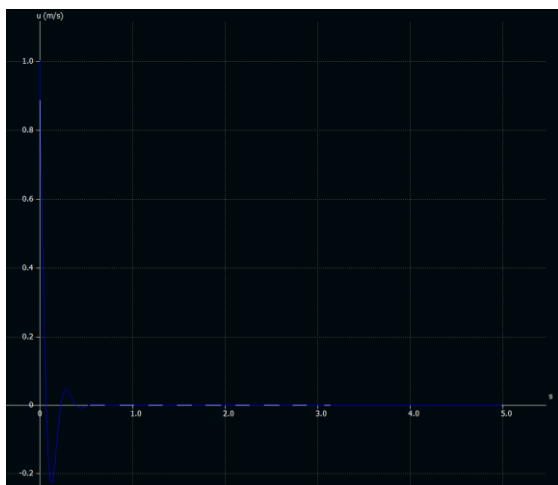
Analiza stabilnosti letećeg krila napravljena je sa statičkom marginom od 15% i položajem težišta 250 mm te su dobiveni sljedeći rezultati.

4.2.1.2.1 Longitudinalna stabilnost računalnog modela

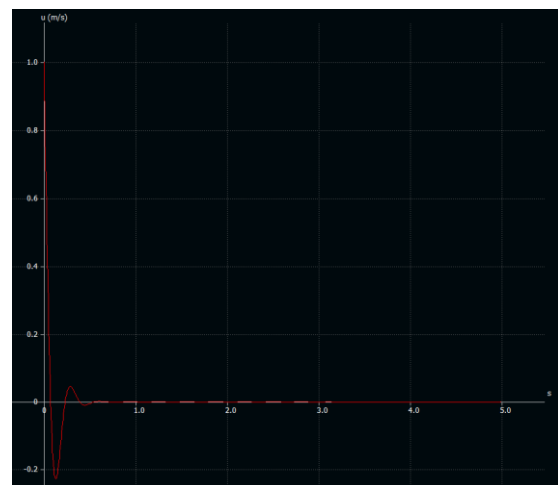
Letjelica je testirana u 4 prirodna moda čijem postizanju će ista težiti tijekom leta. Svaki mod, gledano sa strane fizike, određen je eigenrijednostima odnosno eigenvektorima. Prva dva moda odnose se na kratkoročne poremećaje, a druga dva moda odnose se na dugotrajne fugoidne poremećaje. [11] Obzirom da se radi o simetričnom krilu, longitudinalna stabilnost može se testirati i samo u dva moda jer će rezultati biti jednaki.

4.2.1.2.2 Longitudinalni modovi 1 i 2

Modovi 1 i 2 odnose se na kratkotrajni poremećaj promjene napadnog kuta, uzrokovan primjerice naletom vjetrova. Kako bi se pokazala stabilnom, letjelica mora moći demonstrirati prigušenje poremećaja velikim intenzitetom. Prigušenje je prikazano grafovima 12 i 13 longitudinalne stabilnosti, za modove 1 i 2 koji su simetrični, što je također vidljivo iz grafova 12 i 13. Vremenski korak iznosi 0,010 sekundi dok je ukupno trajanje intervala jednako 5 sekundi.



Graf 12 Longitudinalna stabilnost letećeg krila, mod 1



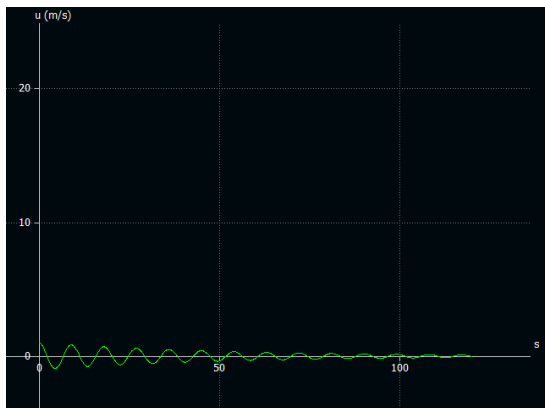
Graf 13 Longitudinalna stabilnost letećeg krila, mod 2

4.2.1.2.3 Longitudinalni modovi 3 i 4

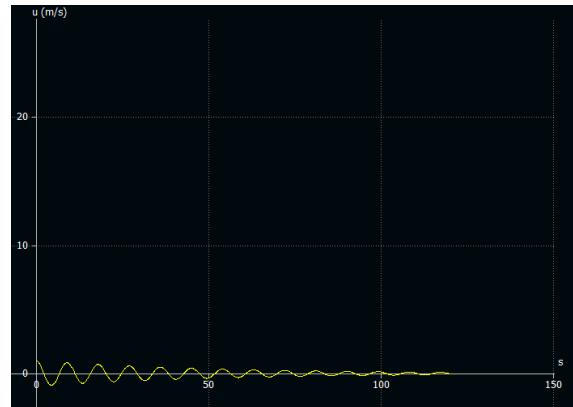
Modovi 3 i 4 odnose se na dugotrajne fugoidne poremećaje u letu koje valja kompenzirati upravljačkim signalima, autopilotskim odnosno ručnim. Kako bi se

dokazala dostatna stabilnost, letjelica ne mora demonstrirati nagli povratak u ravnotežni položaj već mora biti vidljiva tendencija za vraćanjem u ravnotežni položaj koja će se dodatno pospješiti ulaznim signalima.

Izgled krivulje longitudinalne stabilnosti u modovima 3 i 4 i njihova simetrija prikazana je grafovima 14 i 15.



Graf 14 Longitudinalna stabilnost letećeg krila, mod 3



Graf 15 Longitudinalna stabilnost letećeg krila, mod 4

Vremenski korak dt iznosi 0,010 sekundi a trajanje ispitnog intervala je 120 sekundi. Na grafovima je jasno vidljivo kako postoji tendencija za prigušenjem oscilacije. Može se zaključiti kako je letjelica longitudinalno stabilna.

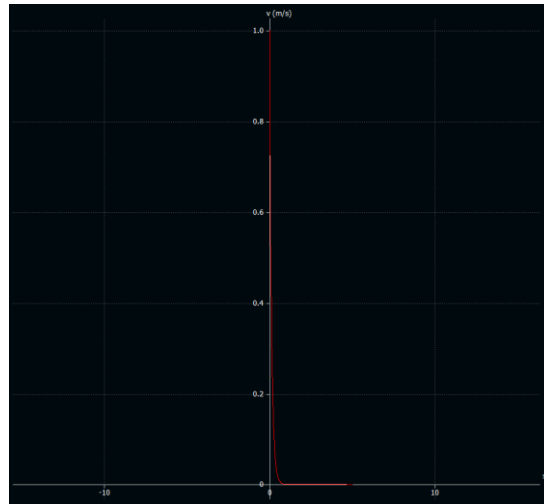
4.2.1.3 Lateralna stabilnost računalnog modela

Osim analize longitudinalne stabilnosti, za leteća krila izrazito je bitna i analiza lateralne stabilnosti zbog nedostatka vertikalnog stabilizatora koji je zamijenjen aerodinamičkim završecima s obje strane krila.

Kao i kod analize longitudinalne stabilnosti, analiza lateralne stabilnosti provedena je kroz 4 karakteristična moda. Radi se o sljedećim modovima : mod prigušenja tendencije valjanja, spiralni mod te dva simetrična *dutch roll* moda koja možemo promatrati kao jedan obzirom na simetriju krila.

4.2.1.3.1 Mod prigušenja tendencije valjanja (Lateralni mod 1)

Letjelica primjerice zbog naleta vjetra u slučaju nagle promjene kuta što ga krilo zatvara s lateralnom osi; mora demonstrirati tendenciju vraćanja u ravnotežni položaj. Ovakva reakcija krila mora biti intenzivna i vremenski kratkog trajanja kako bi se moglo reći da je krilo statički lateralno stabilno. Reakcija letećeg krila odnosno izgled krivulje prigušenja tendencije valjanja prikazan je grafom 16.



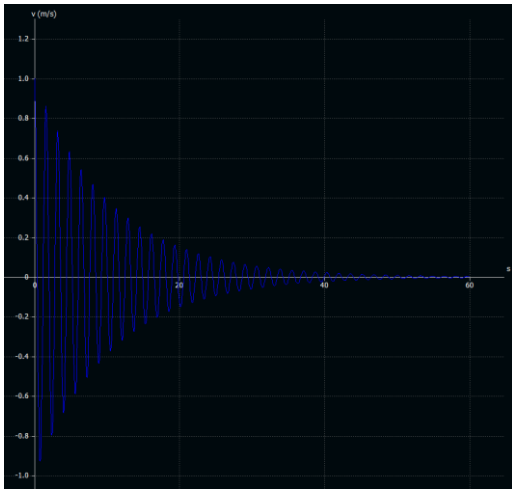
Graf 16 Lateralni mod prigušenja tendencije valjanja

Iz grafa je moguće očitati kako do prigušenja tendencije valjanja dolazi gotovo trenutačno, odnosno u intervalu kraćem od jedne sekunde pa je manje bitno naglasiti kako je vremenski korak dt jednak 0,010 sekundu dok je promatrani vremenski interval 5 sekundi.

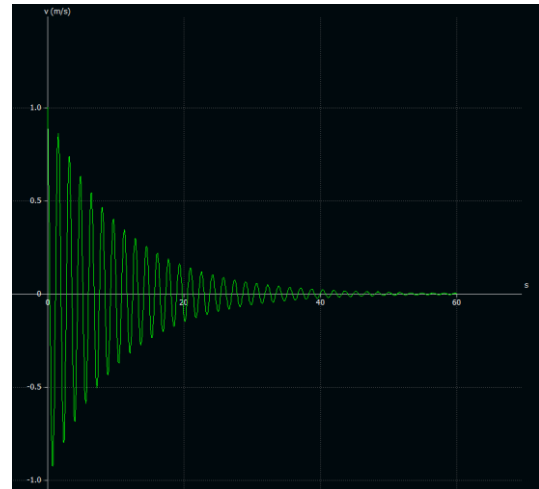
4.2.1.3.2 Simetrični *dutch roll* modovi (Lateralni modovi 2 i 3)

Kao što je to slučaj i s longitudinalnom stabilnošću, zbog simetričnosti krila oba *dutch roll* moda moguće je objediniti u jedan obzirom da se pri analizi radi o identičnim rezultatima.

Krilo također mora pokazati tendenciju vraćanja u ravnotežni položaj, ali kako se radi o dugotrajnom poremećaju koji je moguće kompenzirati ulaznim signalima, spomenuta tendencija ne mora biti intenzivna već može vremenski dulje trajati. Kao vremenski uzorak dt odabrano je vrijeme od 0,010 sekunda, a promatrani interval prigušenja iznosi 60 sekundi. Krivulje oba moda prikazane su grafovima 17 i 18.



Graf 17 Prikaz prigušenja dutch roll poremećaja, mod 2

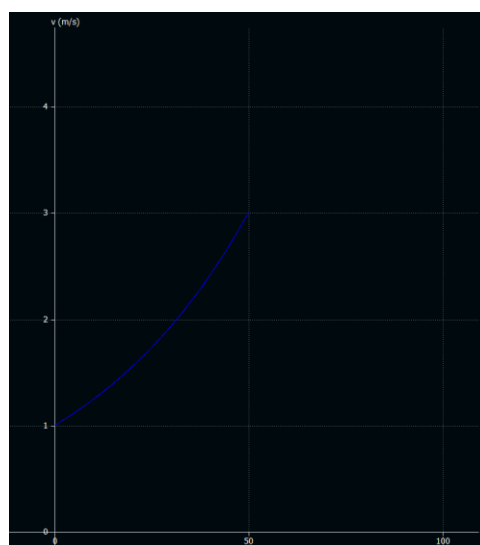


Graf 18 Prikaz prigušenja dutch roll poremećaja, mod 3

Iz grafova je vidljivo kako nakon 60 sekundi dolazi do potpunog prigušenja *dutch roll* oscilacija i kako je letjelica u spomenutim modovima stabilna.

4.2.1.3.3 Spiralni mod (Lateralni mod 4)

Pod pojmom spiralnog moda obično se podrazumijeva dugotrajna ali veoma blaga promjena smjera. Poremećaj spiralni mod generalno je nestabilnog karaktera, međutim toliko je malog intenziteta da je njegov nestabilni karakter moguće zanemariti. Ovakav poremećaj nije oscilatoran i veoma se lako kompenzira manjim ulaznim signalima. Karakteristika spiralnog moda letećeg krila prikazana je grafom 19.



Graf 19 Karakteristika spiralnog moda letećeg krila, mod 4

Iz grafa, u promatranom vremenskom intervalu od 50 sekundi i vremenskim korakom Δt od 0,010 sekundu, vidljivo je kako poremećaj iako nestabilnog karaktera, u veoma dugom intervalu doseže vrijednost od 3 m/s. Pod uvjetom da autopilotski sustav ili operater kompenziraju nastali poremećaj, može se reći da je letjelica stabilna obzirom na poremećaj spiralnog karaktera.

4.2.1.4 Karakteristike konačnog računalnog modela

Završetkom analize stabilnosti letjelice, finalizirana je i izrada računalnog modela VTOL letećeg krila.

Konačni model letećeg krila izrađenog u programu XFLR5, koji je zadovoljio sva računalna ispitivanja i pokazao adekvatne željene karakteristike te koji će služiti za kreiranje fizičkog modela sa integriranom VTOL komponentom, definiran je tablicom 5.

Tablica 5 Opis konačnog modela letećeg krila (osnova VTOL letećeg krila)

Raspon krila (projicirani raspon krila)	1.680 m (1.423 m)
Površina krila (projicirana površina krila)	0.481 m ² (0.444 m ²)
Tetiva u korijenu krila	0.420 m
Srednja aerodinamička tetiva krila (MAC)	0.312 m
Aspektni odnos	5.868
Projicirano opterećenje krila	5.626 kg/m ²
Kut dihedrala	0 °
Korijenski aeroprofil	MH 110
Vršni aeroprofil	MH 110
Kut vitoperenja	-2° ⁵
Aeroprofil aerodinamičkog završetka	PSU 94-097
Kut ugradnje aerodinamičkog završetka	85,2°
Kut strijele krila	30°

⁵ Ugradbeni kut aeroprofila u korijenu krila je +2° i 0° u vrhu krila

Upravljačke površine definirane su tlocrtom krila slikom 4 te će kao aeroprofil koristiti odsječeni dio aeroprofila MH 110 korištenog duž raspona cijelog krila.

Po završetku izrade računalnog modela VTOL letećeg krila, sljedeći je korak izračun odnosno analiza performansi računalnog modela.

5. Analiza performansi računalnog modela VTOL letećeg krila

Iako se radi o računalnome modelu a ne o fizičkome, ne smije se zanemariti analiza njegovih performansi. Analiza je bitna kako bi se po izradi fizičkog modela, testiranjem letjelice, mogle usporediti predviđene performanse i one koje fizički model zaista može ostvariti.

Fokus pri analizi performansi biti će stavljen na istrajnost i dolet dok će nešto manje pažnje biti posvećeno proračunu radijusa djelovanja te minimalnoj i maksimalnoj brzini koju leteće krilo može ostvariti tijekom horizontalnog leta.

5.1 Minimalna i maksimalna brzina

Iako fokus analize performansi računalnog modela nije stavljen na minimalnu i maksimalnu brzinu letjelice, iste je bitno spomenuti jer se radi o operativnim limitacijama letjelice.

5.1.1 Minimalna brzina

Minimalna brzina odnosno brzina sloma uzgona je brzina pri kojoj na određenom napadnom kutu dolazi do najvećeg uzgona a posljedično i otpora. Sporiji let povećanjem napadnog kuta i smanjenjem brzine nije moguć, a pokušaj spomenutog rezultirat će kovitom i potencijalnim katastrofalnim ishodom leta.

Brzina sloma uzgona računa se prema jednadžbi 5:

$$V_{\text{stall}} = \sqrt{\frac{2 \times W}{S \times \rho \times C_{L\text{max}}}} \quad (5)$$

gdje je :

V_{stall} – brzina sloma uzgona [m/s]

W – težina bespilotne letjelice [N]

S – projektirana površina krila [m²]

ρ – gustoća zraka [kg/m³]

$C_{L\text{max}}$ – maksimalni koeficijent uzgona

Uvrste li se u jednadžbu 5 veličine dizajnirane letjelice kao što je prikazano jednadžbom 6 dobiti će se vrijednost V_{stall} .

$$V_{\text{stall}} = \sqrt{\frac{2 \times 2,5 \times 9,81}{0,44 \times 1,225 \times 1,1}} = 9,09 \text{ m/s (6)}$$

Dobivena brzina donje je ograničenje pri čijem ostvarenju bez korektivnih mjera može doći do sloma uzgona i katastrofalnog ishoda leta.

5.1.2 Maksimalna brzina (T_a/T_{req})

Maksimalnu brzinu potrebno je očitati iz dijagrama ovisnosti raspoložive snage odnosno potiska o potrebnoj snazi odnosno potisku. Maksimalna brzina odgovara mjestu na grafu gdje krivulja raspoložive snage odnosno potiska sječe krivulju potrebne snage odnosno potiska za održavanje horizontalnog leta. Potrebni potisak i snaga za računalni model uzevši u obzir nosače motora čiji je koncept prikazan slikom 9 [12] te 30 % nadodanog otpora zbog ostalih aerodinamičkih nesavršenosti [13] opisan je jednadžbama 7, 8, 9 i 10.



Slika 9 Koncept nosača motora [12]

Uvjet održavanja horizontalnog ravnotežnog leta jest jednakost sile uzgona i težine letjelice što je opisano izračunom minimalnih brzina potrebnih za održavanje ravnotežnog leta poglavljem 4. Preostaje nužnost ravnoteže sile potiska i sile otpora. Spomenuti problem opisan je sljedećim jednadžbama:

$$T_{req} = D_{total} = 1,3 \times (D_{krila} + 2 \times D_{nosača}) \quad (7)$$

$$D_{krila} = C_{D,krila(MAC)} \times \frac{1}{2} \times \rho \times v^2 \times A_{ref,krila} \quad (8)$$

$$D_{nosača} = C_{D,nosača} \times \frac{1}{2} \times \rho \times v^2 \times A_{ref,nosača} \quad (9)$$

$$P_{req} = T_{req} \times v \quad (10)$$

$T_{req} (D_{total})$ – ukupni potrebni potisak (ukupni aerodinamički otpor) [N]

D_{krila} – ukupni aerodinamički otpor krila [N]

$D_{nosača}$ – ukupni aerodinamički otpor nosača [N]

$C_{D,krila(MAC)}$ – koeficijent otpora krila pri srednjoj aerodinamičkoj tetivi

$C_{D,nosača}$ – koeficijent otpora nosača motora

ρ – gustoća zraka [kg/m³]

v – brzina letećeg krila [m/s]

$A_{ref,krila}$ – referentna površina letećeg krila [m²]

$A_{ref,nosača}$ – referentna površina nosača [m²]

P_{req} – ukupna potrebna snaga [W]

Uvrste li se u jednadžbu 8 pripadajući koeficijenti otpora za srednju aerodinamičku tetivu ($C_{D,krila}$) za odgovarajuće brzine te referentna površina krila ($A_{ref,krila}$), dobit će se raspon vrijednosti D_{krila} za svaku brzinu definiranu poglavljem 4. Rezultati za referentnu površinu krila od 0,444 m² prikazani su tablicom 6.

Tablica 6 Raspon vrijednosti D_{krila} za svaku definiranu brzinu i $A_{ref,krila}=0,444 \text{ m}^2$

v [m/s]	$C_{D,krila}$	D_{krila} [N]	D_{krila} [g]
10	0,06	1,632	170 (166)
15	0,02	1,224	130 (125)
20	0,013	1,414	145 (144)
25	0,010	1,699	175 (173)
30	0,008	1,950	200 (198)

Po izračunu otpora krila, izračunat je i otpor nosača motora koji imaju oblik ravne ploče dimenzija 5x5 centimetara. Dodatni otpor nosača za pripadajuće brzine prikazan je tablicom 7. Uzeta je pretpostavka kako koeficijent otpora ravne ploče iznosi 1,2.

Tablica 7 Dodatni otpor $D_{\text{nosača}}$ za pripadajuće brzine uzevši u obzir $A_{\text{ref,nosača}}=0,0025 \text{ m}^2$ i $C_{D,\text{nosača}}=1,2$

v [m/s]	$D_{\text{nosača}}$ [N]	$D_{\text{nosača}}$ [g]
10	0,184	19 (18,73)
15	0,413	42 (42,14)
20	0,735	75 (74,92)
25	1,148	117 (117,07)
30	1,654	169 (168,58)

Izračun ukupnog otpora odnosno potrebnog potiska i snage letjelice, za pripadajuće brzine uračunavši sve komponente otpora i faktor uvećanja 30% zbog ostalih aerodinamičkih gubitaka, prikazan je tablicom 8.

Tablica 8 Izračun ukupnog otpora odnosno potrebnog potiska i snage letjelice za pripadajuće brzine

v [m/s]	$T_{\text{req}} (D_{\text{total}})$ [N]	$T_{\text{req}} (D_{\text{total}})$ [g]	P_{req} [W]
10	2,600	265 (265,04)	26
15	2,665	275 (271,66)	40
20	3,749	385 (382,16)	75
25	5,194	530 (529,46)	130
30	6,835	700 (696,74)	205

Na temelju izračunatih zahtjeva vezano uz potisak i snagu, potrebno je odabrati odgovarajući motor odnosno pogonsku grupu koja će moći ostvariti tražene performanse.

Važno je napomenuti kako osim za horizontalan let, pogonska grupa treba proizvesti dovoljno potiska odnosno osigurati dovoljno snage kako bi masa od 2,5 kg lebdjela u zraku. U tome slučaju sila potiska mora biti jednaka masi odnosno težini letjelice prema jednadžbi 11 odnosno 12.

$$T = W \quad (11)$$

$$T = m \times g \quad (12)$$

T – potisak letećeg krila [N]

W – težina letećeg krila [N]

m – masa letećeg krila [kg]

g – ubrzanje sile teže [9,81 m/s²]

Pogonska grupa stoga mora biti u mogućnosti proizvesti 24,525 N odnosno osigurati 2500 grama potiska.

Može se primijetiti kako će projektirana letjelica morati biti opremljena pogonskom grupom znatno snažnijom nego što to horizontalni ravnotežni let iziskuje. Kao primjer može poslužiti režim brzine leta 25 m/s gdje je potrebna sila potiska otprilike 20% potiska potrebnog za lebdjenje što je dokaz izrazito aerodinamički efikasne konfiguracije letjelice.

Iako naizgled energetski ne ekonomično, VTOL leteće krilo u režimu lebdjenja provest će veoma kratki period u kojemu je letjelica izrazito osjetljiva. U kritičnim režimima lebdjenja pri polijetanju i slijetanju odnosno dostavi seruma, letjelica mora imati dovoljno snage odnosno potiska kako ne bi došlo do katastrofalnog ishoda za letjelicu i teret.

Ovakvi kriteriji pri odabiru pogonske grupe dodatno kompliciraju spomenuti zadatak jer većina komercijalno dostupnih elektromotora optimalnih za horizontalan let, potrebne količine potiska za lebdjenje ne mogu ostvariti ili ga ostvaruju pri postavkama gasa od 100% što za bateriju predstavlja veliku potrošnju i toplinsko opterećenje.

Također, bitno je napomenuti kako se uobičajene objavljene vrijednosti maksimalnog potiska različitih proizvođača elektromotora odnose na statički potisak tj. potisak motora u stanju mirovanja. Kretanjem kroz fluid raspoloživi potisak motora pada pa je potrebno mjeriti dinamički potisak.[neki izvor] Ovakva mjerenja obično se

izvode u aerotunelima ili korištenjem aerodinamičkih vaga. Za potrebe izračuna željenog dinamičkog potiska u ovom diplomskom radu, koristiti će se empirijski izvedena formula. [14]. Formula se zasniva na drugom Newtonovom zakonu odnosno jednadžbi 13 masenog protoka zraka kroz disk propelera letjelice.

$$F = \dot{m}\Delta V = \dot{m}(V_e - V_{ac}) \quad (13)$$

F – sila [N]

\dot{m} – maseni protok [kg/s]

ΔV – razlika brzina mase zraka

V_e – brzina mase zraka na izlasku iz propelera

V_{ac} – brzina letećeg krila

Raspisivanjem varijable masenog protoka; jednadžbu 13 je moguće zapisati pomoću gustoće zraka, brzine protoka zraka i površine presjeka diska propelera. Dobivena jednakost 14 teorijska je vrijednost dinamičkog potiska.

$$F = \rho \frac{\pi d^2}{4} (V_e^2 - V_e V_{ac}) \quad (14)$$

ρ – gustoća zraka [kg/m³]

d – površina presjeka propelera [m²]

π – ludolfov broj

Uvrštavanjem potrebnih korekcija varijable V_e zbog standardizacije svih mjernih jedinica koje se koriste pri izradi⁶ dobiti će se formula 15 teorijskog dinamičkog potiska:

$$F = 1.225 \frac{\pi(0.0254 \cdot d)^2}{4} \left(RPM_{prop} \cdot 0.0254 \cdot pitch \cdot \frac{1min}{60sec} \right)^2 \quad (15)$$

RPM_{prop} – broj okretaja propelera [o/min]

$pitch$ - korak propelera [in]

⁶ Korak i promjer propelera obično su izraženi u imperijalnim mjernim jedinicama, a okretaji u o/sek, zbog jednostavnosti brzine će također biti izražene u imperijalnim mjernim jedinicama što zahtjeva korekciju formule

Testiranjem niza beskontaktnih elektromotora, praćenjem podataka te unošenjem empirijski dobivenih korekcija, dobivena je konačna empirijska formula 16 dinamičkog potiska sljedećeg oblika:

$$F = 1.225 \frac{\pi(0.0254 \cdot d)^2}{4} \left[\left(RPM_{prop} \cdot 0.0254 \cdot pitch \cdot \frac{1min}{60sec} \right)^2 - \left(RPM_{prop} \cdot 0.0254 \cdot pitch \cdot \frac{1min}{60sec} \right) V_0 \right] \left(\frac{d}{3.29546 \cdot pitch} \right)^{1.5} \quad (16)$$

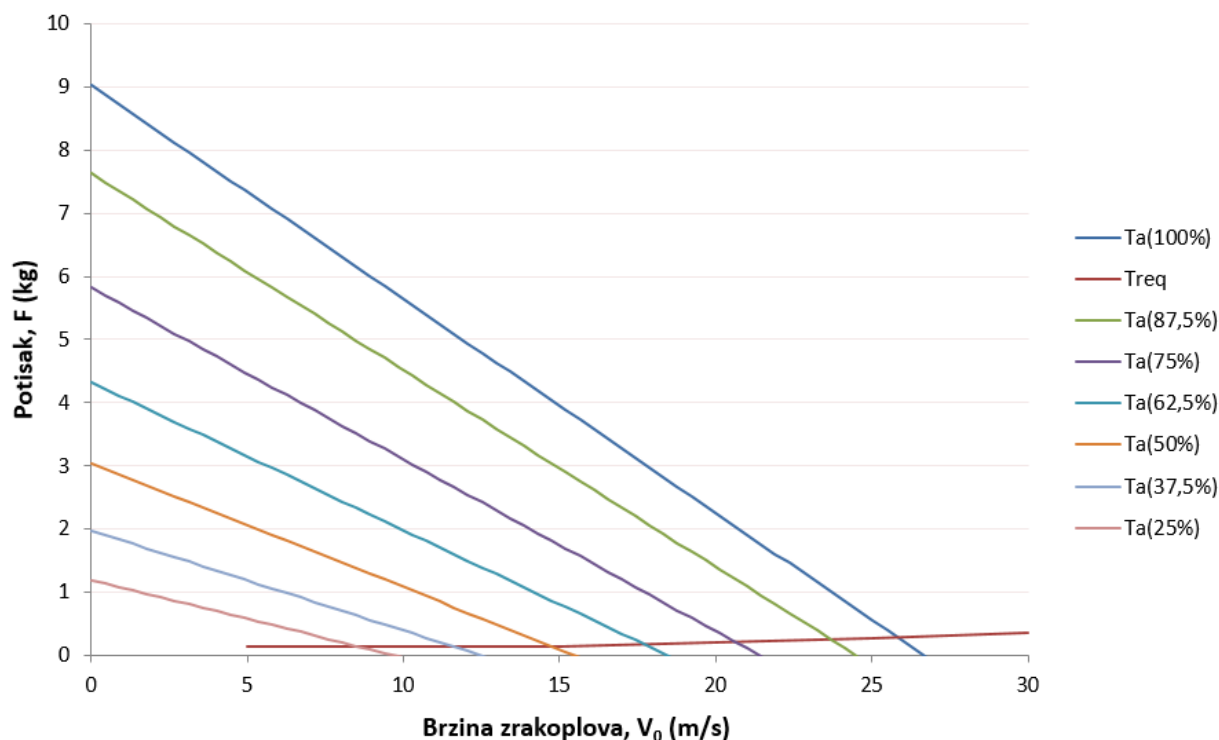
V_0 – napredujuća brzina propelera odnosno letećeg krila [m/s]

Temeljem izračunatih podataka za potrebni potisak (T_{req}) te uspoređivanjem istih s raspoloživim dinamičkim potiskom (F tj. T_a) za referentne postavke snage⁷, moguće je prikazati odnos potrebnog i raspoloživog potiska i brzine leta.

Isto je i napravljeno uzevši kao referencu beskontaktni elektro motor KDE5215XF-435 uparen s pripadajućim propelerom KDEC155DP. Odnos je prikazan grafom 20 uz korekciju gustoće zraka (1,225 kg/m³) izmijenjene na onu koja odgovara uvjetima u kojima je KDE5215XF-435 ispitivan. [15] Prilikom prikaza definiranog odnosa, vrijednosti prikazane na apscisi korigirane su u mjernu jedinicu m/s.

⁷ Referentne postavke snage su: 25; 37,5; 50; 62,5; 75; 87,5; 100 [%]

KDE5215XF-435 KDE CF155 DP (15.5" x 5.3)



Graf 20 Usporedba raspoloživog potiska T_a i potrebnog potiska T_{req} u odnosu na brzinu letjelice

Grafom se može potvrditi kako je brzina sloma uzgona točno izračunata. Brzina očitana pri sjecištu krivulje minimalnog potrebnog potiska i krivulje raspoloživog potiska najmanje postavke snage od 25% iznosi otprilike 9 m/s što odgovara prethodno izračunatoj brzini sloma uzgona.

Po izradi grafa, moguće je očitati i maksimalnu brzinu letjelice. Točka u kojoj se maksimalna brzina očitava jest sjecište krivulje potrebnog potiska (T_{req}) i krivulje raspoloživog potiska pri postavci snage od 100% ($T_{a(100\%)}$). Maksimalna brzina leta iznosi otprilike 26 m/s.

5.2 Istrajnost

Pri referentnim postavkama motora, svaki motor iz baterije povlači određen iznos struje. Količina struje koju će motor povući iz baterije ovisi o naponu baterije te o snazi motora. Pri izračunu istrajnosti također je potrebno uračunati i potrošnju ostalih sustava letećeg krila, međutim ista je u odnosu na potrošnju motora zanemarivo mala.

Obrađeni podatci izdani od strane proizvođača bazirani su na pogonskom sustavu koji uključuje visoko naponsku bateriju nominalnog napona 30,8 V s mogućnošću punjenja baterije do 34,8 V. Zbog optimizacije potrošnje el. struje, nužno je koristiti bateriju što većeg napona kako bi izlazna struja bila što manja pa će se za proračun istrajnosti koristiti baterija napunjena na 34,8 V. Jednakost (17) koja povezuje snagu elektromotora, napon baterije te izlaznu struju jest sljedeća:

$$P = U \cdot I \quad (17)$$

P – snaga elektromotora [W]

U – napon izvora [V]

I – izlazna struja [A]

Shodno jednakosti 17 izračunata je potrošnja struje za dva tipa izvora i referentne postavke snage te su rezultati prikazani tablicom 9.

Tablica 9 Potrošnja struje za dva tipa izvora i referentne postavke snage

Nominalni napon izvora	Referentna postavka snage	Snaga motora [W]	Potrošnja struje [A]
30,8 V	25 %	132	4,3
	37,5 %	243	7,9
	50 %	437	14,2
	62,5%	714	23,2
	75%	1127	36,6
	87,5 %	1727	56,1
	100 %	2239	72,7
34,8 V	25 %	132	3,8
	37,5 %	243	7,0
	50 %	437	12,6
	62,5%	714	20,5
	75%	1127	32,4
	87,5 %	1727	49,6
	100 %	2239	64,3

Analizom tablice potrošnje, pod uvjetom da letjelica koristi dva motora i uzevši referentnu vrijednost 1A kao pretpostavku potrošnje ostalih sustava letjelice, moguće je izračunati autonomiju iste. Autonomija letjelice ponajviše ovisi o kapacitetu baterije pogonske grupe izraženom u mAh odnosno Ah. Mjerna jedinica za kapacitet baterije

definirana je jednadžbom 18 kao broj ampera koji ista može kontinuirano pružiti kroz sat vremena.

$$\text{Kapacitet} = I \cdot t \quad (18)$$

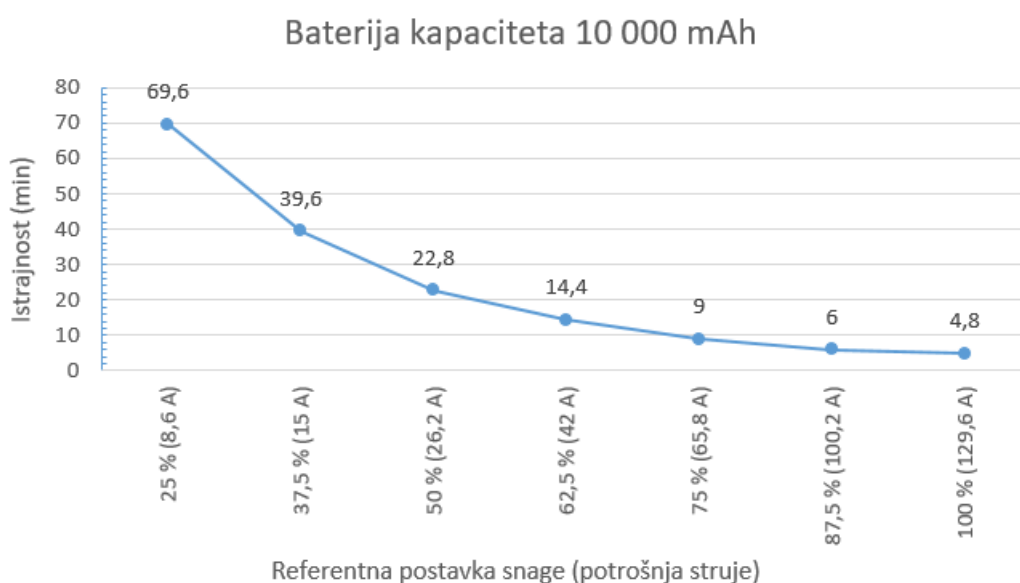
Kapacitet – kapacitet izvora [mAh tj. Ah]

I – struja koju izvor može pružiti [A]

t – vremenski period koji izvor može davati struju *I* [h]

Najveća istrajnost postiže se pri najmanjoj potrošnji električne struje. Režim leta na referentnoj postavci snage od 25% osigurava teorijski najveću istrajnost. Međutim radi se o režimu leta koji je moguće ostvariti letjevši pri brzini sloma uzgona što je veoma nesigurno i rizično. Iz navedenog razloga nije preporučljivo letjeti s postavkom snage 25% već nešto većom. Takav oblik korekcije neće bitno utjecati na degradaciju performansi ali će letjelicu zaštititi od potencijalnog katastrofalnog ishoda leta.

Degradaciju istrajnosti povećanjem postavke snage odnosno struje pražnjenja moguće je prikazati grafom. Kao primjer za izračun koristit će se baterija kapaciteta 10 000 mAh. Uvrsti li se u formulu 18 kapacitet baterije te potrošnja iz tablice 9 uvećana za potrošnju ostalih sustava, dobiti će se odnos istrajnosti i postavke snage prikazan grafom 21.



Graf 21 Odnos istrajnosti i postavke snage

5.3 Dolet

Nakon izračuna istrajnosti poznati su svi podatci pomoću kojih je moguće izračunati maksimalni dolet letjelice odnosno najveću udaljenost koju ista može preletjeti.

Dolet je moguće izračunati uvrštavanjem podataka o istrajnosti i brzini leta u jednadžbu 19 tj. 20, jednolikog pravocrtnog gibanja,

$$v = \frac{s}{t} \quad (19)$$

odnosno :

$$s = v \cdot t \quad (20)$$

s – dolet [km]

v – brzina leta [km/h]

t – istrajnost [h]

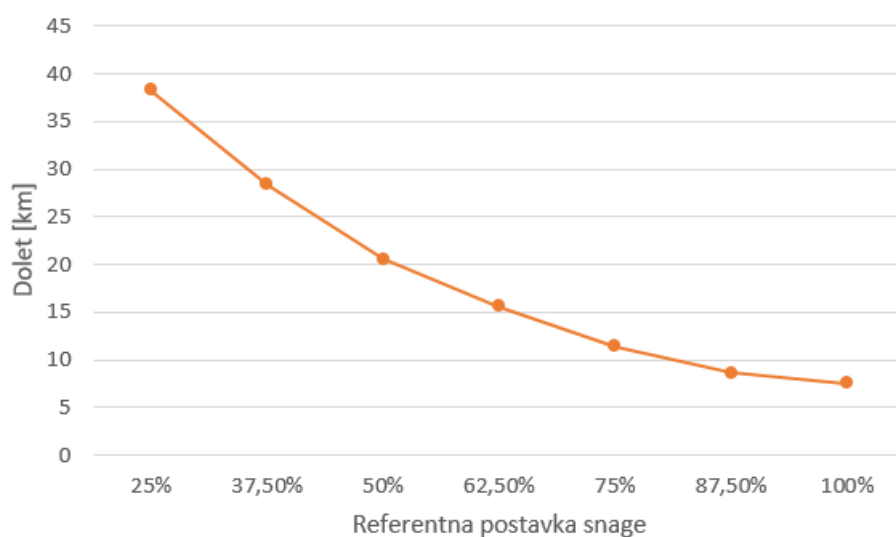
Kao i za istrajnost, također je napravljena tablica 10; izračuna doleta za svaku od referentnih postavki snage,

Tablica 10 Izračun doleta za svaku od referentnih postavki snage

Referentna postavka snage	Brzina [km/h]	Autonomija [min]	Dolet [km]
25 %	33 (9) ⁸	69,6	38,28
37,5 %	43 (12)	39,6	28,38
50 %	54 (15)	22,8	20,52
62,5 %	65 (18)	14,4	15,6
75 %	76 (21)	9	11,4
87,5 %	86 (24)	6	8,6
100 %	94 (26)	4,8	7,52

a varijacija doleta ovisno o postavki snage prikazana je grafom 22.

⁸ Zbog jednostavnosti izračuna doleta, brzina je izražena u km/h, međutim osnovni podatci dobiveni analizom izraženi su u m/s



Graf 22 Varijacija doleta ovisno o postavki snage

Iz grafa 22 vidljivo je kako se povećanjem brzine iznad 86 km/h odnosno povećanjem postavke snage na 100 % dolet ne smanjuje znatno, već ostaje približno jednak. Može se zaključiti kako je u slučaju potrebe hitne dostave na kratku relaciju do 10 km, moguće iskoristiti veću postavku snage odnosno brzinu, bez značajnije degradacije performansi glede doleta.

6. Konstrukcija i sustavi VTOL letećeg krila

Obzirom na specifičnost operacije kojoj je VTOL leteće krilo namijenjeno, isto mora sadržavati i koristiti određene sustave koji će mu omogućiti sigurnu i neometanu izvedbu operacije. Iz tog razloga, ovim poglavljem biti će objašnjeno koje sve sustave leteće krilo mora sadržavati kako bi udovoljilo zahtjevima koje postavlja stupanj složenosti operacije. Također, veliki naglasak biti će stavljen na VTOL komponentu letećeg krila koja zapravo omogućava tipičnom letećem krilu prenamjenu za ovakav tip operacije.

6.1 Konstrukcija VTOL letećeg krila

Kako bi se krilu omogućio let pri što manjoj masi te kako bi se povećala jednostavnost izrade, model letećeg krila bez dodatnih sustava biti će izrađen od ekstrudiranog polistirena poznatijeg pod nazivom stirodur. Srednja vrijednost gustoće stirodura je $32,65 \text{ kg/m}^3$. Po završetku izrade konstrukcije, krilo će se presvući stakloplastikom kako bi se osnažila konstrukcija uz minimalni prirast mase.

Osim spomenutih materijala pri izradi nosača motora nužnog za integraciju VTOL komponente, koristiti će se plastični materijali kao filament pri radu 3D pisača.

6.2 Sustavi VTOL letećeg krila

Obzirom na složenost modela, sustave je moguće podijeliti u nekoliko osnovnih kategorija. To su:

- Pogonski sustav
- Sustav upravljanja i vođenja leta
- VTOL sustav

6.2.1 Pogonski sustav

Pogonski sustav bespilotne letjelice podrazumijeva vrstu i karakteristike motora koji će biti korišten pri operacijama letjelice te pripadajući propeler. Također uključuje i tip goriva, odnosno resurs koji motor troši za svoj rad, u ovom slučaju bateriju.

6.2.1.1 Motor i propeler

Pri odabiru motora i pripadajuće elise namijenjenih operaciji definiranoj diplomskim radom, potrebno se odlučiti za *outrunner* elektromotor⁹ niske kV vrijednosti¹⁰ po mogućnosti bez četkica. Što se tiče propelera, preporučuju se propeleri većeg promjera. Cilj je ostvariti malen broj okretaja s velikim okretnim momentom. Također treba pronaći optimalno rješenje jer povećanjem promjera i koraka propelera raste potrošnja struje sustava što direktno negativno utječe na autonomiju letjelice. Propeleri velikog koraka pokreću i veću masu zraka što može utjecati na nastajanje turbulencija pri kretanju propelera.

Korišteni propeleri biti će izrađeni od karbonskih vlakana koji usprkos nešto većoj cijeni omogućavaju veću čvrstoću i manju masu. Veća čvrstoća pri manjoj masi za posljedicu ima manje savijanja pod opterećenjem, manje vibracija pri radu i generalno više potiska što ovisi o kvaliteti izrade propelera. Primjer motora u kombinaciji s pripadajućim propelerom prikazan je slikom 10.



Slika 10 Beskontaktni outrunner elektromotor niske kV vrijednosti uparen s odgovarajućim propelerom [16]

⁹ Elektromotor čiju jezgru čini stator izvan koje se okreće rotor (*outrunner*)

¹⁰ Broj okretaja u minuti po voltu, na elektromotoru bez opterećenja (propelera)

6.2.1.2 Baterija

Najčešće korišteni tipovi baterija pri izradi modela letjelica su Litij-polimer i Litij-ionske baterije prikazane slikom 11. Litij-polimer baterija jest najrašireniji tip baterije koji se primjenjuje u operacijama bespilotnih letjelica, međutim namjenski ručno izrađene Litij-ionske baterije ponekad mogu imati bolje karakteristike za određeni tip operacije. Pri odabiru baterije pažnju treba obratiti na specifičnu energiju baterije, specifičnu snagu iste, kapacitet te faktor pražnjenja. [17] Povećanje kapaciteta obično podrazumijeva i povećanje mase bespilotne letjelice što može značiti da povećanjem kapaciteta a posljedično i mase, nakon određene vrijednosti ne stvara pozitivan efekt već dolazi do paradoksa da nauštrb povećanja kapaciteta dolazi do smanjenja autonomije. Za *long range* operacije uobičajena je praksa korištenja visokonaponskih baterija kako bi struja pražnjenja bila manja odnosno autonomija veća.



Slika 11 Litij-ionska (lijevo) [18] i litij-polimer (desno) [19] baterija

6.2.2 Sustav upravljanja i vođenja leta

Sustavi upravljanja i vođenja leta uključuju sljedeće sustave:

- navigacijske sustave korištene za određivanje lokacije i položaja bespilotne letjelice
- autopilotski modul za stabilizaciju letjelice i njeno vođenje unaprijed definiranim planom leta
- telemetrijske sustave za prijenos signala i slike na veće udaljenosti obzirom na zahtjev za velikim doletom
- Oprema za upravljanje položajem letjelice u prostoru (upravljačka stanica i zemaljska stanica)
- Sustave upravljačkih površina

Upotreba svih navedenih sustava nužna je za izvođenje kategorije operacija poput one definirane temom diplomskog rada. Svaki sustav biti će ukratko opisan te će biti objašnjena njegova uloga u eksploataciji letjelice.

6.2.2.1 Navigacijski sustavi korišteni za određivanje lokacije i položaja bespilotne letjelice

Kako bi autopilotski modul mogao izvršavati stabilizaciju i vođenje letjelice prostorom, nužno ga je opskrbiti informacijama o koordinatama letjelice. U operacijama besposadnih letjelica kao primarno navigacijsko sredstvo koristi se globalni pozicijski sustav (GPS). GPS antene korištene pri izradi bespilotnih letjelica obično su malih dimenzija i mase. Obično dolaze u varijantama čip ili antena. Jedna od izvedbi GPS-a za bespilotne letjelice prikazana je slikom 12 .



Slika 12 Neke od izvedbi GPS-a za bespilotne letjelice [20]

6.2.2.2 Autopilotski modul za stabilizaciju letjelice i njeno vođenje unaprijed definiranim planom leta

Za jednostavnost izvedbe operacije i rasterećenje operatera letjelice od radnog opterećenja te smanjenja sigurnosnog rizika cijele operacije, bespilotne letjelice sadrže modul u kojem je pohranjen unaprijed definirani plan leta. Osim ugrađenog plana leta za vođenje letjelice, autopilotski modul koristi se i za stabilizaciju letjelice oko 3 osi prema unaprijed kalibriranim vrijednostima. Modul prima signale sa raznih senzora iz letjelice te senzora koji su integrirani u sami modul. Neki od podataka koje modul obrađuje su: brzina letjelice, orijentacija u odnosu na koordinatne osi, podatci s inercijskih senzora u samom autopilotskom modulu, vrijednosti tlaka s tlačnih senzora također integriranih u modul, itd.

Često korišteni modul u operacijama bespilotnih letjelica prikazan slikom jest onaj proizvođača Pixhawk, model 2.1, prikazan slikom 13 ; koji je optimalan za korištenje pri izradi modela VTOL letećeg krila.



Slika 13 Pixhawk autopilotski modul, model 2.1 [21]

6.2.2.3 Telemetrijski sustav za prijenos signala i slike na veće udaljenosti obzirom na zahtjev za velikim doletom

Obzirom da je cilj diplomskog rada izrada letjelice koja može ostvariti dolet veći od standardnih doleta bespilotnih letjelica, potrebno je koristiti odašiljač dovoljne snage za prijenos signala na veće udaljenosti. Obično se radi o odašiljačima snage od 500 mW do 2 W koji u teoriji mogu osigurati dolet do 100 km. [13] Primjer često korištene telemetrije uobičajene za *long range* operacije prikazan je slikom 14.



Slika 14 Scherrer long range odašiljač velike snage [22]

6.2.2.4 Oprema za upravljanje položajem letjelice u prostoru (upravljačka stanica i zemaljska stanica)

Oprema za upravljanje položajem letjelice u prostoru uključuje upravljačku stanicu i zemaljsku stanicu. Upravljačkom stanicom operator izravno upravlja položajem letjelice dok se zemaljska stanica koristi uglavnom za praćenje položaja letjelice te kontrolu parametara i vrijednosti stanja pojedinih komponenta letjelice (npr. napunjenost baterije).

Upravljačka stanica uglavnom se koristi za režime polijetanja i slijetanja zbog veće kontrole i situacijske svjesnosti u kritičnim fazama leta. Po prelasku u autopilotski mod, let se uglavnom nadzire putem zemaljske stanice. Ista podrazumijeva računalo s pripadajućim komponentama na kojemu je moguće pratiti stanje komponenti bespilotne letjelice, njen položaj i orijentaciju u prostoru te performanse. Upravljačka stanica i zemaljska stanica prikazane su slikom 15.



Slika 15 Upravljačka [23] i zemaljska stanica [24] bespilotne letjelice

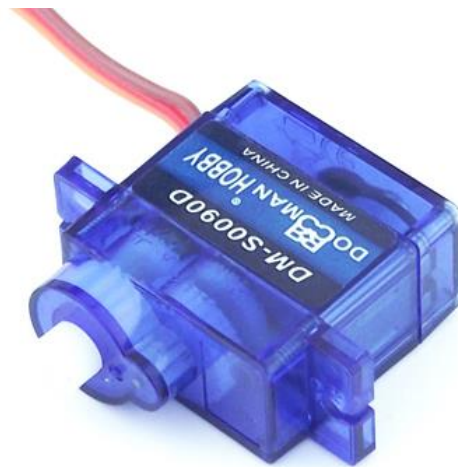
6.2.2.5 Sustavi upravljačkih površina

Promjena položaja bespilotne letjelice postiže se promjenom sila uzgona i otpora na upravljačkim površinama. Ostvarenje promjene sila uzgona i otpora postiže se pomicanjem upravljačkih površina, u slučaju letećeg krila, elevona. Kako bi se upravljačke površine mogle pomaknuti, nužno je povezati iste osovinama na glavu servo motora, kojima se upravljačka površina postavlja na određeni napadni kut.

Na tržištu postoje razne vrste servo motora koji se generalno mogu podijeliti u tri kategorije. (materijal izrade zupčanika, raspon hoda osovine, vrsta signala).

Obzirom na materijal izrade zupčanika, razlikuju se plastični i metalni servo motori. Obzirom na raspon hoda osovine, postoje pozicijski servo motori i servo motori kontinuirane rotacije. Najosnovniji tip podjele jest onaj po vrsti signala, u tom slučaju servo motore je moguće podijeliti na analogne i digitalne.

Servo motori korišteni za pomicanje upravljačkih površina najčešće su plastični pozicijski servo motori koji koriste digitalni signal. Tipični servo motor za pomicanje upravljačkih površina prikazan je slikom 16.



Slika 16 Tipični servo motor za pomicanje upravljačkih površina [25]

6.2.3 VTOL sustav

Kao što je spomenuto u prvom poglavlju, VTOL komponenta bit će obrađena kao zasebni sustav bespilotne letjelice. Obzirom da se radi o složenom sustavu sazdanom od nekoliko komponenti. Svrha sustava je isključivo tranzicija odnosno realizacija prijelaznih režima bespilotne letjelice. Iako u teoriji jednostavan zadatak, uspješnu kalibraciju i sigurnu tranziciju iz vertikalnog režima u horizontalni u praksi je veoma teško postići. Razloga je mnogo, a oni najbitniji su trenutna ograničenja računalne podrške za ostvarenje tranzicije te „metoda pokušaja i pogrešaka“ pri kalibraciji što može rezultirati potencijalnim uništenjem letjelice.

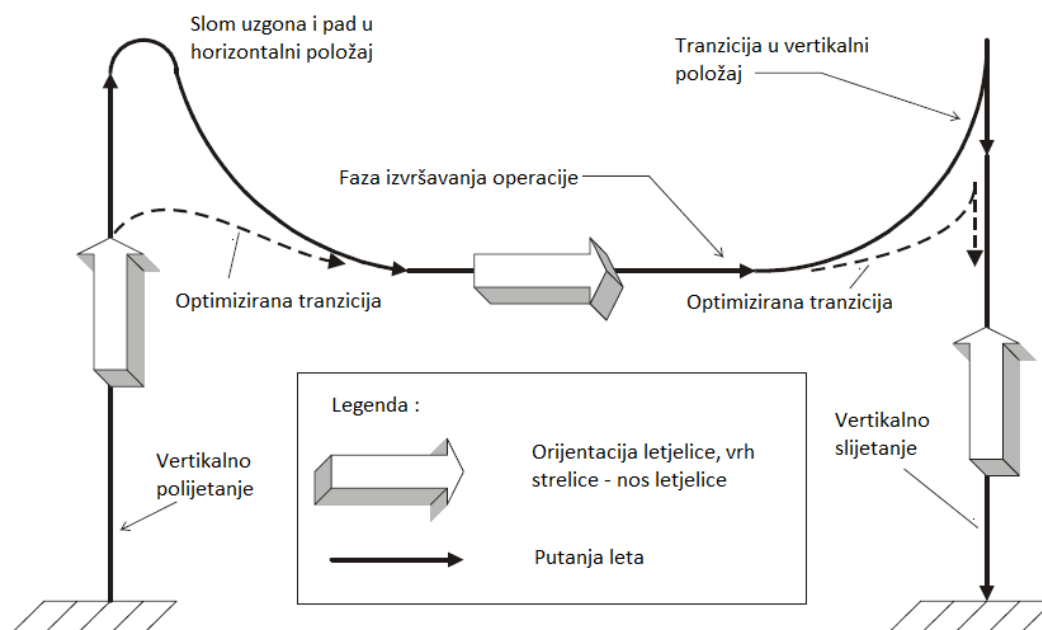
Jedan prototip često korištene vektorirane tranzicije pomoću VTOL sustava prikazan je slikom 17.



Slika 17 Prototip često korištene vektorirane tranzicije pomoću VTOL sustava [12]

Sustav se sastoji od nosača VTOL sustava oblikovanog prema geometriji aeroprofila korištenog za izradu letećeg krila, zglobnog nosača motora koji je izravno spojen na servo motor uglavljen u prethodno spomenuti nosač sustava. Na zglobni nosač se zatim spaja pogonska grupa letjelice. Nosač VTOL sustava i zglobni nosač obično se ispisuju pomoću 3D pisaača. Servo motor korišten za vektoriranu tranziciju obično je digitalni metalni pozicijski servo motor obzirom da je potreban veći okretni moment nego kod pomicanja upravljačkih površina.

Trajektorija izvršavanja operacije uz vektoriranu tranziciju prikazana je slikom 18.



Slika 18 Trajektorija izvršavanje operacije uz vektoriranu tranziciju[6]

Punom linijom prikazana je tranzicija neprecizno kalibriranim VTOL sustavom dok je iscrtkanom linijom prikazana optimizirana tranzicija s precizno kalibriranim sustavom.

Specifični sustav koji će koristiti model VTOL letećeg krila biti će detaljno opisan u poglavlju 7.

7. Izrada modela bespilotne letjelice konfiguracije VTOL leteće krilo

U teoriji projektirani sustav u praksi najčešće nije moguće izgraditi. Obično prilikom stvaranja fizičkog modela sustava nalazimo manjkavosti sustava, podsustava ili alata. Obzirom da niti jedan sustav nije savršen, nije za očekivati kako će biti moguće u potpunosti teorijski model pretočiti u stvarni.

Ograničenja pri izradi mogu biti različitih priroda. Najčešći razlozi ne mogućnosti ostvarenja savršenog fizičkog modela su tehnološki i ekonomski. Ne ovisno o postojećim ograničenjima kreirati će se fizički model koji će pokušati što vjernije reprezentirati onaj kreiran računalnim putem.

7.1 Izrada strukture letjelice

Kao što je to obično slučaj sa letećim krilima kućne izrade, metoda izrade ne razlikuje se previše od letjelice do letjelice. Za potrebe diplomskog rada, ekstrudirani polistiren rezati će se vrućom žicom koristeći pritom unaprijed izrađene drvene šablone aeroprofila korištenih u korijenu i vrhu krila. Šablone i alat korišten pri izradi prikazan je slikom 19.



Slika 19 Šablone i alat pomoću kojeg su iste izrađene

Kronologija izvođenja rezanja strukture krila je sljedeća:

- Ploču ekstrudiranog polistirena potrebno je oblikovati što bliže geometriji krila
- Na ploču oblikovanog ekstrudiranog polistirena, vrućim ljepilom lijepe se šablone aeroprofila na odgovarajuće dimenzije pod određenom unaprijed definiranom geometrijom
- Rezač tj. vruću žicu zagrijava se na potrebnu temperaturu
- Dvije osobe zategnutom vrućom žicom prate oblik šablone aeroprofila u odnosu na kontrolne pozicije istaknute brojevima na šablonama
- Odstranjuje se višak ekstrudiranog polistirena

Obzirom da se radi o složenijoj geometriji krila (prvenstveno delta oblik te refleks na izlaznom bridu), prilikom ručnog rezanja dolazi do određenih komplikacija. Također, rezačima kućne radinosti temperatura žice značajno varira ovisno o položaju unutar materijala koji hladi žicu. Shodno svemu navedenom, može doći do trganja i topljenja materijala što se dogodilo tijekom niza pokušaja ručnog rezanja strukture. Jedan od neuspjelih pokušaja rezanja strukture prikazan je slikom 20.



Slika 20 Neuspjeli pokušaj rezanja strukture krila

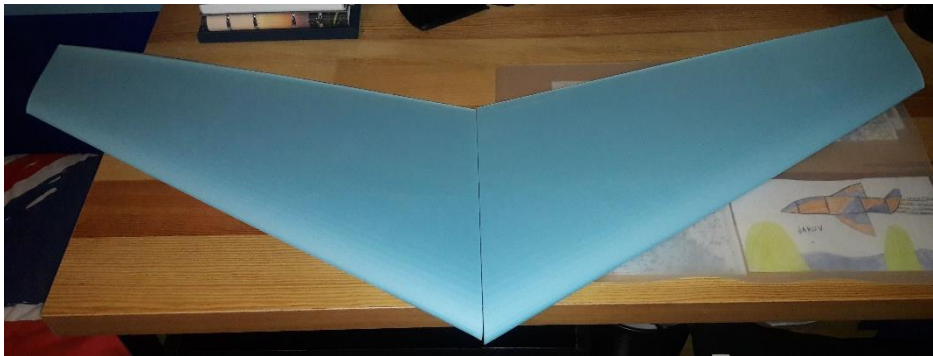
Iz slike 20 moguće je primijetiti kako se žica u sredini materijala znatno više hladila tijekom rezanja što je rezultiralo zaobljenim izlaznim bridom letećeg krila. Nedostatak materijala i ekonomska neisplativost zbog opetovanog uništenja materijala rezultirali su potrebom za drugačijim načinom obrade materijala.

Materijal je konačno obrađen AVIO-rezom, jednostavnom verzijom CNC stroja sa vrućom žicom uparenog s računalom i odgovarajućom programskom podrškom. Dio procesa rezanja prikazan je slikom 21.



Slika 21 Dio procesa rezanja materijala AVIO-rezom

Struktura lijevog i desnog krila izrezana je bez većih nepravilnosti koje će biti sanirane daljnjom obradom. Izrezana krila prikazana su slikom 22.

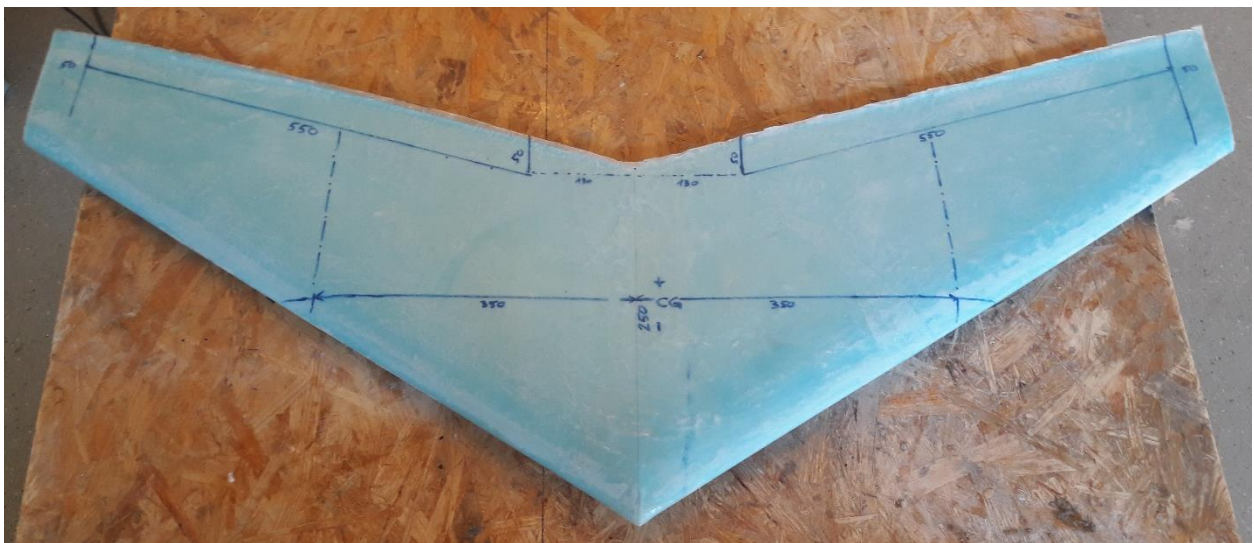


Slika 22 Izrezane strukture lijevog i desnog krila

7.2 Presvlačenje letećeg krila stakloplastikom

Kako bi se konstrukcija zaštitila od udaraca prilikom neočekivanih udesa ili bilo kakvih mogućih otkaza komponenata koje mogu dovesti do katastrofalnog ishoda leta, krilo je potrebno dodatno očvrnuti.

Isto će se postići prevlačenjem krila u stakloplastiku koristeći 80 gramsko stakleno platno u kombinaciji s dvokomponentnim ljepljivom (epoksidna smola i pripadajući otvrdnjivač). Smola se miješa s otvrdnjivačem u omjeru 3:1 kako bi se postigla optimalna gustoća. Krilo izrađeno od stirodura premazuje se ljepljivom te se nanosi prvi sloj tkanine. Ovakav postupak ponavlja se tri puta na gornjaci i donjaci krila kako bi se postigla željena čvrstoća. Krilo presvučeno stakloplastikom prikazano je slikom 23.



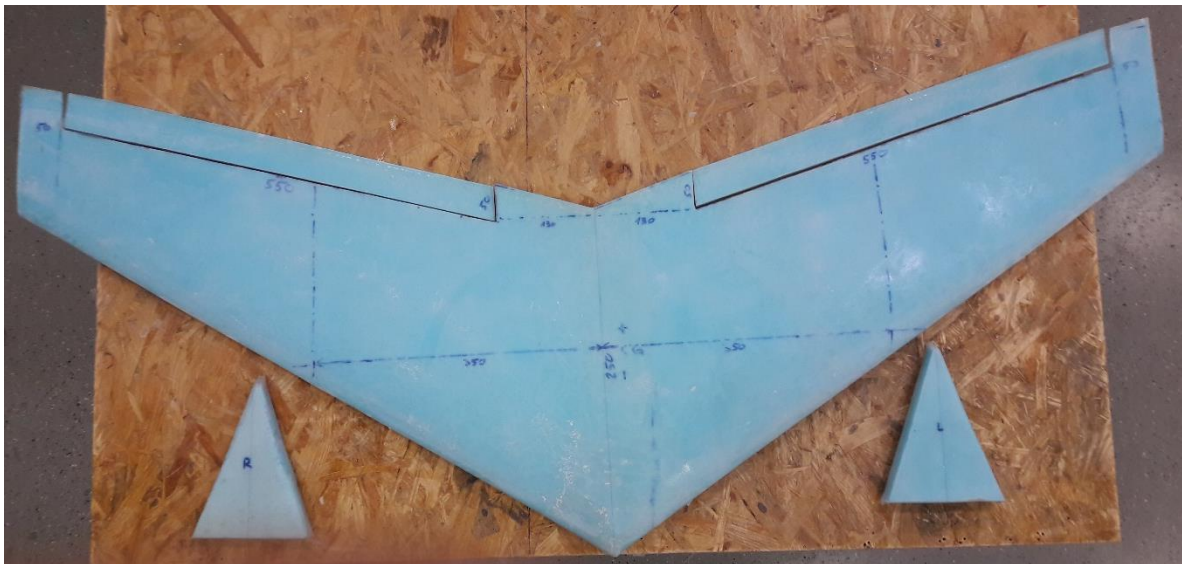
Slika 23 Krilo presvučeno stakloplastikom

Nakon sušenja svih slojeva površinu krila potrebno je pobrusiti vibracijskom brusilicom te smjesom granulaste stakloplastike i epoksidne smole zapuniti potencijalno nastale pukotine.

7.3 Oblikovanje upravljačkih površina i aerodinamičkih završetaka

Upravljačke površine letećeg krila dizajnirane su na način da prate izlazni brid letećeg krila i koriste završetak aeroprofila MH110 kao vlastiti aeroprofil. Površine su dugačke 550 mm te široke 50 mm. Također kako ne bi nastradale prilikom mogućih udaraca udaljene su 50 mm od vrhova krila. Kako bi u krilu ostalo dovoljno mjesta za postavljanje ostalih komponenti i sustava letećeg krila, od korijena krila upravljačke površine su udaljene 130 mm.

Zbog jednostavnosti izvedbe i tehničke nemogućnosti repliciranja aeroprofila PSU 94-097, aerodinamički završeci biti će oblikovani kao ravne ploče oblika jednakokračnog trokuta. Osim za lateralnu stabilizaciju letećeg krila koju aerodinamički završeci pružaju pri horizontalnom letu, isti služe i kao stajni trap pri vertikalnom polijetanju a samim time i slijetanju. Izgled aerodinamičkih završetaka te izrezanih upravljačkih površina prikazan je slikom 24.



Slika 24 Izgled aerodinamičkih završetaka i izrezane upravljačke površine

7.4 Koncept i dizajn VTOL sustava letećeg krila

Sustav vertikalnog polijetanja i slijetanja univerzalni je podsustav koji je moguće ugraditi na gotovo svaku letjelicu. Obzirom na oblik letjelice odnosno aeroprofila na koji se postavlja, postoje razne inačice sustava. Svaka inačica funkcionira na isti ili sličan način a odgovarajući oblik odabire se kriterijem aerodinamičnosti ili estetike letjelice.

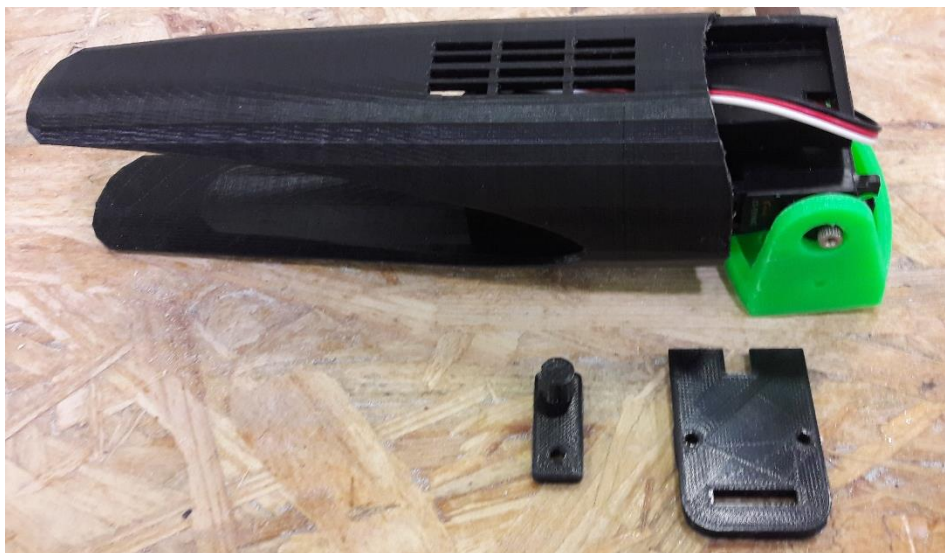
Rad sustava zasniva se na principu zakretanja dva snažna servo motora koji glavu nosača motora zakreću u rasponu od 180°. Kako se glava nosača motora ne bi nepotrebno izmicala tijekom zakretanja, ista se dodatnom polugom učvršćuje s druge strane glave nosača motora. Kao primitivni ležajevi koriste se tanko rezane bakrene cijevi učvršćene dvokomponentnim ljepilom, koje se okreću jedna unutar druge tijekom zakretanja glave servo motora.

Baza nosača oblikovana je kako bi oblikom pratila aeroprofil koji se nalazi u letećem krilu. Baza sadrži otvore za hlađenje ESC-a elektromotora, te otvor u koji se smješta servo motor koji zakreće glavu nosača motora. Servo motor osigurava se u mjestu zaštitnom pločicom koja nasjeda na gornji dio baze nosača. Pločica se potom spaja nepovratnim vijčanim spojem kako prilikom vibracija ne bi došlo do odvrtanja vijaka.

Motor se zajedno sa nosivom pločicom vijčanim spojem pričvršćuje na glavu nosača motora te se zatim spaja s ESC-om zaštićenim ispod otvora za hlađenje.

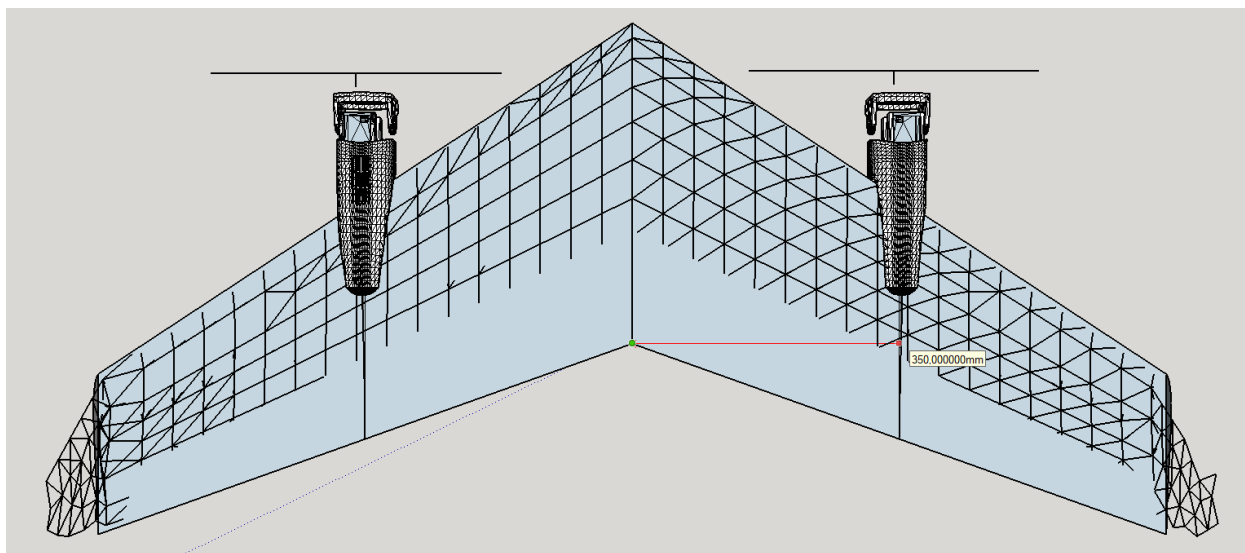
Koncept korišten pri izradi diplomskog rada modificirana je verzija nosača motora koju je kreirao Otto Kueng. [12] Nosač je uniformno uvećan za 37,5 % duž tri koordinatne osi kako bi isti bilo moguće pozicionirati na željenu lokaciju na letećem krilu. Plastične komponente nosača izrađene su 3D pisačem a po izradi, nosač je zaljepljen dvokomponentnim ljepilom na strukturu letećeg krila.

VTOL nosač i njegovi dijelovi prikazani su slikom 25.



Slika 25 VTOL nosač i njegovi dijelovi

Nakon sastavljanja, nosač se postavlja na krilo na položaj pri kojemu će se elisa motora moći neometano okretati bez interferencije s konstrukcijom krila. Tlocrt odnosno skica letećeg krila s VTOL nosačima na odabranim pozicijama prikazan je slikom 26.



Slika 26 Skica letećeg krila s VTOL nosačima na odabranim pozicijama

Longitudinalna os VTOL nosača treba se preklapati s linijom 350 mm udaljenom od korijena krila kako bi se osigurao dostatan prostor za neometani rad motora uzevši u obzir upotrebu elisa i motora analiziranih u poglavlju 5.

7.5 Kompletiranje i nadogradnja modela

Ugradnjom VTOL sustava na leteće krilo zajedno s pripadajućim motorom i elisom, izgrađen je fizički model letećeg krila za dostavu seruma na teško dostupna područja. Ovisno o kompleksnosti operacije, letjelicu je moguće nadograditi podsustavima koji će izvođenje zadatka olakšati ili ga učiniti sigurnijim. Svaki dodatni podsustav odnosno dio opreme predstavlja određeni trošak koji je također potrebno analizirati pri gradnji letjelice. Kako bi izgrađeni fizički model bilo moguće pretvoriti u funkcionalni, potrebno je koristiti opremu prikazanu tablicom. Uz potrebne komponente navedena je maloprodajna cijena potrebne opreme te količina potrebnih dijelova.

Tablica 11 Popis opreme potrebne za rad funkcionalnog modela VTOL letećeg krila za dostavu seruma na teško dostupna područja uz pripadajuće cijene

KOMPONENTA	MASA (g)	POVEZNICA	DATUM PRISTUPA POVEZNICI	KOLIČINA	MALOPRODAJNA CIJENA (USD)
Pixhawk 2.1 Standard Set	75	http://www.profcnc.com/all-products/31-pixhawk2-suite.html	29. srpnja, 2018.	1	238
KDE5215XF-435	360 (720)	https://www.kdedirect.com/products/kde5215xf-435	1. kolovoz, 2018.	2	389,9
KDE-CF155-DP	14,7 (29,4)	https://www.kdedirect.com/collections/multi-rotor-propeller-blades/products/kde-cf155-dp	1. kolovoz, 2018.	1	77,95
KDEXF-UAS75HVC	114 (228)	https://www.kdedirect.com/collections/uas-multi-rotor-electronics/products/kdexf-uas75hvc	16. rujna, 2018.	2	297,9
KDEXF-UBEC22	36	https://www.kdedirect.com/products/kdexf-ubec22	16. rujna, 2018.	1	58,95
JETI MSspeed	21	https://www.europerc.com/electronics/telemetri/jeti-jeti-ms-speed	10. rujna, 2018.	1	77,1
Hitec HS-5070MH 3.8kg 0.12s	14,2 (28,49)	https://www.europerc.com/electronics/servon/hitec-hs-5070mh-38kg-012s	1. kolovoz, 2018.	2	59,02
Hitec HS-55 1.5kg 0.14s	7,9 (15,8)	https://www.europerc.com/electronics/servon/hitec-hs-55-15kg-014s	16. kolovoz, 2018.	2	23,02
TX700 PRO	^{*masa komponente ne utječe na masu letjelice}	https://uavcomp.com/communication/long-range-systems/bx700pro/	29. srpnja, 2018.	1	296,68
ZUBAX GNSS 2	43	https://shop.zubax.com/products/zubax-gnss-2	16. kolovoz, 2018.	1	158,23
Ostala oprema	100	/	/	/	100
UKUPNA MASA KOMPONENTATA (g)	1296,69			UKUPNA CIJENA (USD):	1776,75
MASA LETEĆEG KRILA S NOSAČIMA (g)	1180				
KONAČNA MASA LETJELICE <small>*u masu letjelice nije uračunata masa baterije i masa seruma, baterija se odabire po principu trajanja manje i udaljenosti cilja.</small>	2476,69				

Osim analize troškova izrade funkcionalnog modela, tablicom je opisana i konačna masa modela koja odgovara pretpostavljenoj masi letjelice (poglavlje 4). Važno je napomenuti kako masa definirana tablicom 11 ne sadrži masu baterije i seruma. Masa baterije ovisi o trajanju misije i udaljenosti cilja te je kao takva sklona promjeni.

Kao lokacija spremnika sa serumom na letjelici predviđena je linija na kojoj leži težište letjelice. Ovakvo rješenje predviđeno je kako ne bi došlo do promjene stabilnosti letjelice prilikom postavljanja seruma različitih masa u spremnik.

Zaključak

Postupak dizajniranja i osmišljanja koncepta konvencionalnog zrakoplova složen je i kompleksan. Svaki odmak ideje od konvencionalnog koncepta proces osnivanja čini osjetno zahtjevnijim zadatkom. Integracija karakteristika multirotora i letećeg krila u jednu cjelinu (*VTOL* bespilotne letjelice) netipično je i još uvijek slabije istraženo područje aerodinamike. Pri razvijanju računalnog a zatim i fizičkog modela, često dolazi do nepredvidivih i isprva teško uočljivih problema koji posljedično utječu na vrijeme potrebno za razvoj modela te njegovu izradu.

Osim same ideje, cijeli proces oslanja se i na pouzdanost alata koji se koriste pri izradi te na ekonomsku pozadinu projekta u vidu financiranja istog. Vrijeme realizacije ovisi o stručnosti i dosadašnjem radnom iskustvu sudionika u projektu. Osim stručnosti i iskustva, broj kompetentnih sudionika u projektu znatno smanjuje vrijeme realizacije.

Diplomskim radom uspješno je kreiran koncept te računalni i fizički model proizvoda koji je uz odgovarajuće financiranje i računalnu podršku moguće izraditi i komercijalno upotrijebiti. Kako ni jedan sustav nije savršen, tako je i koncept izložen u diplomskom radu podložan unaprijeđenju upotrebom kvalitetnijih materijala i obradom materijala sofisticiranijim alatom.

Pri izradi diplomskog rada iz ekonomskih razloga korišteni su lako dostupni materijali te alati iz svakodnevice kojima je bilo moguće vjerno replicirati fizički model letjelice. Dokazano je kako je računalnom analizom karakteristika aeroprofila i kreiranih 3D objekata programom XFLR5 moguće projektirati letjelicu željenih performansi te željene stabilnosti.

Na temelju analize u programu proračunate su i performanse letjelice koje zadovoljavaju one zahtjevane pri kreiranju ideje same letjelice. Zaključeno je kako će dizajnirana letjelica s odgovarajućom opremom moći izvršavati operaciju za koju je namijenjena

Razvojem programske podrške te kompleksnosti autopilotskih modula biti će moguće kreirati sve složenije konfiguracije bespilotnih letjelica odnosno unaprjeđivati do sada postojeće. Prethodno uključuje i VTOL konfiguracije letjelica odnosno leteće krilo za dostavu seruma na teško dostupna područja definirano temom diplomskog rada.

Kao mogućnost za daljnji razvoj ideje VTOL letećeg krila za dostavu seruma na teško dostupna područja te izradu funkcionalne letjelice, predlaže se nabava i ugradnja opreme koja je korištena pri proračunu performansi. Osim nabave opreme poželjna je i izrada novih aerodinamičkih završetaka sofisticiranijim alatom koji će vjernije replicirati one korištene pri 3D dizajniranju letjelice.

Također, s ciljem smanjenja mase letjelice, predlaže se izrada strukture letjelice od karbonskih vlakana. Poželjna je šuplja struktura kako bi ista poslužila kao spremnik za opremu ali i za serum.

POPIS LITERATURE:

- [1] Kalajžić M.: Teorija leta zrakoplova; Sveučilište u Zagrebu Fakultet prometnih znanosti, Zagreb, 2002.
- [2] Airfoil Tools, Dostupno: <http://airfoiltools.com/> (travanj, 2018.)
- [3] De Castro H.V., Flying and handling qualities of a fly-by-wire blended-wing-body civil transport aircraft, Cranfield University, Cranfield, 2003.
- [4] Flying Wings, Wikipedia, the Free Encyclopedia, Dostupno: https://en.wikipedia.org/wiki/Flying_wing (travanj, 2018.)
- [5] Osborne S.R., Transitions between hover and level flight for a tailsitter uav, Department of Electrical and Computer Engineering Brigham Young University, 2007.
- [6] Stone R.H., Clarke G.; Optimization of Transition Manoeuvres for a Tail-Sitter Unmanned Air Vehicle (UAV); Australian Aerospace International Congress; 2001.
- [7] Hobbico FlyZone Hadron Vectored Thrust RXR RC Airplane, Dostupno: <https://www.amazon.ca/Hobbico-FlyZone-Hadron-Vectored-Airplane/dp/B00G05JUAK> (svibanj, 2018.)
- [8] Aviation – "Is it possible to tilt a propeller for altitude control, similarly to jet thrust vectoring?", Dostupno: <https://aviation.stackexchange.com/questions/24549/is-it-possible-to-tilt-a-propeller-for-attitude-control-similarly-to-jet-thrust> (svibanj, 2018.)
- [9] MyGeekShow, „Announcing the Raptor 140“; YouTube. [Video datoteka]; Dostupno: <https://www.youtube.com/watch?v=jzj8MV4g4J0&list=PLaimeq2Fa3XJifAbl41a7BuV9SNwqMtum> (travanj, 2018.)
- [10] Maughmer M.D., Swan T.S., Wiltis S.M.; The Design and Testing of a Winglet Airfoil for Low-speed Aircraft; The Pennsylvania State University University Park, Pennsylvania; 2001.
- [11] Depperois A., About stability analysis using XFLR5, Revision 2.1, 2010.
- [12] Otto Kueng, „Tilt Motor Unit for 2 Mot vectored Tailsitter“; YouTube [Video datoteka], Dostupno: <https://www.youtube.com/watch?v=GobaZm2s7NM> (1. lipnja, 2017.)

- [13] Raymer D.P., Aircraft Design: A Conceptual Approach, American Institute of Aeronautics, Inc., Washington D.C., 1992.
- [14] Propeller Static & Dynamic Thrust Calculation, Dostupno: <https://www.electricrcaircraftguy.com/2014/04/propeller-static-dynamic-thrust-equation-background.html>, travanj, 2014.
- [15] KDE5215XF-435 Brushless motor for heavy-lift electric multi-rotor (uas) series, Performance data, Dostupno: <https://www.kdedirect.com/products/kde5215xf-435> (srpanj, 2017.)
- [16] KDE-CF185-DP PROPELLER BLADES, Dostupno: <https://www.kdedirect.com/collections/best-selling-products/products/kde-cf185-dp> (kolovoz, 2018.)
- [17] Operacije bezposadnih letjelica, autorizirana predavanja: TECHNICAL SPECIFICATIONS AND OPERATION OF COMMON UAV COMPONENTS, dr.sc. Tomislav Radišić, (2017./2018.)
- [18] 3400mAh Panasonic NCR 18650B, Dostupno: <https://ledmania.gr/el/18650-mpataries-epanafortizomenes/18650-3400ma-panasonic.html> (kolovoz, 2018.)
- [19] MOS 3S RC LiPo Battery 11.1V 6000mAh 25C, Dostupno: <https://www.aliexpress.com/item/MOS-3S-lipo-battery-11-1v-6000mAh-25C-For-rc-airplane-free-shipping/32735737624.html> (kolovoz, 2018.)
- [20] HGLRC Ublox M8N GPS Module for RC Drone, Dostupno: <https://www.hglrc.com/products/hglrc-7m-8m-ublox-m8n-gps-module-for-apm-pixhawk-cc3d-naze32-f3-flight-control-for-rc-drone> (kolovoz, 2018.)
- [21] Cube Flight Controller
Dostupno: https://docs.px4.io/en/flight_controller/pixhawk-2.html
(kolovoz, 2018.)
- [22] TX700PRO – Dostupno: <https://uavcomp.com/communication/long-range-systems/tx700pro/> (kolovoz, 2018.)
- [23] FrSky 2.4GHz ACCST TARANIS X9D PLUS and X8R Combo Digital Telemetry Radio System (Mode 2), Dostupno: https://hobbyking.com/en_us/frsky-2-4ghz-accst-taranis-x9d-plus-and-x8r-combo-digital-telemetry-radio-system-mode-2.html?___store=en_us (kolovoz, 2018.)
- [24] Connect Mission Planner to DevKit, Dostupno: <https://guide.robsense.com/chapter1/Configure%20with%20Mission%20Planner.html> (kolovoz, 2018.)

- [25]** S0090D plastic gear 9g digital servo, Dostupno:
<http://www.domanrchobby.com/content/?131.html> (kolovoz, 2018.)
- [26]** Airfoil Database - Tailless and Flying Wings, Dostupno:
https://www.aerodesign.de/english/profile/profile_s.htm (kolovoz, 2018.)

POPIS ILUSTRACIJA

GRAFOVI

GRAF 1 OVISNOST KUTA STRIJELE I KOEFICIJENTA UZGONA [1].....	5
GRAF 2 OVISNOST C_L O A ZA AEROPROFIL MH110.....	20
GRAF 3 PRIBLIŽNE VRIJEDNOSTI FINESA AEROPROFILA MH110 ZA KARAKTERISTIČNE REYNOLDSOVE BROJEVE	21
GRAF 4 FINESE I PRIPADAJUĆI NAPADNI KUTEVI MH110	23
GRAF 5 KRIVULJE C_M U OVISNOSTI O NAPADNOM KUTU ZA AEROPROFIL MH110	24
GRAF 6 OVISNOST C_L O BRZINI ZA LETEĆE KRILO	28
GRAF 7 OVISNOST C_L O A ZA LETEĆE KRILO	29
GRAF 8 IZGLED KRIVULJE KRILA I NAPADNI KUT ZA NAJVEĆU FINESU LETEĆEG KRILA.....	30
GRAF 9 $C_M=F(A)$, LETEĆE KRILO	
GRAF 10 $C_M=F(C_L)$, LETEĆE KRILO	31
GRAF 11 RAZLIKA U C_M OBZIROM NA RAZLIČITI POLOŽAJ TEŽIŠTA, LETEĆE KRILO.....	32
GRAF 12 LONGITUDINALNA STABILNOST LETEĆEG KRILA, MOD 1	
GRAF 13 LONGITUDINALNA STABILNOST LETEĆEG KRILA, MOD 2	33
GRAF 14 LONGITUDINALNA STABILNOST LETEĆEG KRILA, MOD 3	
GRAF 15 LONGITUDINALNA STABILNOST LETEĆEG KRILA, MOD 4	34
GRAF 16 LATERALNI MOD PRIGUŠENJA TENDENCIJE VALJANJA.....	35
GRAF 17 PRIKAZ PRIGUŠENJA DUTCH ROLL POREMEĆAJA, MOD 2	
GRAF 18 PRIKAZ PRIGUŠENJA DUTCH ROLL POREMEĆAJA, MOD 3	36
GRAF 19 KARAKTERISTIKA SPIRALNOG MODA LETEĆEG KRILA, MOD 4	36
GRAF 20 USPOREDBA RASPOLOŽIVOG POTISKA T_A I POTREBNOG POTISKA T_{REQ} U ODNOSU NA BRZINU LETJELICE	46
GRAF 21 ODNOS ISTRAJNOSTI I POSTAVKE SNAGE.....	48
GRAF 22 VARIJACIJA DOLETA OVISNO O POSTAVKI SNAGE.....	50

GRAFOVI - DODATAK A

GRAF 23 OVISNOSTI C_L O A ZA AEROPROFILE MH45, MH60 I MH110	3
GRAF 24 PRIBLIŽNE VRIJEDNOSTI FINESA AEROPROFILA MH45, MH60 I MH110 ZA KARAKTERISTIČNE REYNOLDSOVE BROJEVE.....	4
GRAF 25 FINESE I PRIPADAJUĆI NAPADNI KUTEVI MH45, MH60 I MH110.....	6
GRAF 26 KRIVULJE C_M U OVISNOSTI O NAPADNOM KUTU ZA AEROPROFILE MH45, MH60 I MH110.....	7
GRAF 27 KRIVULJE OVISNOSTI C_L O NAPADNOM KUTU A ZA AEROPROFILE SERIJE HS	9
GRAF 28 POLARE OVISNOSTI C_L O C_D ZA AEROPROFILE HS520 I HS522	10
GRAF 29 FINESE PRI REYNOLDSOVIM BROJEVIMA I KUTEVI PRI KOJIMA SE POSTIŽU, ZA AEROPROFILE HS520 I HS522	11
GRAF 30 ODNOS I PROMJENA C_M U OVISNOSTI O NAPADNOM KUTU	12
GRAF 31 KRIVULJE OVISNOSTI C_L O A ZA AEROPROFIL CLARK Y I MH110.....	14
GRAF 32 POLARE ODNOSA C_L I C_D AEROPROFILA CLARK Y I MH110	15
GRAF 33 KRIVULJE OVISNOSTI $(C_L/C_D)_{MAX}$ O NAPADNOM KUTU A [CLARK Y I MH110].....	16
GRAF 34 KRIVULJE OVISNOSTI C_M O A – CLARK Y I MH 110.....	17

SLIKE

SLIKA 1 ČESTO KORIŠTENI AEROPROFILI ZA LETEĆA KRILA [2].....	7
SLIKA 2 PODSUSTAV ZA VEKTORIRANU TRANZICIJU [7].....	12
SLIKA 3 RAZLAGANJE VEKTORA POTISKA NA KOMPONENTE [8]	13
SLIKA 4 TLOCRT LETEĆEG KRILA RAPTOR 140 [9]	14

SLIKA 5 MODEL LETEĆEG KRILA RAPTOR 140.....	16
SLIKA 6 AEROPROFIL MH 110 [2]	19
SLIKA 7 PRIKAZ DIMENZIJA I IZGLED AERODINAMIČKIH ZAVRŠETAKA IZ APLIKACIJE CURTISA SUTERA.....	25
SLIKA 8 RAČUNALNI MODEL VTOL LETEĆEG KRILA ZA DOSTAVU SERUMA NA TEŠKO DOSTUPNA PODRUČJA....	26
SLIKA 9 KONCEPT NOSAČA MOTORA [12].....	40
SLIKA 10 BESKONTAKTNI OUTRUNNER ELEKTROMOTOR NISKE KV VRIJEDNOSTI UPAREN S ODGOVARAJUĆIM PROPELEROM [16].....	52
SLIKA 11 LITIJ-IONSKA (LIJEVO) [18] I LITIJ-POLIMER (DESNO) [19] BATERIJA	53
SLIKA 12 NEKE OD IZVEDBI GPS-A ZA BESPILOTNE LETJELICE [20].....	54
SLIKA 13 PIXHAWK AUTOPILOTSKI MODUL, MODEL 2.1 [21]	55
SLIKA 14 SCHERRER LONG RANGE ODAŠILJAČ VELIKE SNAGE [22].....	55
SLIKA 15 UPRAVLJAČKA [23] I ZEMALJSKA STANICA [24] BESPILOTNE LETJELICE.....	56
SLIKA 16 TIPIČNI SERVO MOTOR ZA POMICANJE UPRAVLJAČKIH POVRŠINA [25]	57
SLIKA 17 PROTOTIP ČESTO KORIŠTENE VEKTORIRANE TRANZICIJE POMOĆU VTOL SUSTAVA [12]	58
SLIKA 18 TRAJEKTORIJA IZVRŠAVANJE OPERACIJE UZ VEKTORIRANU TRANZICIJU[6]	58
SLIKA 19 ŠABLONE I ALAT POMOĆU KOJEG SU ISTE IZRAĐENE	60
SLIKA 20 NEUSPJELI POKUŠAJ REZANJA STRUKTURE KRILA	61
SLIKA 21 DIO PROCESA REZANJA MATERIJALA AVIO-REZOM	62
SLIKA 22 IZREZANE STRUKTURE LIJEVOG I DESNOG KRILA	62
SLIKA 23 KRILLO PRESVUČENO STAKLOPLASTIKOM	63
SLIKA 24 IZGLED AERODINAMIČKIH ZAVRŠETAKA I IZREZANE UPRAVLJAČKE POVRŠINE	64
SLIKA 25 VTOL NOSAČ I NJEGOVI DIJELOVI	65
SLIKA 26 SKICA LETEĆEG KRILA S VTOL NOSAČIMA NA ODABRANIM POZICIJAMA	66

SLIKE - DODATAK A

SLIKA 27 AEROPROFIL MH45 [2]	1
SLIKA 28 AEROPROFIL MH60 [2]	1
SLIKA 29 AEROPROFIL MH110 [2]	2
SLIKA 30 AEROPROFIL HS520 [26].....	8
SLIKA 31 AEROPROFIL HS522 [26].....	8
SLIKA 32 AEROPROFIL CLARK Y [2]	13

TABLICE

TABLICA 1 IZRAČUN REYNOLDSOVIH BROJEVA ZA ODABRANO LETEĆE KRILLO.....	17
TABLICA 2 FINESE I PAROVI C_L I C_D – MH110.....	22
TABLICA 3 BRZINE I PRIPADAJUĆI NAPADNI KUTEVI ZA ODRŽAVANJE HORIZONTALNOG RAVNOTEŽNOG LETA	27
TABLICA 4 USPOREDBA SILE UZGONA I TEŽINE LETJELICE	28
TABLICA 5 OPIS KONAČNOG MODELA LETEĆEG KRILA (OSNOVA VTOL LETEĆEG KRILA)	37
TABLICA 6 RASPON VRIJEDNOSTI D_{KRILA} ZA SVAKU DEFINIRANU BRZINU I $A_{REF, KRILA}=0,444 M^2$	41
TABLICA 7 DODATNI OTPOR $D_{NOSAČA}$ ZA PRIPADAJUĆE BRZINE UZEVŠI U OBZIR $A_{REF, NOSAČA}=0,0025 M^2$ I $C_{D, NOSAČA}=1,2$	42
TABLICA 8 IZRAČUN UKUPNOG OTPORA ODNOSNO POTREBNOG POTISKA I SNAGE LETJELICE ZA PRIPADAJUĆE BRZINE	42
TABLICA 9 POTROŠNJA STRUJE ZA DVA TIPA IZVORA I REFERENTNE POSTAVKE SNAGE	47
TABLICA 10 IZRAČUN DOLETA ZA SVAKU OD REFERENTNIH POSTAVKI SNAGE.....	49
TABLICA 11 POPIS OPREME POTREBNE ZA RAD FUNKCIONALNOG MODELA VTOL LETEĆEG KRILA ZA DOSTAVU SERUMA NA TEŠKO DOSTUPNA PODRUČJA UZ PRIPADAJUĆE CIJENE	66

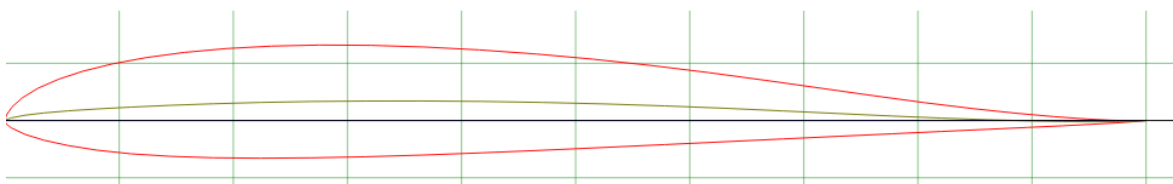
TABLICE - DODATAK A

TABLICA 12 USPOREDBA $C_{L(A=0)}$, C_{LMAX} , C_{LMAX} [MH45, MH60, MH110]	3
TABLICA 13 FINESE I PAROVI C_L I C_D - MH45, MH60 I MH110	5
TABLICA 14 VRIJEDNOSTI $C_{L(A=0)}$, C_{LMAX}	9
TABLICA 15 PAROVI TOČAKA C_L I C_D I FINESE ZA AEROPROFILE HS520 I HS522	10
TABLICA 16 MAKSIMALNI C_L I C_L PRI $A=0$ [CLARK Y]	14
TABLICA 17 PAROVI TOČAKA C_L I C_D I FINESE ZA AEROPROFIL CLARK Y.....	15

DODATAK A - ANALIZA AEROPROFILA

1. Aeroprofil serije MH (MH45, MH60, MH110)

Aeroprofil MH 45 (slika 24) pripada seriji aeroprofila razvijenih od strane dr. Martina Hepperlea.

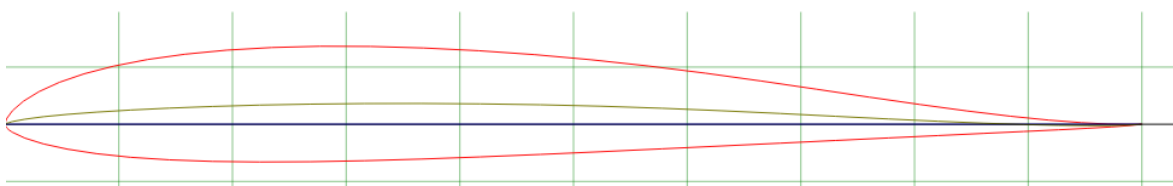


Slika 27 Aeroprofil MH45 [2]

Karakteristične fizikalne veličine aeroprofila su sljedeće:

- Maksimalna debljina aeroprofila: 9.85% na 26.9% tetive aeroprofila
- Maksimalna zakrivljenost aeroprofila : 1.7% na 36.6% tetive aeroprofila

Aeroprofil MH60 (slika 25) svojevrsno je unaprijeđenje aeroprofila MH45. Također razvijen od strane dr. Martina Hepperlea, MH60 je po aerodinamičkim karakteristikama vrlo sličan aeroprofilu MH45. Glavna razlika među aeroprofilima je u koeficijentima momenta.

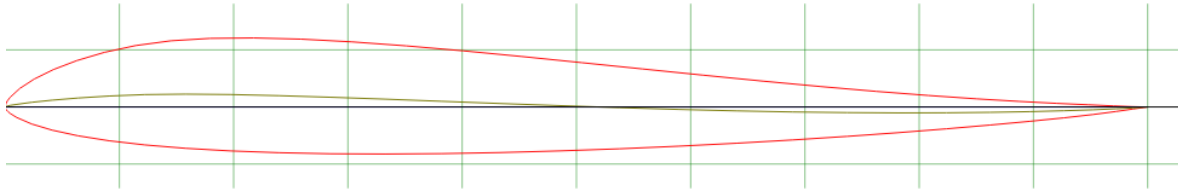


Slika 28 Aeroprofil MH60 [2]

Dimenzije aeroprofila su sljedeće:

- Maksimalna debljina aeroprofila: 10.1 % na 26.9% tetive aeroprofila
- Maksimalna zakrivljenost aeroprofila : 1.7% na 36.6% tetive aeroprofila

Aeroprofil MH110 (slika 26) pripada seriji aeroprofila razvijenih od strane dr. Martina Hepperlea. Značajno se razlikuje od aeroprofila MH45 i MH60 obzirom na C_M .



Slika 29 Aeroprofil MH110 [2]

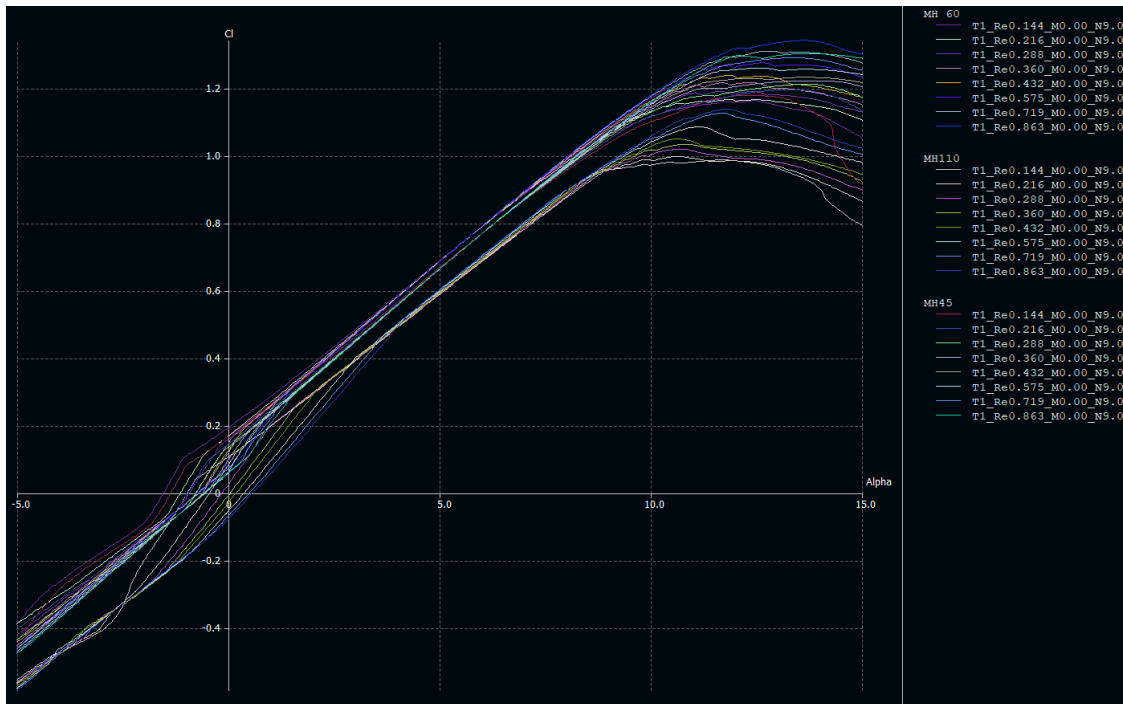
Karakteristične fizikalne veličine aeroprofila su slijedeće:

- Maksimalna debljina aeroprofila: 10 % na 23.9% tetive aeroprofila
- Maksimalna zakrivljenost aeroprofila : 1% na 15.8 % tetive aeroprofila

1.1.1 $C_L=f(\alpha)$ [MH45, MH60, MH110]

Iz krivulja koje prikazuju ovisnosti C_L o α za aeroprofile MH45, MH60 i MH110 (graf 23) moguće je isčitati više podataka. Graf prikazuje raspon napadnih kuteva pri kojima je funkcija C_L linearnog oblika. Također dvije bitne vrijednosti koje je moguće isčitati su $C_{L(\alpha=0)}$ i napadni kut pri kojemu dolazi do sloma uzgona (nakon što krivulja prestaje biti linearnog oblika, C_{Lmax}).

Podatci isčitani za aeroprofile MH60 i MH45 veoma su slični. Aeroprofil MH60 daje veći koeficijent uzgona pri nultom napadnom kutu no C_{Lmax} mu je nešto manji od C_{Lmax} aeroprofila MH45. Aeroprofil MH110 ima nešto lošije karakteristike vezane uz $C_{L(\alpha=0)}$ i C_{Lmax} .



Graf 23 Ovisnosti C_L o α za aeroprofile MH45, MH60 i MH110

Razlike između spomenutih karakteristika aeroprofila su malene a podatci aeroprofila prikazani su tablicom 11.

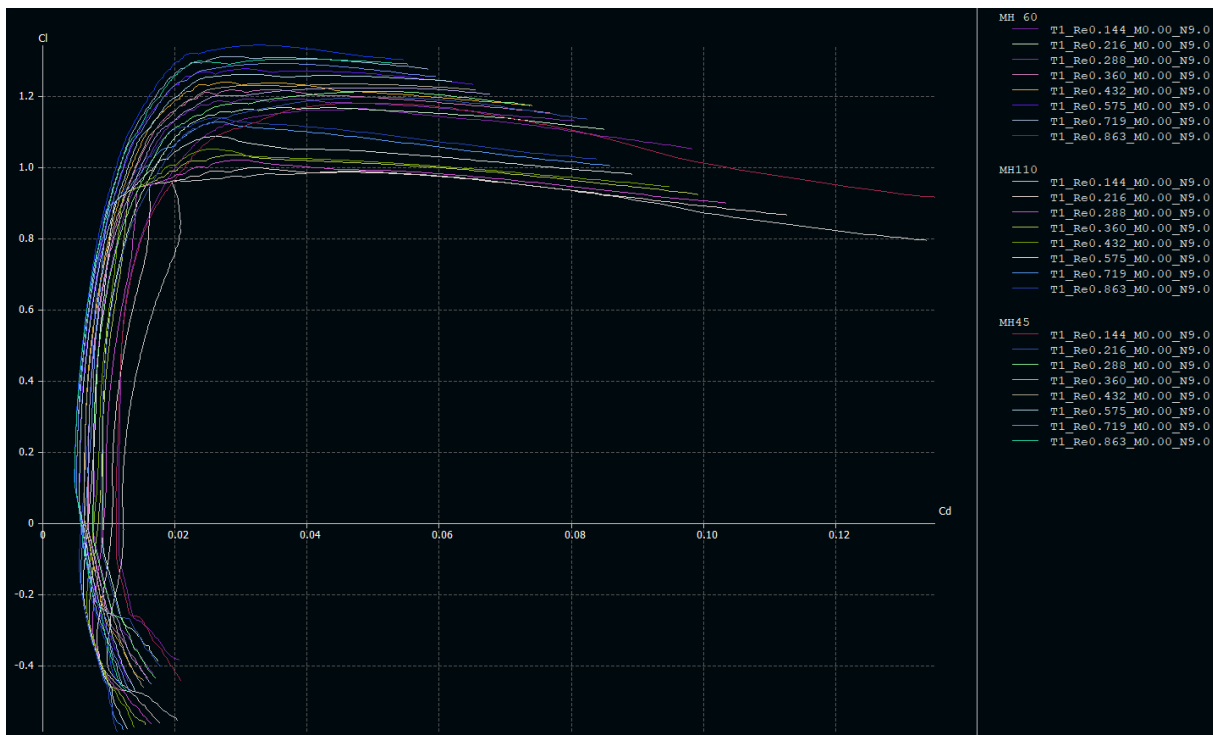
Tablica 12 Usporedba $C_{L(\alpha=0)}$, C_{Lmax} , C_{Lamax} [MH45, MH60, MH110]

		Reynoldsovi brojevi							
		aeroprofil	144.000	216.000	288.000	360.000	432.000	575.000	719.000
$C_{L(\alpha=0)}$	MH45	0,170	0,145	0,137	0,120	0,100	0,065	0,060	0,063
	MH60	0,195	0,170	0,162	0,148	0,127	0,095	0,075	0,077
	MH110	0,108	0,090	0,028	-	-	-	-	-
					0,008	0,027	0,050	0,068	0,077

C_{Lmax}	MH45	1,179	1,197	1,211	1,222	1,233	1,258	1,290	1,304
	MH60	1,163	1,165	1,190	1,215	1,240	1,277	1,309	1,343
	MH110	0,990	1,000	1,021	1,036	1,050	1,085	1,125	1,140

1.1.2 $C_L=f(C_D)$ [MH45, MH60 i MH110]

Povlačenjem tangente na polaru $C_L=f(C_D)$, dobiti će se maksimalna vrijednost koeficijenta uzgona u odnosu na koeficijent otpora odnosno finesa letjelice. Tangentom je dobiven par točaka za svaku polaru (C_L , C_D) čijim se omjerom računa finesa. Približne vrijednosti finesa aeroprofila MH45, MH60 i MH110 za karakteristične Reynoldsove brojeve temeljene su na grafu 3.



Graf 24 Približne vrijednosti finesa aeroprofila MH45, MH60 i MH110 za karakteristične Reynoldsove brojeve

Finese su izračunate i prikazane tablicom 12 zajedno s parovima točaka (C_L , C_D).

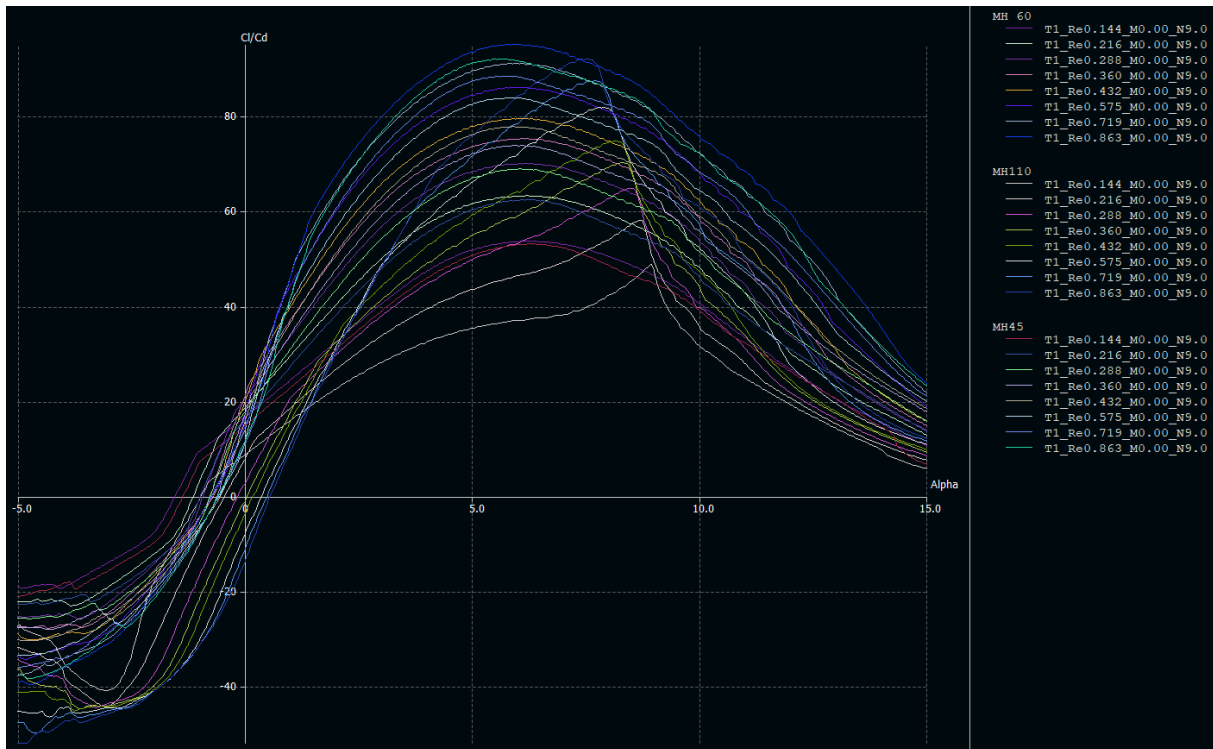
Tablica 13 Finese i parovi C_L i C_D - MH45, MH60 i MH110

Reynoldsovi brojevi	aeroprofil	144.000	216.000	288.000	360.000	432.000	575.000	719.000	863.000
C_L	MH45	0,800	0,800	0,800	0,784	0,777	0,753	0,705	0,740
	MH60	0,798	0,768	0,760	0,751	0,721	0,786	0,731	0,757
	MH110	0,960	0,951	0,920	0,917	0,910	0,901	0,881	0,827
C_D	MH45	0,015	0,013	0,012	0,010	0,010	0,009	0,008	0,008
	MH60	0,015	0,012	0,011	0,010	0,009	0,009	0,008	0,008
	MH110	0,020	0,016	0,014	0,013	0,012	0,011	0,010	0,009
$\frac{C_L}{C_D}$	MH45	53,33 (53)	61,54 (62)	66,66 (67)	78,40 (78)	77,7 (78)	83,66 (83)	88,13 (88)	92,5 (93)
	MH60	53,20 (53)	64,00 (64)	69,09 (69)	75,10 (75)	80,11 (80)	87,33 (87)	91,4 (91)	94,63 (95)
	MH110	48,00 (48)	59,44 (59)	65,71 (66)	70,54 (71)	75,83 (76)	81,91 (82)	88,10 (88)	91,89 (92)

1.1.3 $C_L/C_D=f(\alpha)$ [MH45, MH60 i MH110]

Nakon izračunatih finesa nužno je odrediti pri kojim napadnim kutovima je moguće ostvariti koju finesu. Izračunate finese trebaju se otprilike podudarati s maksimumima krivulja $C_L/C_D=f(\alpha)$ koje također predstavljaju finese aeroprofila. Povlačenjem okomice iz maksimuma na apscisu koordinatnog sustava, očitavaju se napadni kutovi pri kojima se finese postižu. Finese i pripadajući napadni kutovi aeroprofila MH45, MH60 i MH110 prikazani su grafom 4.

Iz grafa 26 vidljivo je kako aeroprofil MH60 može ostvariti gotovo jednaku finesu pri nižim Reynoldsovim brojevima kao aeroprofil MH45, međutim MH60 je efikasniji pri većim Reynoldsovim brojevima što uključuje režime polijetanja i operacije u atmosferi temperature veće od standardne. (npr. ISA+20° C). Aeroprofilom MH110 moguće je ostvariti neznatno manje finese pri istim Reynoldsovim brojevima.



Graf 25 Finese i pripadajući napadni kutevi MH45, MH60 i MH110

Raspon kuteva u kojemu se dostižu pojedine finese pri manjim Reynoldsovim brojevima gotovo je jednak za aeroprofile MH45 i MH60. Iz grafa 25 vidljivo je kako se izračunate finese za karakteristične Reynoldsove brojeve za aeroprofil MH45 postižu pri napadnim kutevima u rasponu od 6° do $6,5^\circ$. Za aeroprofil MH60 do postizanja finese dolazi većinom pri istim napadnim kutovima međutim do odstupanja dolazi pri većim Reynoldsovim brojevima. (cca $+1^\circ$) Aeroprofil MH110 postiže maksimalne finese pri nešto većim napadnim kutevima. ($7,5^\circ$ do 9°)

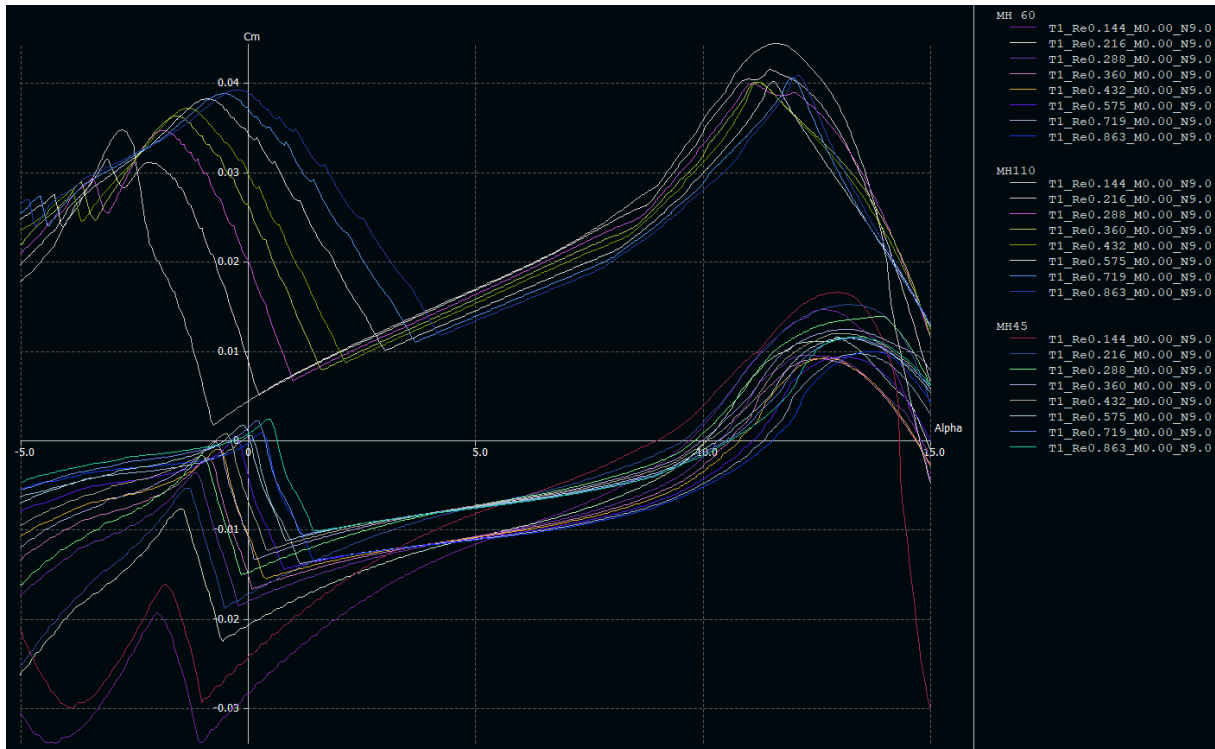
1.1.4 $C_M=f(\alpha)$ [MH45 i MH60]

Uzevši u obzir početnu nestabilnost letećeg krila i nemogućnost ugradnje kompenzatorske repne sekcije za uravnoteženje momenta, vrlo bitan odnosno kritičan uvjet pri odabiru aeroprofila je C_M u ovisnosti o napadnom kutu α .

Povoljan uvjet je da se vrijednosti koeficijenta momenta kreću blizu 0 kako bi kompenzacijski ulazni signali autopilota odnosno operatera mogli biti svedeni na minimum. Također, koeficijent momenta letećeg krila u rasponu testiranih napadnih

kuteva trebao bi biti pozitivan. Ovaj uvjet uveden je kako krilo ne bi imalo tendenciju konstantnog smanjenja napadnog kuta.

Grafom 26 prikazane su krivulje C_M u ovisnosti o napadnom kutu za aeroprofile MH45, MH60 i MH110 kako bi se razlika između istih lakše primjetila za karakteristične Reynoldsove brojeve.



Graf 26 Krivulje C_M u ovisnosti o napadnom kutu za aeroprofile MH45, MH60 i MH110

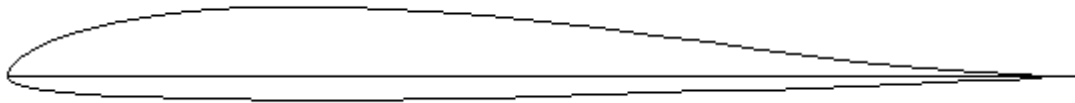
Vidljivo je kako su vrijednosti C_M za aeroprofile MH45 i MH60 za napadne kuteve od 0° do otprilike 9° negativne. Nakon 9° vrijednosti C_M postaju pozitivne i počinju sve više i više rasti. Međutim, prije će doći do sloma uzgona nego do dostatne pozitivne vrijednosti C_M .

Aeroprofil MH110 pak zadovoljava kritični kriterij pozitivnog C_M duž raspona testiranih napadnih kuteva. Također, krivulja C_M u ovisnosti o α za aeroprofil MH110 duž većeg dijela raspona testiranih napadnih kutova ima negativan nagib što aeroprofil čini statički stabilnim.

1.2 Aeroprofil serije HS (HS 520 i HS522)

HS 520 i HS 522 vrlo su slični aeroprofilu iste serije. Oba aeroprofila namijenjena su za letuća krila i u svojoj geometriji sadrže potrebni *reflex* za stabilizaciju momenta nastalog od krila.

HS520 (slika 27) dizajniran je za strelasta krila i modele bez repne sekcije. Namijenjen je za krila niskog aspektnog odnosa i manjeg kuta strijele.



Slika 30 Aeroprofil HS520 [26]

Karakteristične fizikalne veličine aeroprofila HS 520 su sljedeće:

- Maksimalna debljina aeroprofila: 8,8% na 29,7% tetive aeroprofila
- Maksimalna zakrivljenost aeroprofila : 2,1% na 29,7% tetive aeroprofila

HS522 (slika 28) se pak smatra jednim od popularnijih aeroprofila za strelasta krila zbog malog otpora i mogućnosti rada na veoma niskim Reynldsovim brojevima. Testiran je do duljine tetive čak 70 mm. Aeroprofil je dizajniran za modele konvencionalnih zrakoplova međutim, mnogo se koristi i u letućim krilima.



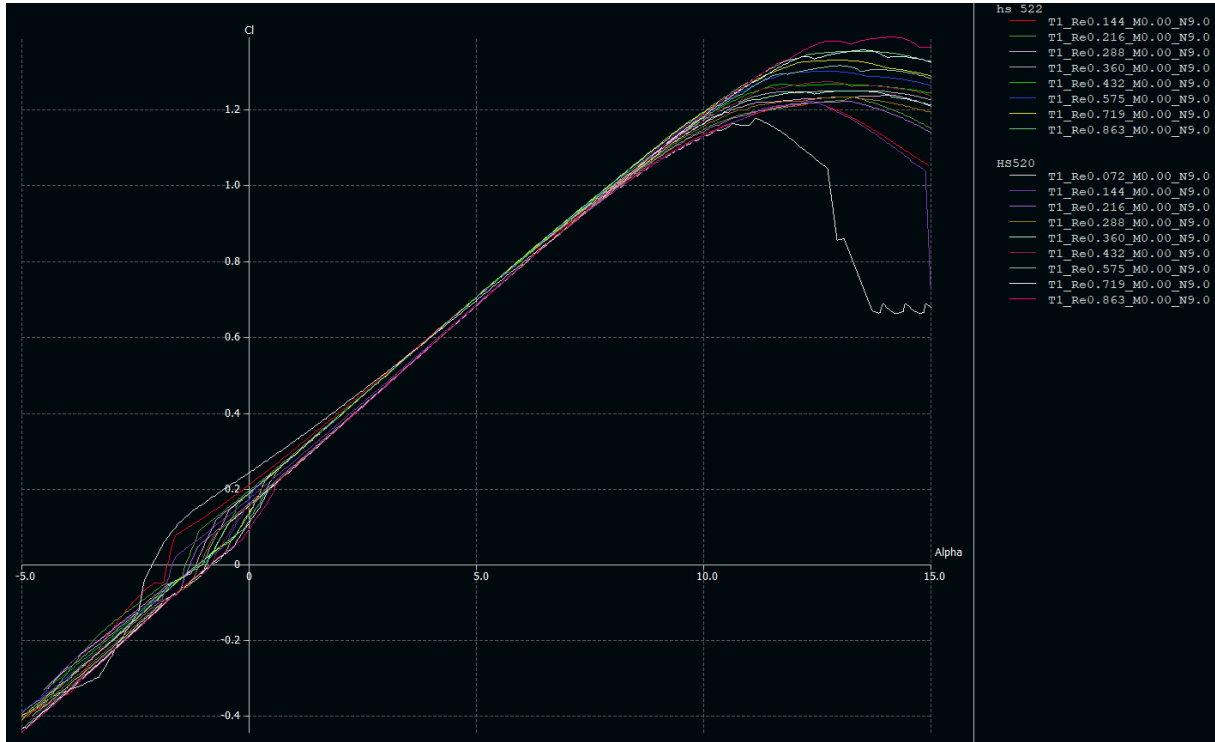
Slika 31 Aeroprofil HS522 [26]

Karakteristične fizikalne veličine aeroprofila HS 522 su sljedeće:

- Maksimalna debljina aeroprofila: 8,7% na 28,2% tetive aeroprofila
- Maksimalna zakrivljenost aeroprofila : 2% na 28,2% tetive aeroprofila

1.2.1 $C_L=f(\alpha)$ [HS520 i HS522]

Krivulje ovisnosti C_L o napadnom kutu α za aeroprofile serije HS prikazane su grafom 6.



Graf 27 Krivulje ovisnosti C_L o napadnom kutu α za aeroprofile serije HS

Iz grafa 27 očitane su vrijednosti $C_{L(\alpha=0)}$ i C_{Lmax} te su prikazane tablicom 13.

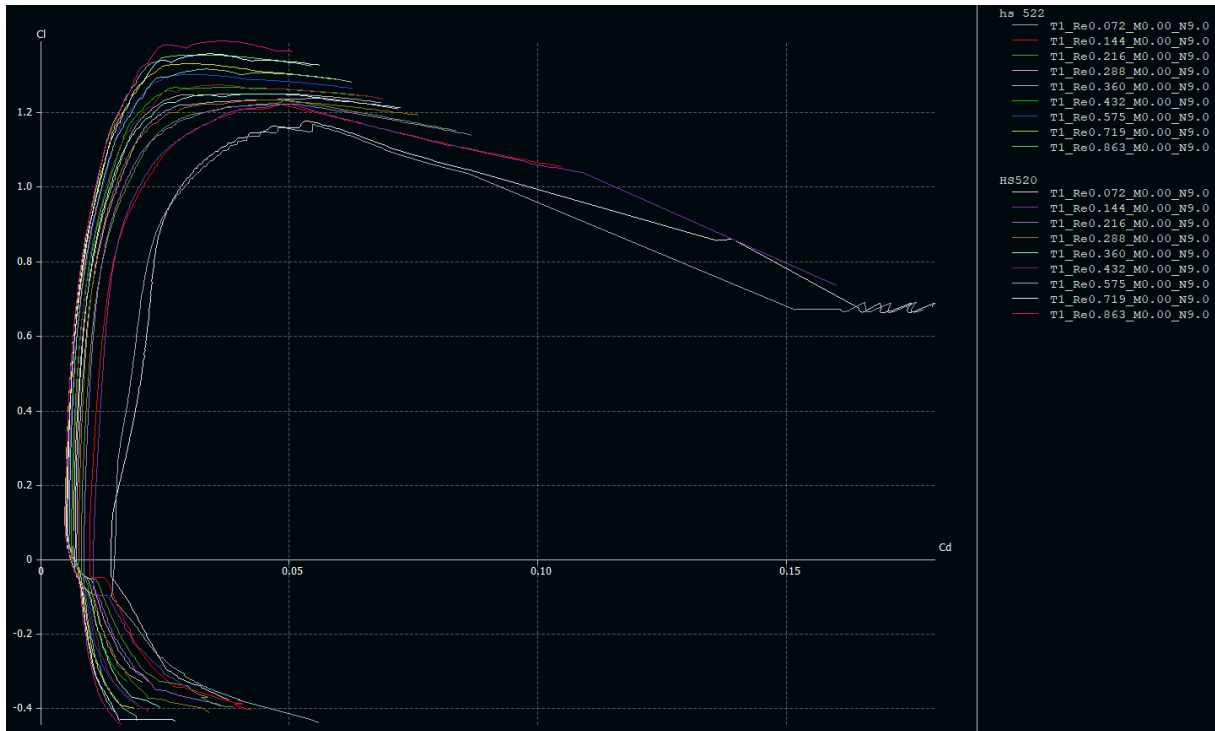
Aeroprofile HS serije u odnosu na aeroprofile MH serije pokazuju bolje karakteristike pri većim Reynoldsovim brojevima što ih čini pogodnijima za aeroprofile u korijenu krila.

Tablica 14 vrijednosti $C_{L(\alpha=0)}$, C_{Lmax}

		Reynoldsovi brojevi							
		144.000	216.000	288.000	360.000	432.000	575.000	719.000	863.000
$C_{L(\alpha=0)}$	HS520	0,170	0,159	0,154	0,152	0,147	0,133	0,110	0,090
	HS522	0,211	0,193	0,189	0,185	0,184	0,164	0,137	0,115
C_{Lmax}	HS520	1,223	1,223	1,233	1,250	1,275	1,317	1,357	1,394
	HS522	1,223	1,235	1,240	1,250	1,270	1,302	1,332	1,352

1.2.2 $C_L=f(C_D)$ [HS520 i HS522]

Kao i za prethodnu seriju, iz polara ovisnosti C_L o C_D za aeroprofile HS520 i HS522 prikazanih grafom 28, isčitane su finese odnosno maksimalni odnosi koeficijenata uzgona i otpora za pojedini Reynoldsov broj.



Graf 28 Polare ovisnosti C_L o C_D za aeroprofile HS520 i HS522

Za svaki od aeroprofila i pripadajući Reynoldsov broj isčitani su parovi točaka C_L i C_D na grafu i izračunata je finesa. Podatci su prikazani tablično. (tablica 5)

Tablica 15 parovi točaka C_L i C_D i finesa za aeroprofile HS520 i HS522

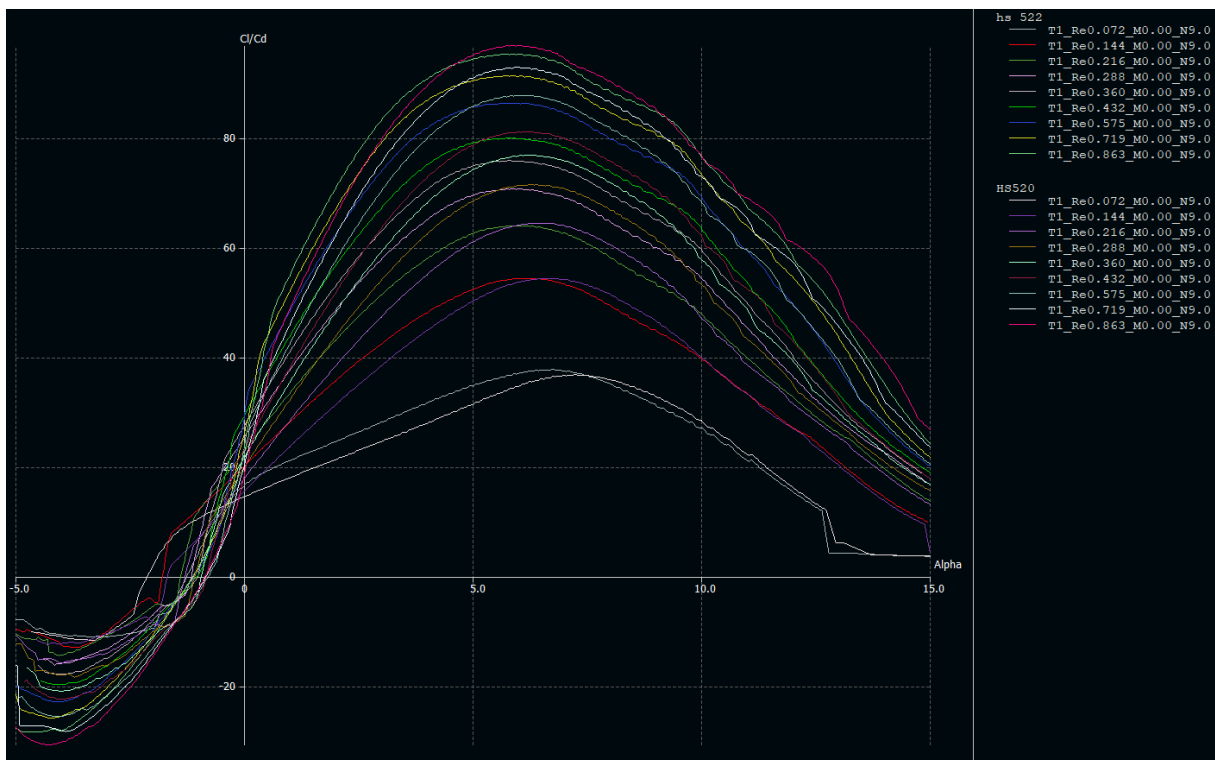
Reynoldsovi brojevi	aeroprofil	144.000	216.000	288.000	360.000	432.000	575.000	719.000	863.000
C_L	HS520	0,875	0,855	0,780	0,767	0,725	0,704	0,740	0,773
	HS522	0,816	0,771	0,710	0,679	0,644	0,685	0,735	0,760
C_D	HS520	0,016	0,013	0,011	0,010	0,009	0,008	0,008	0,008
	HS522	0,015	0,012	0,010	0,009	0,008	0,008	0,008	0,008
$\frac{C_L}{C_D}$	HS520	54,69 (55)	65,77 (66)	70,91 (71)	76,70 (77)	80,56 (81)	88,00 (88)	92,50 (93)	96,63 (97)
	HS522	54,40 (54)	64,25 (64)	71,00 (71)	75,44 (75)	80,50 (81)	85,63 (86)	91,88 (92)	95,00 (95)

Može se zaključiti kako aeroprofil HS serije imaju bolju finesu pri većim Reynoldsovim brojevima nego aeroprofil serije MH. Osim finese bitno je analizirati pri kojem napadnom kutu se ista može ostvariti. Kombinacijom dviju spomenutih informacija moguće je odabrati optimalni aeroprofil letećeg krila.

1.2.3 $C_L/C_D=f(\alpha)$ [HS520 i HS522]

Osim finese bitno je analizirati pri kojem napadnom kutu se ista može ostvariti. Kombinacijom dviju spomenutih informacija moguće je odabrati optimalni aeroprofil letećeg krila uzevši u obzir kriterij maksimalnog odnosa C_L i C_D .

Finese pri Reynoldsovim brojevima i kutevi pri kojima se postižu, za aeroprofile serije HS, prikazane su grafom 29.



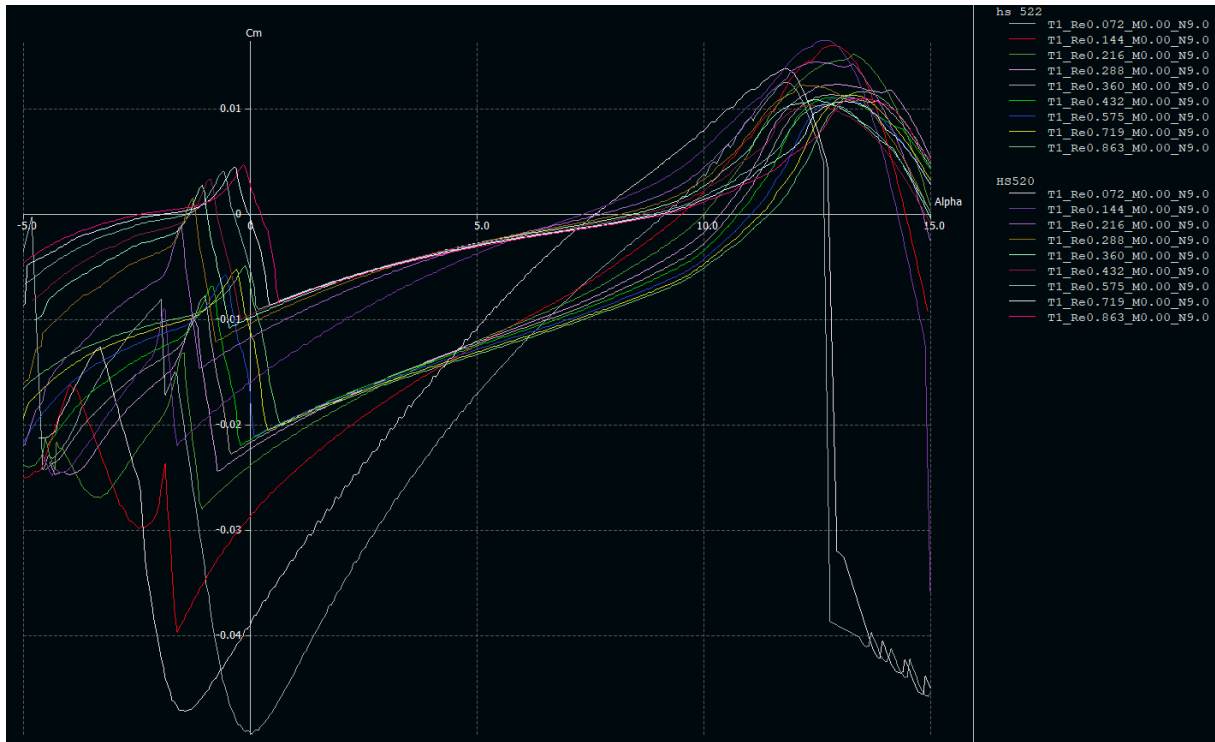
Graf 29 Finese pri Reynoldsovim brojevima i kutevi pri kojima se postižu, za aeroprofile HS520 i HS522

Iz grafa 29 vidljivo je kako su pri manjim Reynoldsovim brojevima finese gotovo jednake no postižu se pri manjim napadnim kutevima što je s aerodinamičkog aspekta i aspekta buke optimalnije rješenje. Također, vidljivo je kako je pri većim Reynoldsovim brojevima finesa aeroprofila HS520 veća ali se postiže pri većem napadnom kutu.

Napadni kutevi pri kojima se postižu finese za oba aeroprofila kreću se u intervalu od $\alpha=5,5^\circ$ do $\alpha=7^\circ$.

1.2.4 $C_M=f(\alpha)$ [HS520 i HS522]

Grafom 30 prikazan je odnos i promjena C_M u ovisnosti o napadnom kutu za analizirane aeroprofile HS serije.



Graf 30 Odnos i promjena C_M u ovisnosti o napadnom kutu

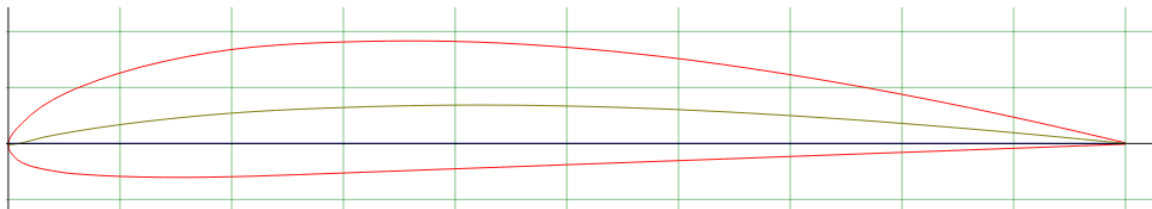
Iz grafa 30 je vidljivo kako je C_M aeroprofila HS522 pri manjim napadnim kutovima negativniji odnosno stabilniji. Pri većim napadnim kutovima, prirast C_M je nešto manji kod aeroprofila HS522.

Također uzmemo li kao referentni položaj $C_M=0$, oscilacija C_M u ovisnosti o napadnom kutu manja je za aeroprofil HS522 što omogućava manje opterećenje autopilotskog modula odnosno operatera letjelice. Nažalost, C_M oba aeroprofila većinom je negativan duž raspona testiranih napadnih kuteva. Isti postaje pozitivan tek nakon otprilike $7,5^\circ$ što ne zadovoljava kritični uvjet pri dizajnu letećeg krila da C_M treba biti pozitivan duž niza testiranih napadnih kutova.

1.3 Konvencionalni aeroprofil (Clark Y)

Osim aeroprofila dizajniranih za leteća krila, kao neka od rješenja pri izradi letećih krila koriste se i konvencionalni aeroprofil. Konvencionalni aeroprofil za razliku od aeroprofila za leteća krila nemaju *reflex* pa njihove pojedine krivulje izgledaju drugačije nego krivulje aeroprofila serije MH i HS.

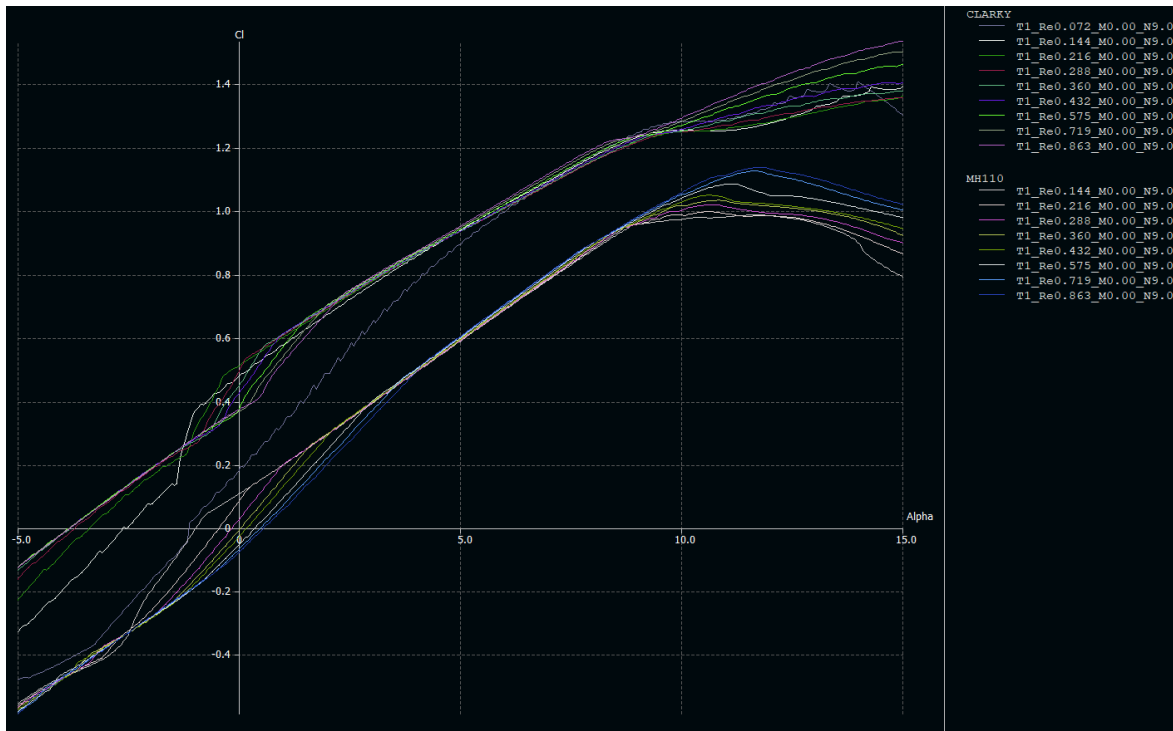
Analiziran je aeroprofil Clark Y (slika 29), odnosno jedan od češće korištenih konvencionalnih aeroprofila pri izradi krila modela zrakoplova. Izabran je kako bi se mogao usporediti s aeroprofilima za leteća krila te kako bi se na temelju usporedbi mogao odabrati optimalan aeroprofil odnosno više njih.



Slika 32 Aeroprofil Clark Y [2]

1.3.1 $C_L=f(\alpha)$ [Clark Y]

Za razliku od aeroprofila namijenjenih letećim krilima, konvencionalni aeroprofil imaju nešto veće koeficijente uzgona pri nultom napadnom kutu. Osim većih koeficijenata uzgona pri nultom napadnom kutu, do sloma uzgona za analizirani aeroprofil dolazi kasnije nego što je slučaj s aeroprofilima MH i HS serije. Radi lakše usporedbe, grafom 31 prikazane su krivulje ovisnosti C_L o α za aeroprofil Clark Y i MH 110.



Graf 31 Krivulje ovisnosti C_L o α za aeroprofil Clark Y i MH110

Pomoću grafa 31 može se primijetiti kako za aeroprofil Clark Y uopće ne dolazi do pojave sloma uzgona u analiziranom području napadnih kutova, za razliku od aeroprofila MH110.

Također, jasno se može vidjeti kako je C_L pri $\alpha=0^\circ$ veći za aeroprofil Clark Y. Maksimalni C_L i C_L pri $\alpha=0^\circ$, za aeroprofil Clark Y prikazani su tablicom 15.

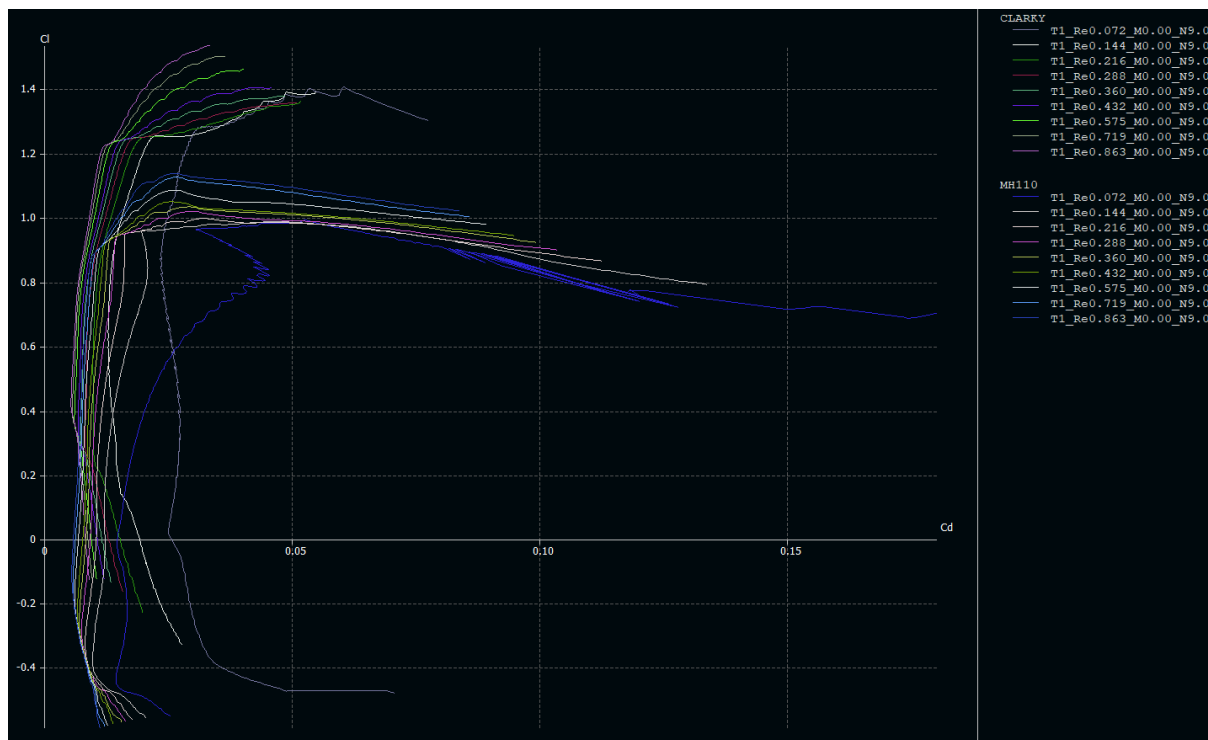
Tablica 16 Maksimalni C_L i C_L pri $\alpha=0$ [Clark Y]

	Reynoldsovi brojevi							
	144.000	216.000	288.000	360.000	432.000	575.000	719.000	863.000
$C_{L(\alpha=0)}$	0,481	0,511	0,490	0,453	0,427	0,372	0,369	0,374
C_{Lmax}	1,396	1,359	1,354	1,380	1,408	1,460	1,503	1,536

1.3.2 $C_L=f(C_D)$ [Clark Y]

Višenamjenski aeroprofil Clark Y ima veće finese tj. maksimalne omjere C_L i C_D , osobito pri većim Reynoldsovim brojevima obzirom da nije namijenjen za upotrebu u letećim krilima.

Polare odnosa C_L i C_D aeroprofila Clark Y u odnosu na one aeroprofila MH110 prikazane su grafom 32.



Graf 32 Polare odnosa C_L i C_D aeroprofila Clark Y i MH110

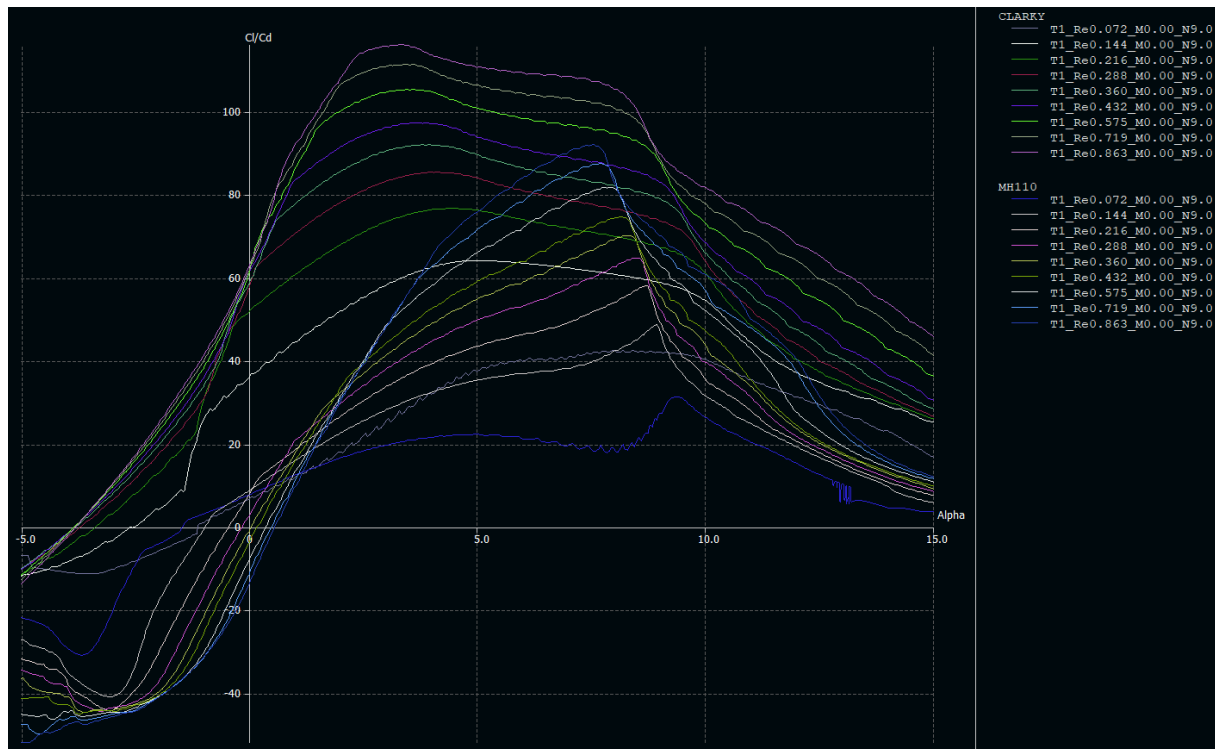
Iz grafa je moguće očitati finese odnosno točke u kojima je omjer C_L i C_D za pripadajući Reynoldsov broj maksimalan. Rezultati očitavanja za aeroprofil Clark Y prikazani su tablicom 16.

Tablica 17 parovi točaka C_L i C_D i finesa za aeroprofil Clark Y

Reynoldsovi brojevi	144.000	216.000	288.000	360.000	432.000	575.000	719.000	863.000
C_L	0,956	0,922	0,850	0,830	0,780	0,837	0,775	0,810
C_D	0,015	0,012	0,010	0,009	0,008	0,008	0,007	0,007
$\frac{C_L}{C_D}$	63,74 (64)	76,83 (77)	85,00 (85)	92,22 (92)	97,50 (98)	104,63 (105)	110,71 (111)	115,71 (116)

1.3.3 $C_L/C_D=f(\alpha)$ [Clark Y]

Rezultati dobiveni tablicom 7 moraju približno odgovarati finesama iz krivulja ovisnosti $(C_L/C_D)_{max}$ o napadnom kutu α prikazanih grafom 33.



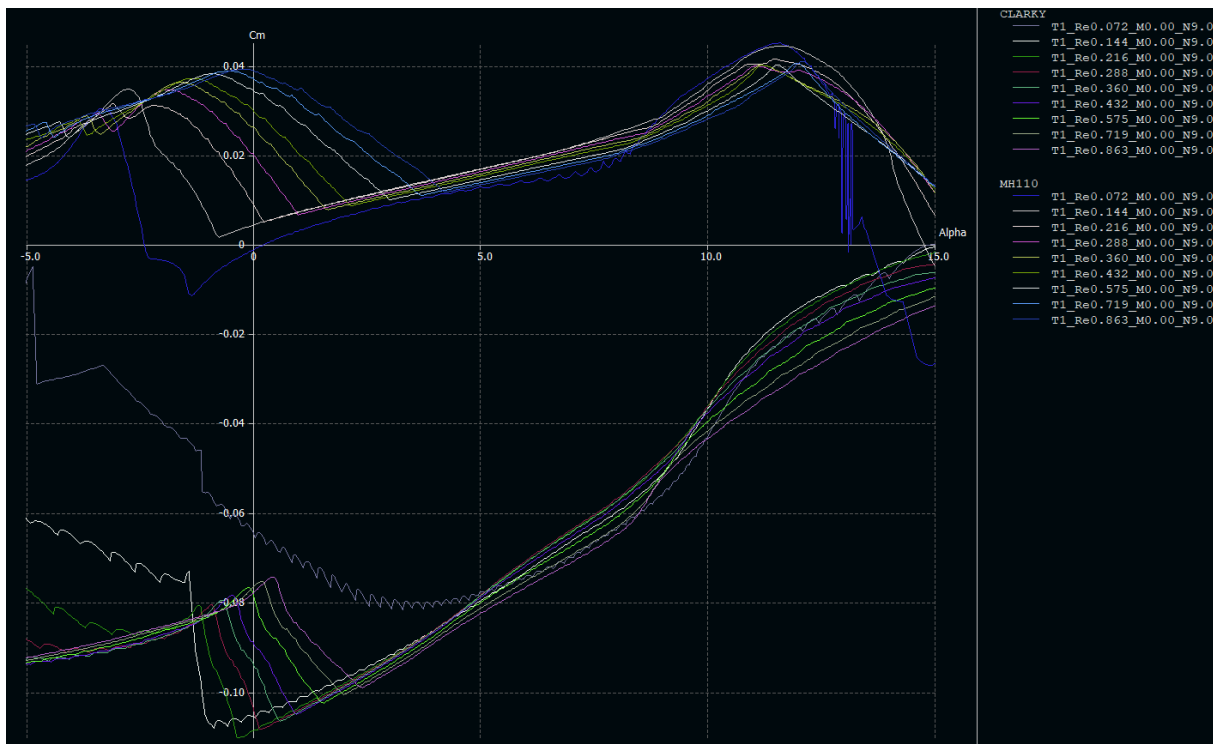
Graf 33 Krivulje ovisnosti $(C_L/C_D)_{max}$ o napadnom kutu α [Clark Y i MH110]

Uz krivulje aeroprofila Clark Y, prikazane su i krivulje aeroprofila MH110 kako bi se lakše uočile naizgled veće prednosti aeroprofila Clark Y nad aerofilom MH110.

Iz grafa je moguće primijetiti kako su finese aeroprofila Clark Y veće, te kako se iste postižu pri manjim napadnim kutevima nego što je to slučaj kod aeroprofila MH110. Također, vidljivo je kako se finese aeroprofila Clark Y približno podudaraju s onima izračunatima u dijelu 3.3.3.

1.3.4 $C_M=f(\alpha)$ [Clark Y]

Obzirom da se radi o aerofilu namijenjenom konvencionalnim zrakoplovima koji podrazumijevaju uravnoteženje momenta koje generira krilo pomoću repne sekcije; koeficijenta momenta u ovisnosti o napadnom kutu biti će negativan za cijeli interval napadnih kuteva za koje je aerofil testiran. Izgled krivulja ovisnosti C_M o α prikazan je grafom 34.



Graf 34 Krivulje ovisnosti C_M o α – Clark Y i MH 110

Osim krivulja aeroprofila Clark Y, grafom 34 su prikazane i krivulje aeroprofila MH110. Vidljivo je kako je C_M aeroprofila Clark Y negativan duž cijelog raspona napadnih kutova i ni u jednom trenutku ne postaje pozitivan kao što je to bio slučaj s do sada analiziranim aeroprofilima. Spomenuta karakteristika aeroprofil Clark Y čini neadekvatnim za upotrebu u letećem krilu bez određenih preinaka.

Alternativno rješenje za eksploataciju aeroprofila Clark Y jest ugradnja upravljačkih površina uz *reflex*, međutim takvo rješenje generira veći otpor a ujedno i mijenja kompletnu aerodinamiku krila.

Kao što je ranije u radu spomenuto, osim *reflexom*, problem nedostatka momenta repne sekcije moguće je riješiti velikim upravljačkim površinama. Međutim, velikom promjenom geometrije aeroprofila odnosno krila, aerodinamičke karakteristike istih neće biti jednake onima dobivenim analizom u programu XFLR5

METAPODACI

Naslov rada: Projektiranje VTOL letećeg krila za dostavu seruma na teško dostupna područja

Student: Filip Kašuba

Mentor: doc. dr. sc. Tomislav Radišić

Naslov na drugom jeziku (engleski): Design of a VTOL Flying Wing for Serum Delivery to Hard to Reach Areas

Povjerenstvo za obranu:

- prof. dr. sc. Doris Novak predsjednik
- doc. dr. sc. Tomislav Radišić mentor
- dr. sc. Jurica Ivošević član
- prof. dr. sc. Tino Bucak zamjena

Ustanova koja je dodijelila akademski stupanj:

Fakultet prometnih znanosti Sveučilišta u Zagrebu

Zavod: Zavod za aeronautiku

Vrsta studija: Diplomski

Studij: Aeronautika

Datum obrane završnog rada: rujna, 2018.



Sveučilište u Zagrebu
Fakultet prometnih znanosti
10000 Zagreb
Vukelićeva 4

IZJAVA O AKADEMSKOJ ČESTITOSTI I SUGLASNOST

Izjavljujem i svojim potpisom potvrđujem kako je ovaj _____ diplomski rad
isključivo rezultat mog vlastitog rada koji se temelji na mojim istraživanjima i oslanja se na
objavljenu literaturu što pokazuju korištene bilješke i bibliografija.

Izjavljujem kako nijedan dio rada nije napisan na nedozvoljen način, niti je prepisan iz
necitiranog rada, te nijedan dio rada ne krši bilo čija autorska prava.

Izjavljujem također, kako 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 _____ diplomskog rada
pod naslovom **Projektiranje VTOL letećeg krila za dostavu seruma na teško**

dostupna područja

na internetskim stranicama i repozitoriju Fakulteta prometnih znanosti, Digitalnom akademskom
repozitoriju (DAR) pri Nacionalnoj i sveučilišnoj knjižnici u Zagrebu.

U Zagrebu, 17.9.2018 _____

Student/ica:

(potpis)