

Proračun karakteristika uzdužne stabilnosti aviona Diamond DA40 D

Cvek Šekuljica, Ian

Undergraduate thesis / Završni rad

2020

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:119:919518>

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

Download date / Datum preuzimanja: **2024-04-16**



Repository / Repozitorij:

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



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI

Ian Cvek Šekuljica

**PRORAČUN KARAKTERISTIKA UZDUŽNE
STABILNOSTI AVIONA DIAMOND DA40 D**

ZAVRŠNI RAD

Zagreb, 2020.

Zagreb, 12. travnja 2020.

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

ZAVRŠNI ZADATAK br. 5574

Pristupnik: **Ian Cvek Šekuljica (0135248510)**
Studij: **Aeronautika**
Smjer: **Pilot**
Usmjerenje: **Civilni pilot**

Zadatak: **Proračun karakteristika uzdužne stabilnosti aviona Diamond DA40 D**

Opis zadatka:

Objasniti teorijsku podlogu stabilnosti i upravljivosti aviona. Navesti čimbenike i parametre o kojima zavise stabilnost i upravljivost aviona. Ukratko opisati avion Diamond DA40 D i navesti njegove karakteristike, pogotovo one koje su značajne za stabilnost i upravljivost.

Napraviti proračun zavisnosti koeficijenta momenta oko težišta aviona o napadnom kutu. Proračunati utjecaj pozicije težišta na karakteristiku stabilnosti, položaj težišta pri tome mijenjati u dopuštenom rasponu. Odrediti utjecaj otklona elevatora na stabilnost aviona.

Rezultate prikazati tablično i grafički. Izvesti zaključke.

Mentor:

Predsjednik povjerenstva za
završni ispit:

mr. sc. Davor Franjković, v. pred.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI

ZAVRŠNI RAD

**PRORAČUN KARAKTERISTIKA UZDUŽNE
STABILNOSTI AVIONA DIAMOND DA40 D**

**CALCULATION OF LONGITUDINAL
STABILITY CHARACTERISTICS OF
DIAMOND DA40 D AIRCRAFT**

Mentor: mr.sc. Davor Franjković

Student: Ian Cvek Šekuljica

JMBAG: 0135248510

Zagreb, rujan 2020.

SAŽETAK

Stabilnost i upravljivost zrakoplovu omogućuju stabilan let pri određenom režimu leta te odziv na željenu pilotovu namjeru pri pomicanju upravljačke palice. Analizirane su karakteristike važne za uzdužnu stabilnost zrakoplova Diamond DA40 D koje su preuzete iz priručnika zrakoplova napisanog od strane proizvođača Diamond. Nakon analize karakteristika i bitnih vrijednosti za stabilnost, te iz navedenih uvjeta i jednadžbi za uzdužnu stabilnost zrakoplova, proračunata je uzdužna stabilnost zrakoplova Diamond DA40 D za određene pozicije centra gravitacije, odnosno pozicije težišta. Također, opisano je ponašanje zrakoplova pri specifičnim pozicijama težišta, te potencijalne opasnosti pri nekim pozicijama težišta. U samom proračunu i zaključku, što je vidljivo iz tabličnih i grafičkih prikaza, usporedit će se proračunate karakteristike uzdužne stabilnosti zrakoplova Diamond DA40 D sa nekim već poznatim proračunatim karakteristikama nekog drugog zrakoplova.

KLJUČNE RIJEČI: stabilnost; upravljivost; Diamond DA40 D; pozicija težišta; proračun uzdužne stabilnosti

SUMMARY

Stability and control allow the aircraft to fly stable in a certain flight regime, and respond to the desired pilot's intention when moving the steering wheel. The characteristics important for the longitudinal stability of the Diamond DA40 D aircraft, which were taken from the aircraft flight manual, written by the manufacturer Diamond, were analyzed. After the analysis of the characteristics and essential values for stability, from the conditions and equations for the longitudinal stability of the aircraft, longitudinal stability of the Diamond DA40 D aircraft was calculated for certain positions of the center of gravity. Also, the behavior of the aircraft at specific center of gravity positions is described, as well as the potential hazards at some center of gravity positions. In the calculation and conclusion, which is evident from the tabular and graphical representations, the calculated longitudinal stability characteristics of the Diamond DA40 D aircraft will be compared with some already known calculated characteristics of another aircraft.

KEY WORDS: stability; control; Diamond DA40 D; position of center of gravity; longitudinal stability calculation

SADRŽAJ

1. UVOD	1
2. STABILNOST I UPRAVLJIVOST	3
2.1. STATIČKA STABILNOST	3
2.2. DINAMIČKA STABILNOST	5
2.3. UVJETI UZDUŽNE STATIČKE STABILNOSTI	8
3. POZICIJA TEŽIŠTA	12
3.1. ODREĐIVANJE POZICIJE TEŽIŠTA ZRAKOPLOVA	12
3.2. NEUTRALNA TOČKA	13
3.3. STATIČKA REZERVA ILI MARGINA	15
3.4. UTJECAJ POZICIJE TEŽIŠTA NA UZDUŽNU STABILNOST	17
3.5. UTJECAJ OTKLONA ELEVATORA NA UZDUŽNU STABILNOST	19
4. KARAKTERISTIKE ZRAKOPLOVA DIAMOND DA40 D	25
4.1. GEOMETRIJSKE KARAKTERISTIKE	26
4.2. AERODINAMIČKE KARAKTERISTIKE ZRAKOPLOVA	28
4.3. PERFORMANSE ZRAKOPLOVA	29
5. PRORAČUN UZDUŽNE STABILNOSTI	30
ZAKLJUČAK	39
Literatura	40
Popis slika	41
Popis tablica	42

1. UVOD

Stabilnost i upravljivost zrakoplova jedni su od glavnih parametara koji moraju biti uzeti u obzir pri projektiranju i dizajniranju zrakoplova. Ovaj završni rad govori o osnovama stabilnosti i upravljivosti zrakoplova sa naglaskom na uzdužnu stabilnost i njene uvjete. Diamond DA40 D je zrakoplov za koji su uzeti bitni podaci, odnosno karakteristike za proračun uzdužne stabilnosti.

Sposobnost zrakoplova da se nakon poremećaja iz ravnoteže vrati u prvobitni položaj naziva se stabilnost zrakoplova. Stabilnost zrakoplova u stvarnom vremenu konkretno znači da se zrakoplov može stabilizirati u određenom režimu leta koji je određen nekim specifičnim napadnim kutom leta. Pojam upravljivosti zrakoplova ukratko znači određena vrsta odziva zrakoplova na određeni namjenski pomak upravljačkih površina pri pomaku upravljačke palice. Svrha završnog rada jest prikazati i analizirati nužne uvjete uzdužne stabilnosti zrakoplova uz promatranje bitnih parametara za stabilnost zrakoplova. Cilj je završnog rada na temelju analize uvjeta uzdužne stabilnosti te iz prikazanih podataka i vrijednosti bitnih za uzdužnu stabilnost zrakoplova, rezultata dobivenih proračunom uzdužne stabilnosti, odrediti u konačnici bitne karakteristike uzdužne stabilnosti zrakoplova Diamond DA40 D. Naslov završnog rada je: Proračun karakteristika uzdužne stabilnosti aviona Diamond DA40 D. Rad je podijeljen u šest cjelina:

1. Uvod
2. Stabilnost i upravljivost
3. Pozicija težišta
4. Karakteristike zrakoplova Diamond DA40 D
5. Proračun uzdužne stabilnosti
6. Zaključak

U drugom su poglavlju opisani pojmovi stabilnosti i upravljivosti tijela, te njihove vrste. Također, dani su primjeri za svaku vrstu stabilnosti. Navedeni su i potrebni uvjeti longitudinalne ravnoteže i statičke stabilnosti.

Određivanje pozicije težišta, te kako i na koji način ono utječe na samu stabilnost zrakoplova opisano je u trećem poglavlju. Također, objašnjeni su pojmovi statičke margine i neutralne točke zrakoplova. Uz sve to opisan je i utjecaj otklona elevatora na samu poziciju težišta, a samim time i na uzdužnu stabilnost zrakoplova te ponašanje zrakoplova pri specifičnim pozicijama centra gravitacije zrakoplova.

Četvrto poglavlje obuhvaća pojedine karakteristike zrakoplova Diamond DA40 D, kao na primjer: geometrijske karakteristike, aerodinamičke karakteristike i performanse zrakoplova. Uz to, ukratko je opisana povijest i razvoj linije DA 40, te su dane pojedine zanimljivosti o samom zrakoplovu.

U petom poglavlju proračunata je uzdužna stabilnost zrakoplova Diamond DA40 D, te su rezultati prikazani u tabličnom i grafičkom obliku. Proračunati su i bitni parametri za sam proračun, kao i neke geometrijske karakteristike koje se ne vide direktno iz priloženih slika. Prikazan je i dozvoljeni raspon pozicije težišta iz kojeg su odabrane različite vrijednosti pozicije težišta pri proračunu uzdužne stabilnosti.

U zaključku će se sažeti i ponoviti najbitnije teze završnog rada. Dati će se osvrt na proračun i dobivene karakteristike uzdužne stabilnosti zrakoplova Diamond DA40 D. Dobiveni podaci će se usporediti sa već nekim poznatim i proračunatim karakteristikama uzdužne stabilnosti sličnih zrakoplova.

2. STABILNOST I UPRAVLJIVOST

Općenito, stabilnost je svojstvo nekoga mehaničkog, tehničkog ili drugog sustava da samostalno održava, uspostavlja, odnosno vraća cjelokupan sustav u prvobitno stanje, stanje ravnoteže, u kojem se sustav nalazio prije uzroka koji je tu ravnotežu poremetio. Stabilnost zrakoplova je svojstvo zrakoplova, odnosno tendencija zrakoplova da se nakon poremećaja vrati u prijašnje stanje ravnoteže, što bi u tom slučaju bio ravnotežan ili horizontalan let bez ikakvih radnji ili akcija posade zrakoplova. Postoje dvije vrste stabilnosti, a to su: statička i dinamička stabilnost. Obje su detaljnije opisane u narednom potpoglavlju. Upravljivost zrakoplova je svojstvo zrakoplova da reagira na određen način u promjeni položaja, pri pomicanju kontrolnih površina od strane pilota [1] [2].

2.1. STATIČKA STABILNOST

Statička stabilnost je tendencija nekog sustava koju ono pokazuje nakon što je sustav izbačen iz ravnotežnog položaja djelovanjem neke vanjske sile. Dakle, statička stabilnost zrakoplova je tendencija zrakoplova koju zrakoplov pokazuje nakon što je izbačen iz ravnotežnog položaja.

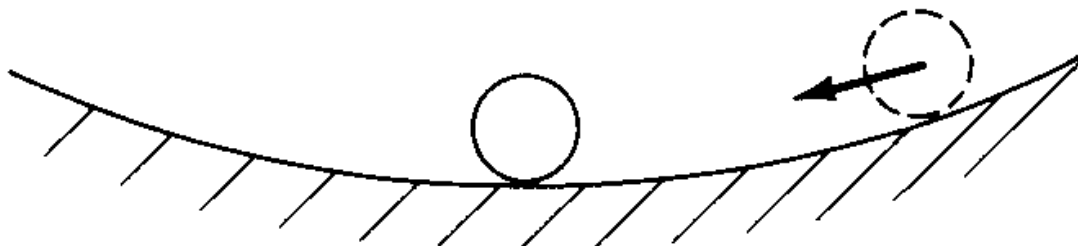
Prema tome zrakoplov može biti:

- a) statički stabilan, odnosno zrakoplov ima tendenciju vraćanja u ravnotežni položaj,
- b) statički nestabilan, gdje zrakoplov nakon poremećaja nastavlja gibanje u smjeru poremećaja, te nema tendenciju vraćanja u prvobitno stanje, stanje ravnoteže,
- c) statički neutralan, zrakoplov pokazuje tendenciju ostajanja u novom položaju izazvanom poremećajem utjecajem vanjske sile.

Svaku gore navedenu vrstu statičke stabilnosti, nestabilnosti, odnosno statičke neutralnosti može se opisati sa kuglicom na tri različite površine.

Ako želimo opisati statičku stabilnost nekog sustava pomoću kuglice, kao što je prikazano na Slici 1., kuglica je smještena na jednoj konkavnoj površini, odnosno udubljenoj površini sa kuglicom u stanju mirovanja, tj. njenom ravnotežnom položaju u tom sustavu. Ako se utjecajem vanjske sile kuglica pomakne u jednu stranu i pusti, ona će imati tendenciju vraćanja u ravnotežno stanje, prvobitni položaj u kojem se nalazila. Kaže se da je tada kuglica statički stabilna. Pa je zaključak slijedeći:

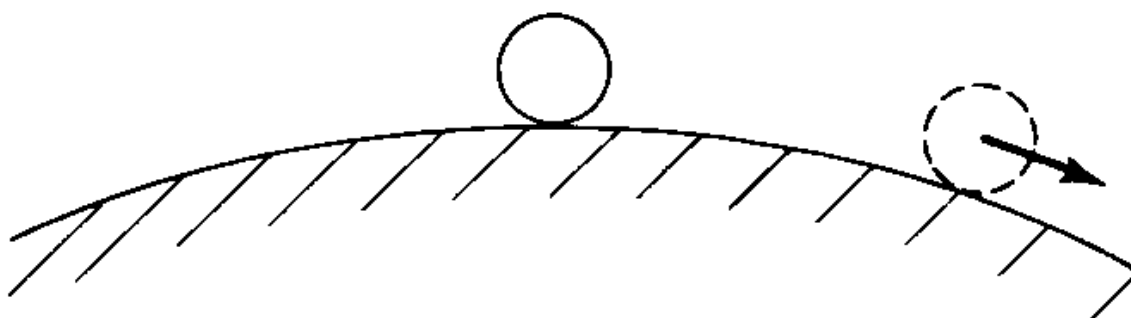
- Ako sile i momenti koji djeluju na neko tijelo uzrokovani vanjskim utjecajem neke sile, odnosno poremećajem, teže vratiti tijelo u njegov prvobitni položaj ravnoteže, kaže se da je tijelo statički stabilno i da ono ima pozitivnu statičku stabilnost.



Slika 1. Primjer pozitivne statičke stabilnosti, [1]

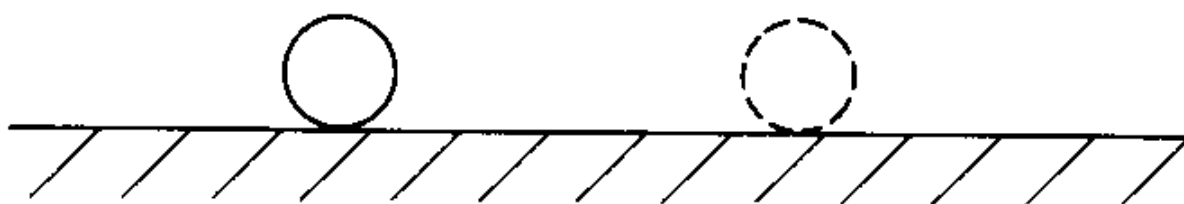
Statički nestabilan sustav također možemo opisati pomoću zamišljene kuglice na nekoj površini, međutim ovoga puta kuglica se nalazi na jednoj konveksnoj ili ispupčenoj površini u stanju mirovanja, odnosno ravnoteže. U tom položaju suma svih momenata i sila jednaka je nuli, te će kuglica mirovati. Međutim, ako se kuglica pomakne iz ravnotežnog položaja na bilo koju stranu poremećaj će biti sve veći, te se kuglica nikad neće vratiti samostalno u ravnotežni položaj, kao što je prikazano na Slici 2. Takav sustav je statički nestabilan sustav, pa vrijedi:

- Ako je suma sila i momenata takva da tijelo ima tendenciju nastavka kretanja dalje od svog ravnotežnog položaja, nakon što je pomaknuto iz njega, tijelo je statički nestabilno, pa kažemo da ima negativnu statičku stabilnost.



Slika 2. Primjer negativne statičke stabilnosti, [1]

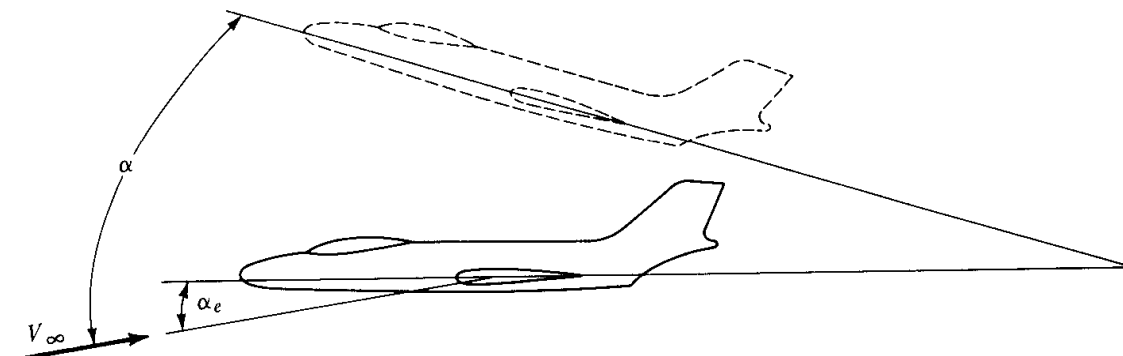
Neutralna statička stabilnost također može biti opisana sa kuglicom, ovaj puta na horizontalnoj površini, kao što je prikazano na Slici 3., gdje je suma sila i momenata kuglice jednaka nuli, te se kuglica nalazi u stanju ravnoteže. Ako se djelovanjem neke vanjske sile kuglica pomakne u neku stranu, te ostane na novoj poziciji i nema tendenciju vraćanja na početni položaj niti ima tendenciju daljnjeg kretanja od svog prvobitnog ravnotežnog položaja, već ona na novoj poziciji miruje, odnosno suma sila i momenata je na novoj poziciji jednaka nuli, te se kuglica nalazi u stanju ravnoteže samo na novoj poziciji. Takav sustav nazivamo statički neutralnim sustavom [1].



Slika 3. Primjer neutralne statičke stabilnosti, [1]

2.2. DINAMIČKA STABILNOST

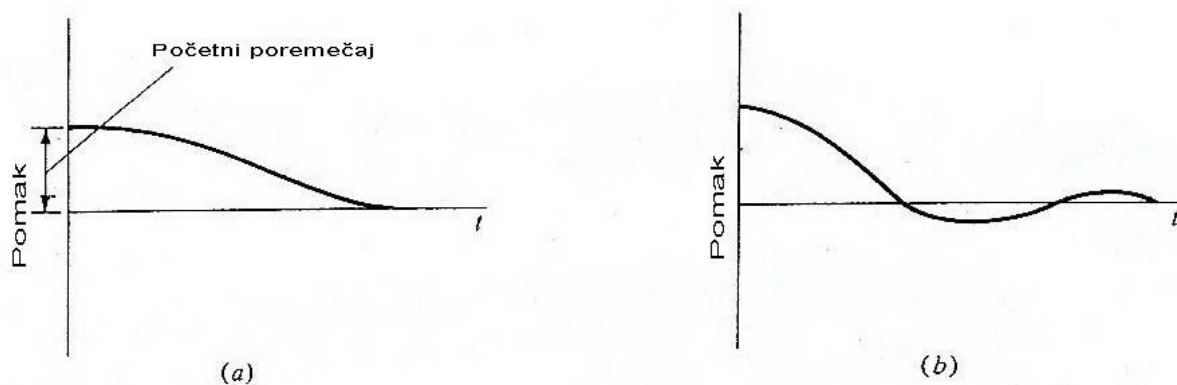
Općenito, dinamička stabilnost se bavi vremenom kretanja nekog tijela od trenutka kada je na to tijelo djelovao neki poremećaj, odnosno vanjska sila koja je izbacila tijelo iz ravnotežnog položaja. Na primjer, može se promatrati zrakoplov koji leti pod napadnim kutom α_e takvim da je suma svih sila i momenata oko točke centra gravitacije jednaka nuli. Tada je zrakoplov u ravnotežnom stanju pri napadnom kutu α_e ; u ovakvoj situaciji zrakoplov je pod napadnim kutom α_e u ravnotežnom stanju te se taj kut naziva napadnim kutom ravnoteže. Nadalje, promatra se situacija u kojoj je zrakoplov pomaknut iz stanja ravnoteže nekom vanjskom silom, recimo da je to udar vjetrova, zrakoplov se tada nalazi na novom napadnom kutu α kao što je prikazano na Slici 4.



Slika 4. Poremećaj ravnotežnog napadnog kuta zrakoplova, [1]

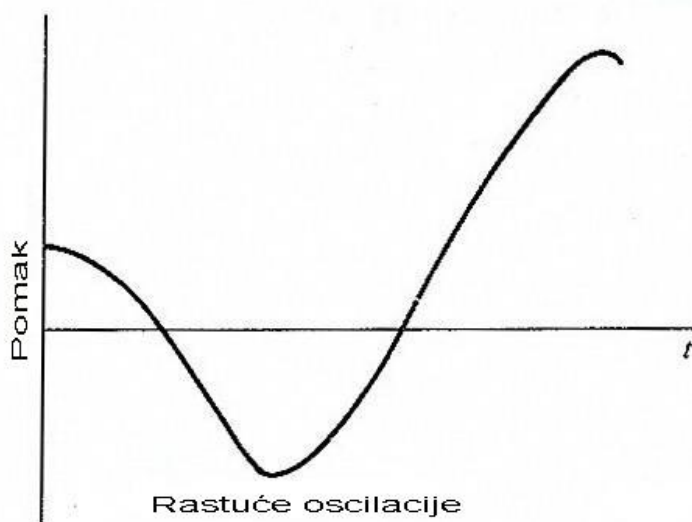
Dakle, zrakoplov je sada pomaknut longitudinalno za $\alpha - \alpha_e$ te promatrajući taj pomak izazvan npr. prije spomenutim udarom vjetra, može se opisati trenutačni pomak u vremenu gdje je longitudinalni pomak $\alpha - \alpha_e$ dana funkcija vremena t . Za $t = 0$ amplituda pomaka od ravnotežnog položaja jednaka je onoj koju je uzrokovao udar vjetra u tom danom trenutku. Ako je zrakoplov statički stabilan on će težiti ka tome da se vrati u stanje ravnoteže, što znači da će se onda $\alpha - \alpha_e$ postepeno smanjivati, te će se zrakoplov nakon nekog vremena jednolično vratiti u ravnotežno stanje. Takav pomak se naziva aperiodičan pomak. Alternativno, zrakoplov pri težnji povratka u ravnotežni položaj može preskočiti prvobitno stanje ravnoteže, ili u ovom slučaju ravnotežni napadni kut α_e te se nakon više oscilacija vratiti u prvobitni položaj ravnoteže. Takav pomak naziva se prigušena oscilacija. U oba slučaja zrakoplov je statički stabilan te se naposljetku vrati u svoje stanje ravnoteže nakon određenog vremenskog intervala, kao što je prikazano na Slici 5. Ova dva opisana slučaja su primjeri dinamičke stabilnosti zrakoplova, pa se zaključuje:

- Tijelo je dinamički stabilno ako se bez ikakvih vanjskih ili drugih implikacija, samostalno vrati i ostane u ravnotežnom stanju nakon određenog perioda vremena.



Slika 5. Primjeri dijagrama ovisnosti amplitude poremećaja od vremena dinamički stabilnih tijela: a) aperiodičan pomak i b) prigušene oscilacije, [1]

Sa druge strane, nakon inicijalne reakcije statičke stabilnosti, zrakoplov može oscilirati sa postepenim povećanjem amplitude poremećaja od stanja ravnoteže. Kako je prikazano na Slici 6., kod ovakve situacije zrakoplov se u jednom ili više trenutaka vrati u početno stanje, odnosno stanje ravnoteže, ali mu se amplituda poremećaja konstantno povećava sa vremenom. U ovom slučaju zrakoplov je dinamički nestabilan, iako je statički stabilan. Također, moguće je da zrakoplov nakon poremećaja od početnog stanja ravnoteže nastavi oscilirati jednakom amplitudom cijelo vrijeme, tada bi zrakoplov bio dinamički neutralan.

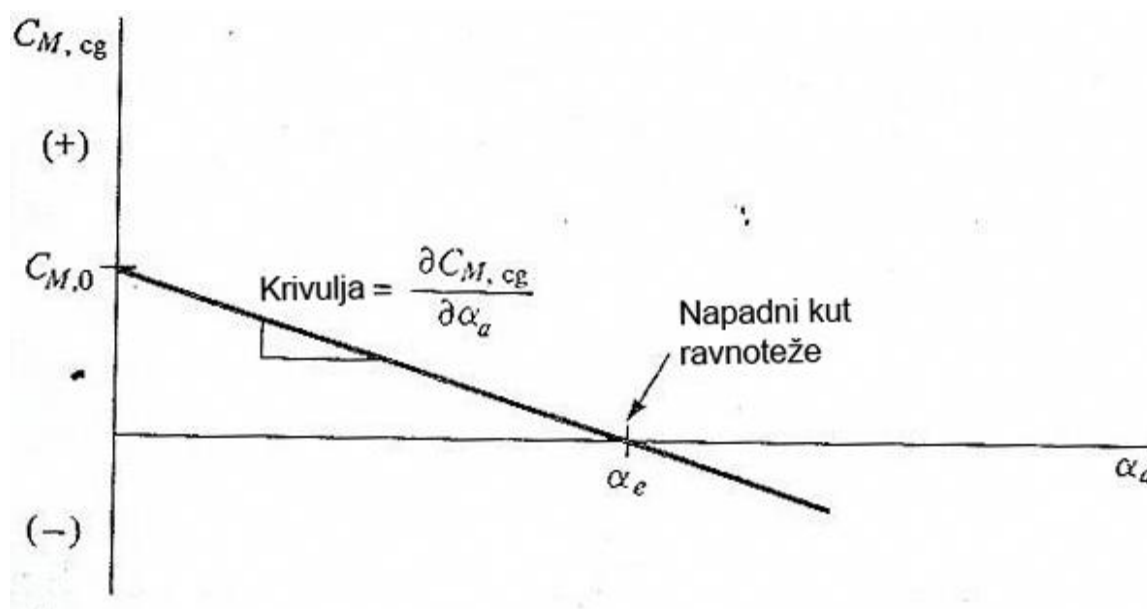


Slika 6. Dijagram ovisnosti amplitude poremećaja od vremena kod dinamički nestabilnih tijela, [1]

Važno je napomenuti da kod gore navedenih primjera dinamički stabilan zrakoplov mora uvijek biti statički stabilan. Iako, statička stabilnost nije dovoljna da osigura dinamičku stabilnost. Statička stabilnost je uobičajeno prva karakteristika stabilnosti zrakoplova koja se uzima u obzir pri konstruiranju i izgradnji samog zrakoplova, ona je od velike važnosti za konvencionalne zrakoplove [1].

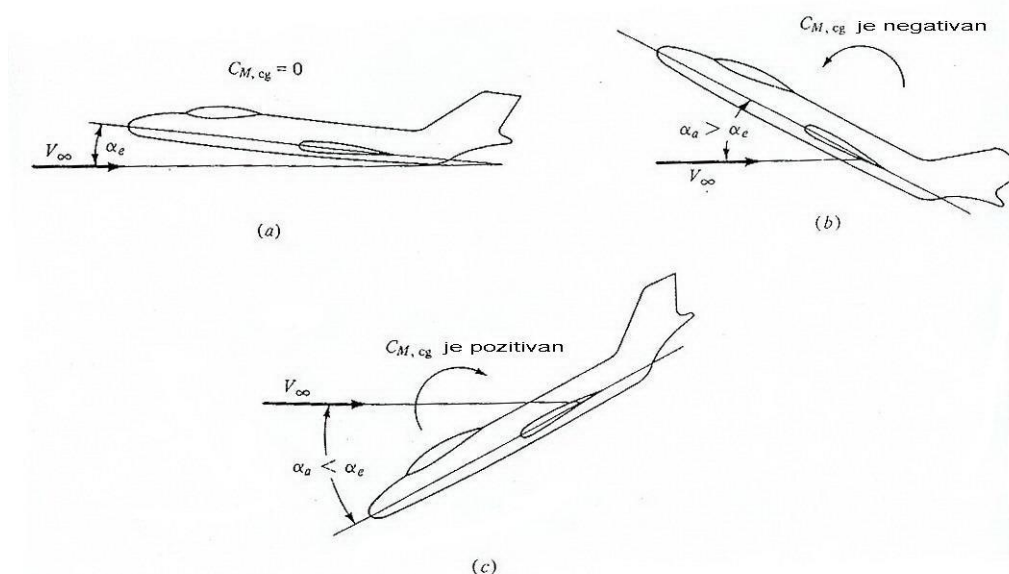
2.3. UVJETI UZDUŽNE STATIČKE STABILNOSTI

Statička stabilnost i kontrola zrakoplova oko sve tri osi uobičajeno su najbitnije stavke pri dizajniranju klasičnih konvencionalnih zrakoplova. U ovom djelu razmatrat će se samo uzdužna stabilnost zrakoplova, odnosno zakretanje zrakoplova oko svoje poprečne ili lateralne osi, odnosno propinjanje i poniranje zrakoplova. Uzdužna stabilnost zrakoplova je ujedno i najbitnija statička stabilnost pri: dizajniranju zrakoplova, testiranju zrakoplova u zračnom tunelu i u istraživanju u letu. Uglavnom, uzdužna stabilnost zrakoplova zaslužuje više pažnje u odnosu na poprečnu stabilnost ili stabilnost zrakoplova po smjeru. Zamišlja se kruti zrakoplov sa fiksiranim kontrolama, npr. elevator je u nekom nepomičnom zadanom položaju. Smatra se da je zrakoplov testiran u zračnom tunelu ili slobodnom letu, te je mjerena ovisnost momenta centra gravitacije M_{cg} sa napadnim kutom. Ovisnost je ilustrirana na Slici 7., gdje je skicirana ovisnost koeficijenta momenta centra gravitacije $C_{M,cg}$ sa napadnim kutom α_a . Za većinu konvencionalnih zrakoplova, linija je skoro linearna, kao što je prikazano na Slici 7. vrijednost koeficijenta momenta centra gravitacije $C_{M,cg}$ pri nultom uzgonu (gdje je $\alpha_a = 0$) je naznačeno sa $C_{M,0}$. vrijednost α_a pri $C_{M,cg} = 0$ naznačeno je sa α_e , taj napadni kut nazivamo ravnotežni ili trimovani napadni kut.



Slika 7. Krivulja koeficijenta momenta sa negativnim nagibom, [1]

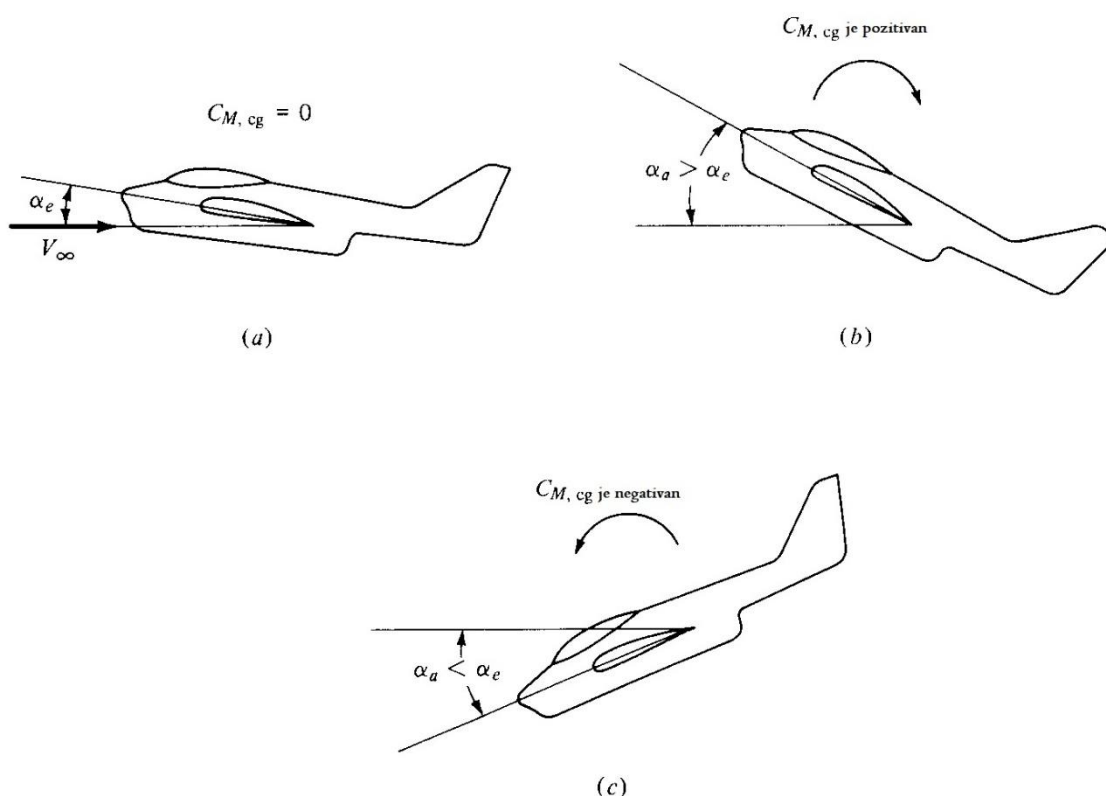
Promatra se zrakoplov u ravnotežnom letu, pri ravnotežnom napadnom kutu ili već prije spomenutom trimovanom napadnom kutu kao što je prikazano na Slici 8.a. Odjednom, udar vjetra zrakoplov izbaci iz svojeg prvobitnog ravnotežnog stanja te mu momentalno promjeni napadni kut. Postoje dvije mogućnosti nakon tog događaja: povećanje ili smanjenje napadnog kuta α_a . Ako je zrakoplov propeo zbog udara vjetra, kako je prikazano na Slici 8.b, onda je $\alpha_a > \alpha_e$. Pri tom uvjetu moment oko centra gravitacije je negativan (suprotan od kazaljke na satu), te ima tendenciju spuštanja nosa zrakoplova nakon smetnje udara vjetra. Dakle, prema Slici 8.b, zrakoplov će imati tendenciju vraćanja u svoj prvobitni položaj ravnoteže nakon udara vjetra i remećenja njegova ravnotežnog stanja. Sa druge strane, ako je poniranje zrakoplova bio rezultat udara vjetra, kao što je prikazano na Slici 8.c, onda je odnos napadnog kuta i ravnotežnog napadnog kuta $\alpha_a < \alpha_e$. U ovom slučaju, moment oko centra gravitacije biti će pozitivan (u smjeru kazaljke na satu), te će zrakoplov uslijed toga imati tendenciju podizanja nosa i vraćanja u ravnotežni položaj. U oba slučaja zrakoplov ima tendenciju vraćanja u prvobitni ravnotežni položaj, što definira uvjet statičke stabilnosti.



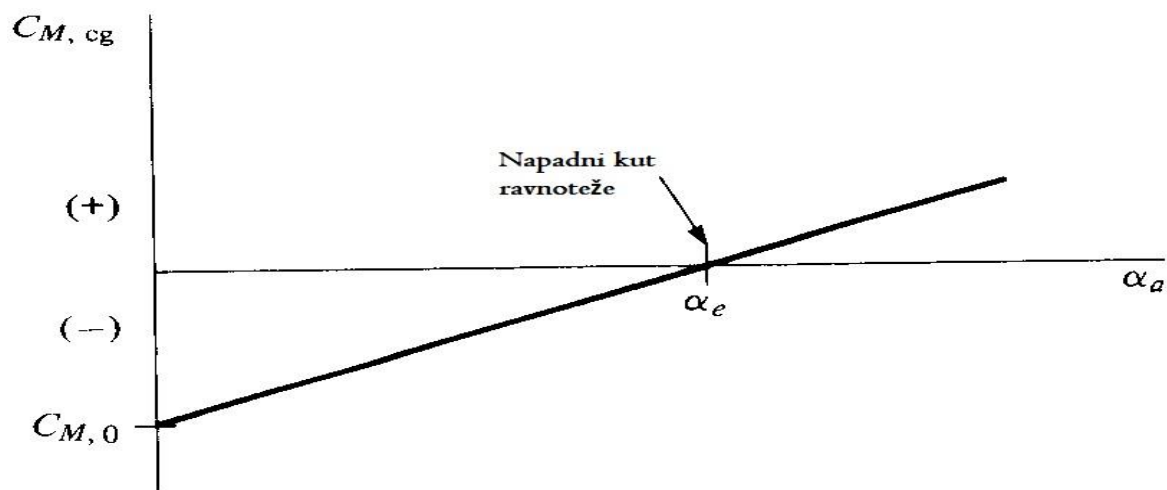
Slika 8. Prikaz statičke stabilnosti: (a) zrakoplov u položaju ravnoteže (b) nos zrakoplova je pomaknut gore nekim poremećajem (c) nos zrakoplova je pomaknut prema dolje nekim poremećajem, [1]

Nadalje, zaključak je da zrakoplov koji ima odnos koeficijenta momenta centra gravitacije $C_{M, cg}$ sa napadnim kutom α_a kao što je prikazan na Slici 8. je statički stabilan. Dakle vrijednost $C_{M, 0}$

je pozitivna, a nagib krivulje, $\partial C_{M,cg}/\partial \alpha$ negativan. Ovdje se koristi parcijalna derivacija za ispravno prikazivanje nagiba koeficijenta momenta krivulje. Derivacija $\partial C_{M,cg}/\partial \alpha$ simbolizira trenutačnu stopu promjene $C_{M,cg}$ u odnosu na α_a , kada su sve druge varijable konstantne. Promatra se neki drugačiji zrakoplov, s promjenom $C_{M,cg}$ kao što je prikazano na Slici 9.b. pretpostavka je da zrakoplov leti na napadnom kutu α_a , te da je to stanje poremećeno udarom vjetra koji diže nos zrakoplova prema gore. U tom slučaju je $\alpha_a > \alpha_e$, te će prema Slici 9. to rezultirati pozitivnim momentom koji će djelovati na taj način da će podizati nos aviona još više prema gore, sve dalje od svog ravnotežnog položaja. Ako udar vjetra djeluje tako da spušta nos zrakoplova, odnosno da zrakoplov ponire nakon djelovanja udara vjetra, stvara se negativni moment (suprotan smjeru kazaljke na satu) koji će također uzrokovati još veće odstupanje zrakoplova od njegova prvobitnog ravnotežnog položaja. Takav zrakoplov uvijek teži odstupanju od svog ravnotežnog položaja ako je djelovanjem neke vanjske sile iz njega pomaknut. Za takav zrakoplov kaže se da je statički nestabilan. Isto tako, bitno je uočiti iz Slike 10. da je $C_{M,cg}$ negativan, a $\partial C_{M,cg}/\partial \alpha$ pozitivno za takav zrakoplov.



Slika 9. Prikaz statičke stabilnosti: (a) zrakoplov u položaju ravnoteže (b) nos zrakoplova je pomaknut gore nekim poremećajem (c) nos zrakoplova je pomaknut prema dolje nekim poremećajem, [1]



Slika 10. Krivulja koeficijenta momenta sa pozitivnim nagibom, [1]

Za primjer oba zrakoplova, oni lete na napadnim kutovima koji su određeni neakvim intervalom. Interval je određen u odnosu na brzine od V_{STALL} (gdje je α_a najveći) do V_{max} (gdje je α_a najmanji). Vrijednost napadnog kuta ravnoteže α_e mora biti unutar tog definiranog intervala, u suprotnom zrakoplov ne može biti natriman za uravnotežen let. Pretpostavka je da je horizontalni stabilizator u nekom zakočenom položaju: promatra se stabilnost „nepomičnog upravljanja“ ili „stick fixed“.

Kada α_e upada unutar tog određenog intervala napadnih kutova, kaže se da je zrakoplov longitudinalno, odnosno uzdužno uravnotežen.

Zaključuje se sljedeće:

Potrebni kriteriji za longitudinalnu ravnotežu i statičku stabilnost su:

1. $C_{M,0}$ mora biti pozitivan
2. $\partial C_{M,cg} / \partial \alpha$ mora biti negativan

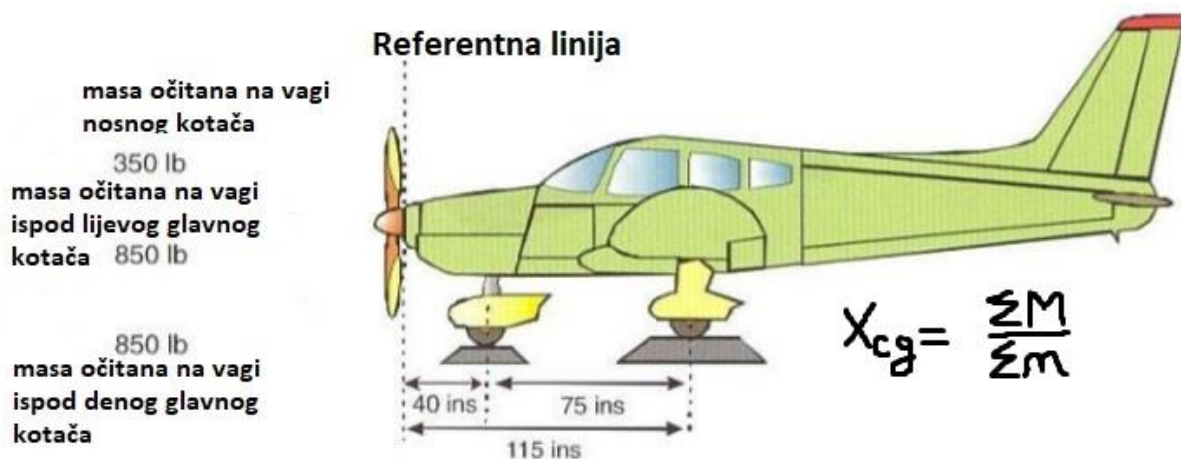
Odnosno, krivulja koeficijenta momenta centra gravitacije $C_{M,cg}$ mora izgledati kao što je prikazano na Slici 7. [1].

3. POZICIJA TEŽIŠTA

Težište tijela je teoretska točka u kojoj se pretpostavlja cjelokupna koncentracija težine određenog tijela. Težište zrakoplova ili centar gravitacije zrakoplova jest točka u kojoj bi se zrakoplov mogao balansirati da je u tom trenutku moguće zaustaviti zrakoplov. Kako pozicija težišta utječe na stabilnost i upravljivost zrakoplova, ono mora pasti unutar određenih granica koje utvrđuje proizvođač zrakoplova. Dakle, pozicija težišta zrakoplova utječe na njegove letačke sposobnosti, odnosno na njegovu uzdužnu stabilnost i upravljivost. Pri prednjoj poziciji težišta zrakoplov će se tijekom leta ponašati drugačije nego kada se težište nalazi na stražnjem djelu, također valja spomenuti da mu performanse neće biti jednake pri navedenim uvjetima. Iz tih razloga proizvođač zrakoplova određuje granične vrijednosti pozicije težišta ili centra gravitacije i to krajnju prednju dozvoljenu poziciju težišta i krajnju zadnju dozvoljenu poziciju težišta [1] [3].

3.1. ODREĐIVANJE POZICIJE TEŽIŠTA ZRAKOPLOVA

Vaganjem zrakoplova proizvođač određuje masu praznog zrakoplova (BEM, *Basic Empty Mass*), te poziciju težišta zrakoplova x_{cg} . Prije samog vaganja trebaju se ispuniti uvjeti vaganja zrakoplova. Zrakoplov mora biti čist, te svi fluidi i tekućine u zrakoplovu moraju biti nadopunjeni do propisane količine. Površina na kojoj se zrakoplov važe mora biti vodoravna, nikako kosa. Zrakoplov mora biti vagan u zatvorenome prostoru, a ne vani na otvorenome iz sljedećeg razloga: ukoliko su na otvorenom atmosferski uvjeti takvi da postoji vjetar ili bilo kakvo strujanje zraka koje bi moglo uzrokovati, odnosno stvoriti uzgon na krilima zrakoplova, imaju direktan utjecaj na samu trenutnu masu zrakoplova, odnosno pokazivanje mase na vagama zbog stvorenog uzgona na krilima. Zrakoplov nakon ulaska u službu mora biti vagan svakih četiri godine od ulaska u službu. Samo određivanje pozicije težišta zrakoplova se obavlja na način da se očita masa sa vage na nosnom kotaču, te mase sa vage na kotačima glavnog podvozja, poznajući krakove, odnosno udaljenosti od referentne linije, očitane mase se množe sa pripadajućim krakovima te se kao rezultat toga dobiju određeni momenti. Sama pozicija težišta odredi se iz odnosa sume momenata i sume masa kao što je prikazano na Slici 11.



Slika 11. Određivanje pozicije težišta vaganjem zrakoplova, [4]

Na malim zrakoplovima i na helikopterima pozicija centra gravitacije, odnosno težišta određuje se kao udaljenost od referentne linije zrakoplova. Kod većih zrakoplova pozicija težišta i njegov dozvoljeni interval se određuju u odnosu na srednju aerodinamičku tetivu krila zrakoplova (MAC, *Mean Aerodynamic Chord*). Stoga, se pozicija težišta može izraziti kao postotak srednje aerodinamičke tetive. Prednja granica pozicije težišta određena je djelotvornošću horizontalnog stabilizatora i elevatora. Zadnja granica određena je potrebnom razinom stabilnosti zrakoplova, te mora biti ispred neutralne točke. Neutralna točka je točka pri kojoj zrakoplov postaje neutralno stabilan, ukoliko se pozicija težišta nalazi u njoj, a postaje nestabilan ako pozicija težišta ode iza neutralne točke. Statička rezerva ili margina je udaljenost pozicije težišta od neutralne točke, nešto detaljnije o statičkoj margini i neutralnoj točki u narednim poglavljima [1] [3] [4].

3.2. NEUTRALNA TOČKA

Promatra se situacija gdje pozicija h , udaljenost pozicije težišta ili pozicije centra gravitacije, te je poziciji h dozvoljeno pomicanje. Prema jednadžbi (1) indicira se da je statička stabilnost snažna funkcija od h . Zapravo, vrijednost $\partial C_{M,cg} / \partial \alpha$ može uvijek biti određena negativnom na taj način da se pravilno postavi centar gravitacije, odnosno pozicija težišta. Postoji jedna specifična pozicija težišta tako da je pri toj poziciji težišta $\partial C_{M,cg} / \partial \alpha = 0$. Vrijednost h pri takvim uvjetima je definirana kao neutralna točka, označena sa h_n . Kada vrijedi da je $h = h_n$, nagib

krivulje koeficijenta momenta je jednak nuli, odnosno nema nagib već je paralelan sa ordinatom koordinatnog sustava kako je opisano jednadžbom (1) gdje je prikazana jednadžba statičke stabilnosti od funkcije h .

$$\frac{\partial C_{M,cg}}{\partial \alpha_a} = a \left[(h - h_{ac_{wb}}) - V_H \frac{a_t}{a} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) \right] \quad (1)$$

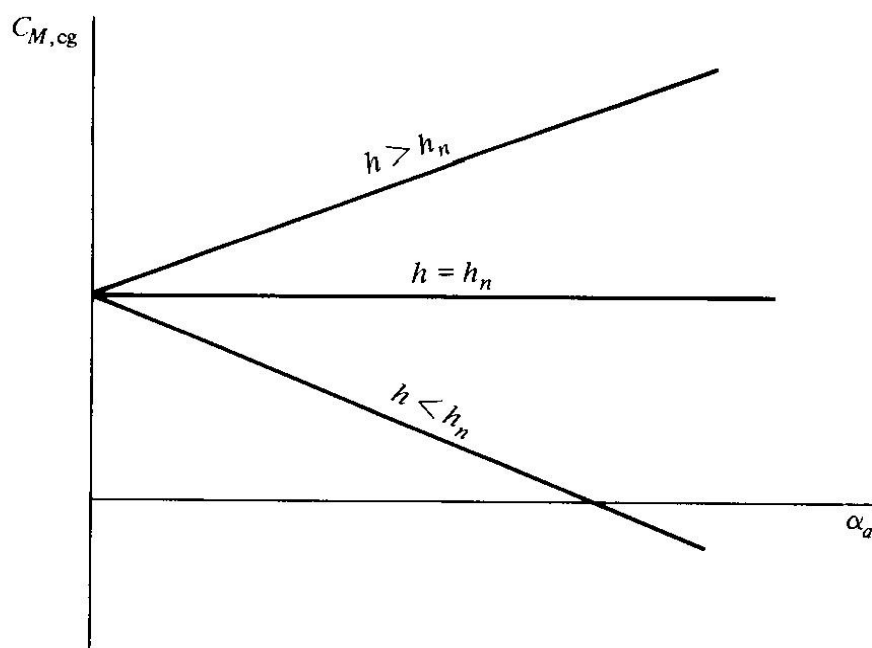
Neutralna točka je fiksna vrijednost i ne ovisi o stvarnoj poziciji težišta zrakoplova h . Koncept neutralne točke je predstavljen kao alternativa kriterija stabilnosti. Jednadžba (2) prikazuje izračun pozicije neutralne točke. Na primjer, iz gore prikazanih jednadžbi vidi se da vrijednost $\partial C_{M,cg}/\partial \alpha$ može biti negativna, jednaka nuli, ili pak pozitivna, ovisno o tome je li pozicija centra gravitacije h manja, jednaka ili veća od pozicije neutralne točke h_n .

$$h_n = h_{ac_{wb}} + V_H \frac{a_t}{a} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) \quad (2)$$

Vrijednost h je mjerena od napadnog brida krila, stoga kada je $h < h_n$ znači da je pozicija težišta ispred pozicije neutralne točke, pri tome alternativni kriterij uzdužne stabilnosti je:

Za longitudinalnu statičku stabilnost, pozicija centra gravitacije mora uvijek biti ispred pozicije neutralne točke.

Važno je prisjetiti se da je definicija aerodinamičkog centra za krilo točka oko koje je djelovanje svih momenata neovisno o napadnom kutu samog krila. Taj koncept može se prenijeti na kompletan zrakoplov razmatrajući graf na Slici 12. Jasno je kada vrijedi $h = h_n$, koeficijent momenta centra gravitacije, $C_{M, cg}$, je neovisan o napadnom kutu. Nadalje, neutralna točka se u tom slučaju može smatrati aerodinamičnim centrom cijelog zrakoplova [1].



Slika 12. Utjecaj pozicije centra gravitacije u odnosu na neutralnu točku na statičku stabilnost, [1]

3.3. STATIČKA REZERVA ILI MARGINA

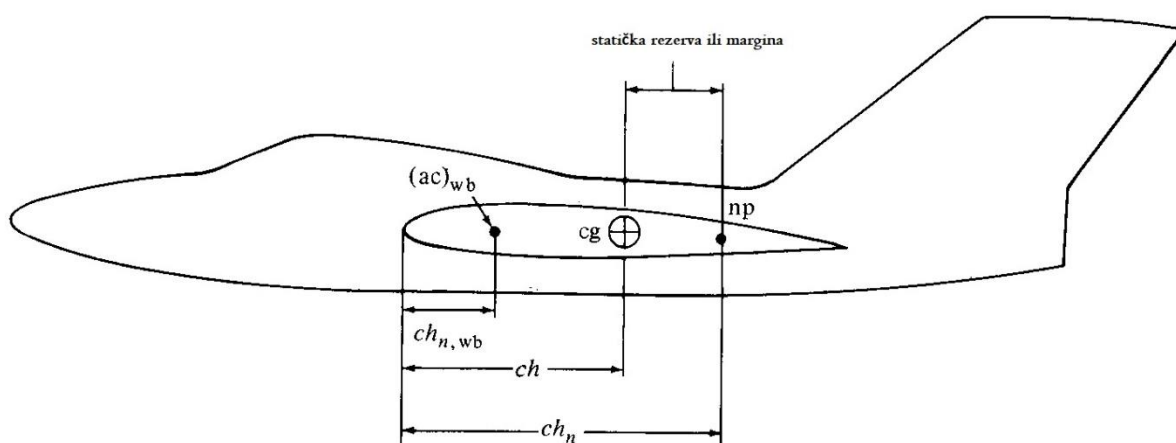
Posljedično prethodno navedenoj jednadžbi (2) slijedi supstitucija iste sa jednadžbom (3), nakon supstitucije i rješavanja tih dviju jednadžbi, kao rezultat dobivamo jednadžbu (4).

$$h_{acwb} = h_n - V_H \frac{a_t}{a} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) \quad (3)$$

Udaljenost koja je označena sa $h_n - h$ definira se kao statička rezerva ili margina te je ilustrirana na Slici 13., gdje se iz priloženog vidi da je zapravo statička rezerva ili margina udaljenost

pozicije težišta od neutralne točke. Statička margina mora biti pozitivna za statičku stabilnost zrakoplova, zapravo što je veća statička rezerva to je zrakoplov stabilniji [1].

$$\frac{\partial C_{M,cg}}{\partial \alpha_a} = a(h - h_n) \quad (4)$$



Slika 13. Ilustracija statičke margine ili rezerve, [1]

3.4. UTJECAJ POZICIJE TEŽIŠTA NA UZDUŽNU STABILNOST

Na početku ove cjeline je rečeno da je težište točka nekog tijela, u ovom slučaju zrakoplova, u kojoj je koncentrirana cjelokupna težina zrakoplova, odnosno nekog tijela. Pozicija težišta ili centar gravitacije ima svoju dozvoljenu prednju i zadnju granicu, odnosno te dvije vrijednosti čine interval u kojem se centar gravitacije zrakoplova mora nalaziti. Međutim, pri različitim pozicijama težišta zrakoplov se različito ponaša u smislu uzdužne ili longitudinalne stabilnosti i upravljivosti. Na poziciju težišta odnosno na pomicanje centra gravitacije zrakoplova mogu utjecati različiti čimbenici, neki od njih su na primjer: potrošnja goriva, izvlačenje ili uvlačenje zakrilaca, izvlačenje ili uvlačenje podvozja, premještanje tereta u zrakoplovu ili kretanje putnika i slično.

Zrakoplov kod kojeg je pozicija težišta smještena na prednjoj granici imati će slijedeće osobine:

- Promjenu napadnog kuta krila, što je znak velike uzdužne stabilnosti zrakoplova, ali je takav zrakoplov teško upravljiv, odnosno ima slabu upravljivost,
- Ako težište prijeđe određenu granicu, pilot čak pri maksimalnom otklonu elevatora, odnosno kormila dubine neće moći dovesti zrakoplov u takvu situaciju, zapravo položaj u kojem bi krilo generiralo najveći koeficijent uzgona potreban za slijetanje, zbog takve situacije takav zrakoplov će pri slijetanju imati veću brzinu od one koju bi trebao imati prema ostalim karakteristikama. Ovakva situacija nije pogodna zbog činjenice da pri povećanoj brzini slijetanja se na izvjestan način ugrožava sigurnost slijetanja. Isto tako, pri polijetanju kada se pozicija centra gravitacije nalazi na prednjoj granici ili se slučajno premaši granica, zrakoplov ima povećanu uzdužnu stabilnost, a smanjenu upravljivost, pri tome ima teži nos u polijetanju te mu je potrebna veća duljina piste za polijetanje, a s time mu raste i brzina sloma uzgona što zahtjeva veću potisnu silu i zalet pri polijetanju. U penjanju zrakoplov će imati manji višak potiska, te će mu potrošnja goriva biti veća, a time uzajamno i smanjen dolet i istrajnost leta. Također, zbog smanjenja viška potiska smanjuje se i plafon leta.

Zrakoplov kod kojeg se pozicija centra gravitacije nalazi na stražnjem djelu imati će slijedeće osobine:

- Sa malim pokretima upravljačke palice zrakoplov će znatno mijenjati napadni kut krila, te se to postiže djelovanjem male sile na upravljačkoj palici zrakoplova. Činjenica je da je to zrakoplov koji ima slabu uzdužnu stabilnost. Međutim, njime je vrlo lako upravljati, u ovom slučaju rukovanje upravljačkom palicom mora biti vrlo nježno, jer naglim pokretom upravljačkom palicom može doći do preopterećenja strukture zrakoplova te do strukturalnih oštećenja, ako ne i lomova same strukture. Suvremeni komercijalni zrakoplovi imaju ugrađene servomehanizme za pokretanje komandnih površina, te imaju posebno ugrađeni sustav „umjetni osjećaj“ koji stvara silu na palici, tako da se grubo rukovanje sa upravljačkom palicom na taj način onemogućuje.
- U prethodnim poglavljima objašnjen je pojam neutralne točke na zrakoplovu, koja se u određenim uvjetima i zakonima može definirati i kao aerodinamički centar cijelog zrakoplova. Ako centar gravitacije, odnosno pozicija težišta zrakoplova padne točno u neutralnu točku, zrakoplov postaje neutralno stabilan, a nestabilan postaje onda kada se pozicija težišta nalazi iza neutralne točke, te je potpuno neupravljiv sa nultom uzdužnom stabilnošću.
- Pozicija težišta pomaknuta više unatrag predstavlja pogodniju situaciju, odnosno konfiguraciju za zrakoplov, jer je trimovanje jako malo ili posve nepotrebno, time se posljedično smanjuje i potrošnja goriva, te zrakoplov ima bolje performanse, na primjer: veći kut penjanja, veći višak potisne sile, manju brzinu sloma uzgona, veći plafon leta, kao i veću istrajnost, a samim time i dolet. Suvremeni zrakoplovi su dizajnirani i projektiraju se na način da imaju manju uzdužnu stabilnost, a time i manje repne površine, te se postiže manja potrošnja goriva tijekom leta, te je samim time let mnogo ekonomičniji [1] [4] [5].

3.5. UTJECAJ OTKLONA ELEVATORA NA UZDUŽNU STABILNOST

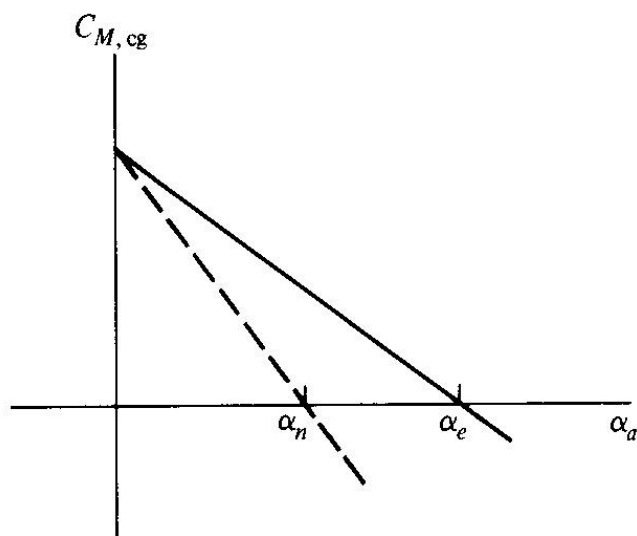
U ovom poglavlju bit će razrađena tematika utjecaja otklona elevatora na uzdužnu stabilnost zrakoplova, odnosno biti će razrađena problematika utjecaja istih na važne parametre za samu uzdužnu stabilnost zrakoplova. Elevator ili kormilo visine, odnosno dubine je aerodinamička površina smještena na horizontalnom stabilizatoru zrakoplova. Otklonom elevatora, odnosno promjenom njegova napadnog kuta, zrakoplov diže ili spušta svoj nos, drugim riječima, zrakoplov propinje ili ponire. Dakle, posljedica otklona elevatora jest penjanje ili spuštanje zrakoplova, a samim time to utječe na momente oko centra gravitacije, te koeficijent momenta centra gravitacije, što utječe na uzdužnu stabilnost zrakoplova.

Promatra se statički stabilan zrakoplov u ravnotežnom (trimovanom) letu. Prema grafu prikazanom na Slici 7., zrakoplov mora letjeti na napadnom kutu ravnoteže α_e . Za uravnotežen let definira se brzina koja se određuje pomoću jednadžbe (5).

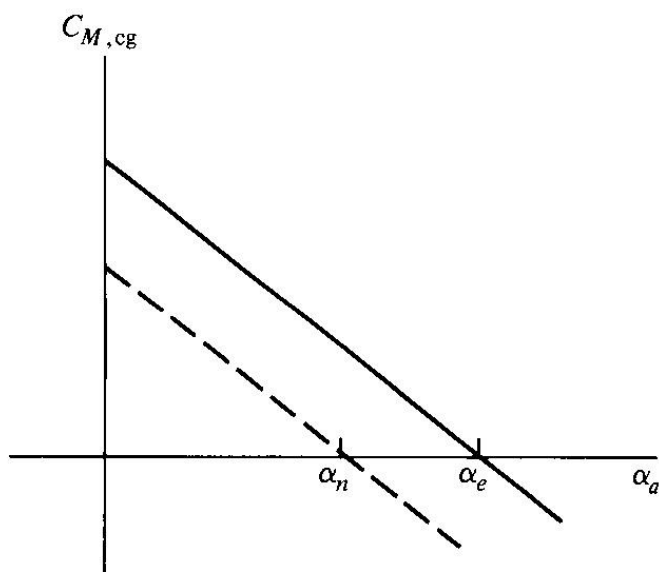
$$V_{trim} = \sqrt{\frac{2W}{\rho_{\infty} S C_{L_{trim}}}} \quad (5)$$

Pretpostavlja se da pilot želi letjeti pri manjoj brzini od ravnotežne brzine $V < V_{trim}$. Na manjoj brzini, koeficijent uzgona, a time i napadni kut moraju biti povećani kako bi se kompenziralo smanjenje dinamičkog tlaka. Pri povećanju α , koeficijent momenta centra gravitacije $C_{M,cg}$ postaje negativan, kao što je ilustrirano na Slici 7., dakle, moment oko centra gravitacije više nije jednak nuli i zrakoplov više nije u stanju ravnoteže ili trimovanja. Posljedično tome, ako nikakav drugi parametar u odnosu na zrakoplov nije promijenjen, zrakoplov ne može više postići uravnotežen let osim na brzini trimovanja V_{trim} ili na bilo kojem drugom napadnom kutu različitom od α_e . Očigledno je da je ovakva situacija nedopustiva, naime zrakoplov mora biti sposoban za promijeniti brzinu prema želji pilota i ostati u stanju ravnoteže. Jedini efikasan način za mogućnost održanja ravnoteže pri promjeni brzine zrakoplova je promjena koeficijenta momenta krivulje za zrakoplov. Ako pilot želi letjeti pri većoj brzini, a pri tome i ostati u stanju

ravnotežnog leta, koeficijent uzgona mora se smanjiti, te zrakoplov zauzima novi napadni kut na kojem će letjeti α_n , gdje vrijedi $\alpha_n < \alpha_e$. Istovremeno, moment koeficijenta krivulje mora biti promijenjen tako da vrijedi $C_{M, cg} = 0$ pri α_n . Dijagrami prikazani na Slikama 14. i 15. demonstriraju dvije metode kako ostvariti te uvjete. Nagib krivulje može biti promijenjen tako da se pomakne pozicija centra gravitacije, odnosno težišta, u ovom primjeru pozicija težišta morati će biti pomaknuta prema naprijed.



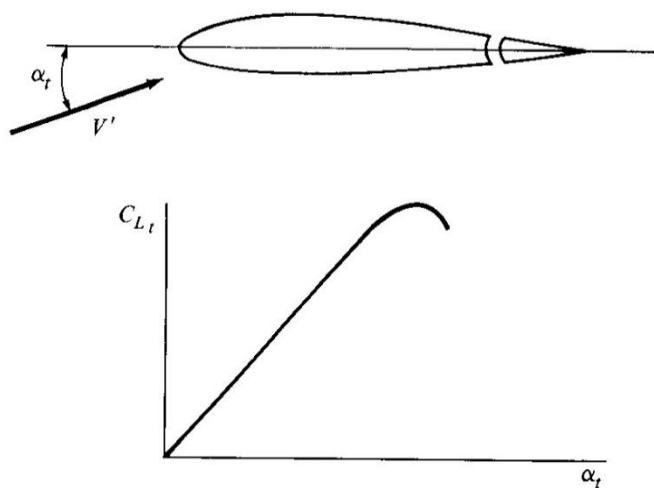
Slika 14. Promjena trimovanog napadnog kuta u odnosu na nagib momenta koeficijenta krivulje, [1]



Slika 15. Promjena trimovanog napadnog kuta u odnosu sa $C_{M, cg}$, [1]

Kod konvencionalnih zrakoplova, pomicanje centra gravitacije je jako nepraktično. Naime, grafom na Slici 15. je prikazana druga metoda promijene pozicije težišta. U ovom slučaju nagib krivulje ostaje isti, međutim $C_{M,cg}$ se mijenja tako da vrijedi pri napadnom kutu α_n da je $C_{M,cg} = 0$. To se postiže na način da se otkloni elevator na horizontalnom stabilizatoru. Dakle, otklon elevatora se koristi za kontrolu napadnog kuta ravnoteže zrakoplova, a time i ravnotežne brzine zrakoplova.

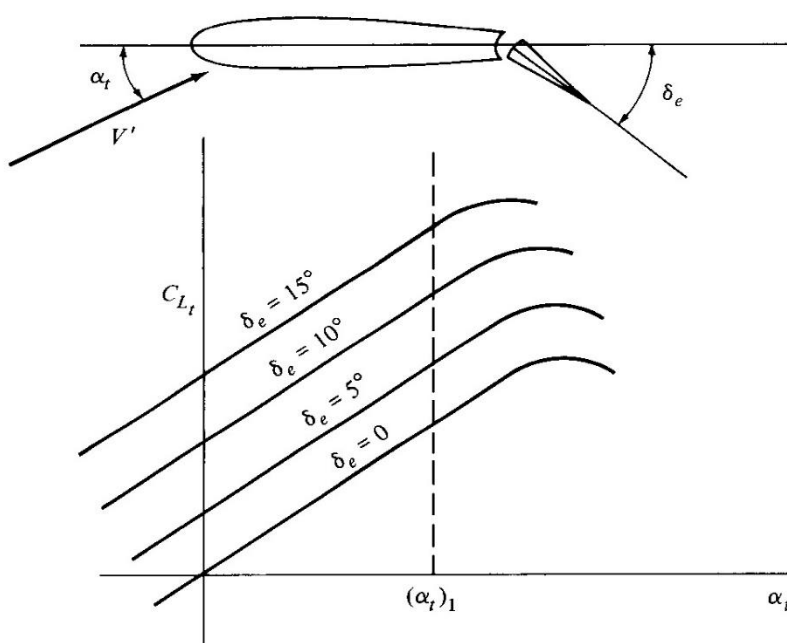
Nadalje, da bi se objasnilo kako i zašto otklon elevatora mijenja $C_{M,cg}$, promatra se horizontalni stabilizator sa elevatorom, odnosno kormilom dubini ili visine, u fiksiranoj neutralnoj poziciji, dakle, bez otklona elevatora kao što je prikazano na Slici 16. Na istoj slici je također prikazana varijacija koeficijenta uzgona horizontalnog stabilizatora sa napadnim kutom α_t .



Slika 16. Koeficijent uzgona horizontalnog stabilizatora bez otklona elevatora, [1]

Nadalje, promatra se i pretpostavlja situacija u kojoj je elevator otklonjen prema dolje za neki određeni kut, kao što je prikazano na Slici 17. Dijagram na slici odgovara onom koji vrijedi za

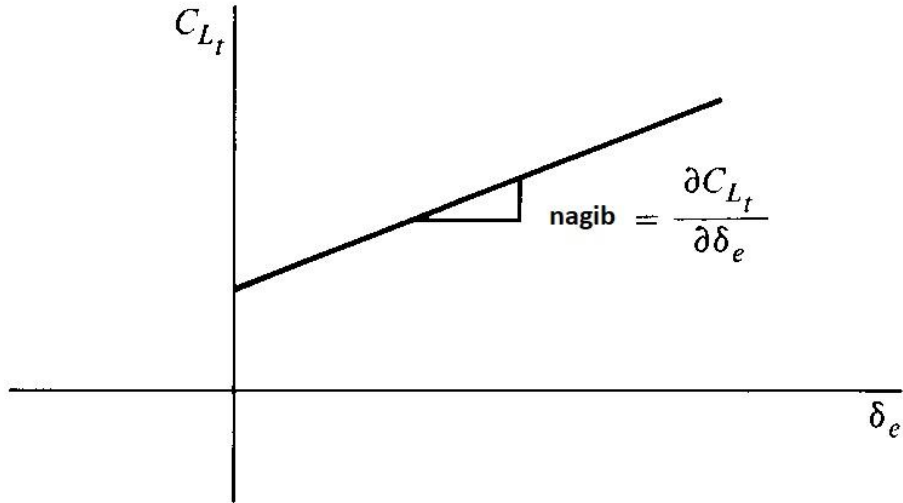
krilo sa spuštenim zakrilcima. Dolje otklonjen elevator uzrokuje krivulju koeficijenta uzgona da se pomakne u lijevo, kao što je prikazano. Otklon elevatora prema dolje smatra se pozitivnim. Dakle, za što veći kut otklona elevatora, krivulja prikazana na Slici 17. pomiče se sve više u lijevo, međutim nagib krivulje ostaje u svim slučajevima isti. Računajući na sve prethodno navedeno, promatra se horizontalni stabilizator sa fiksiranim napadnim kutom, na primjer elevator je otklonjen od 0 do 15°, koeficijent uzgona horizontalnog stabilizatora će se povećavati uzduž isprekidane linije koja je prikazana na Slici 17. Opisana varijacija može biti prikazana u ovisnosti koeficijenta uzgona repa sa pomakom, odnosno otklonom kuta elevatora, kako je prikazano na Slici 18. Za većinu konvencionalnih zrakoplova prikazana krivulja je linearna, a nagib je definiran kao efektivnost upravljanja elevatorom. Ta vrijednost je mjera učinkovitosti elevatora kao kontrole, zato što je kut otklona elevatora definiran pozitivnim za otklon prema dolje, te je nagib krivulje prikazan na Slici 18. uvijek pozitivan.



Slika 17. Koeficijent uzgona horizontalnog stabilizatora sa otklonom elevatora, [1]

Kao posljedica toga, koeficijent uzgona horizontalnog stabilizatora je ujedno funkcija napadnog kuta krila, odnosno horizontalnog stabilizatora i funkcija kuta otklona elevatora.

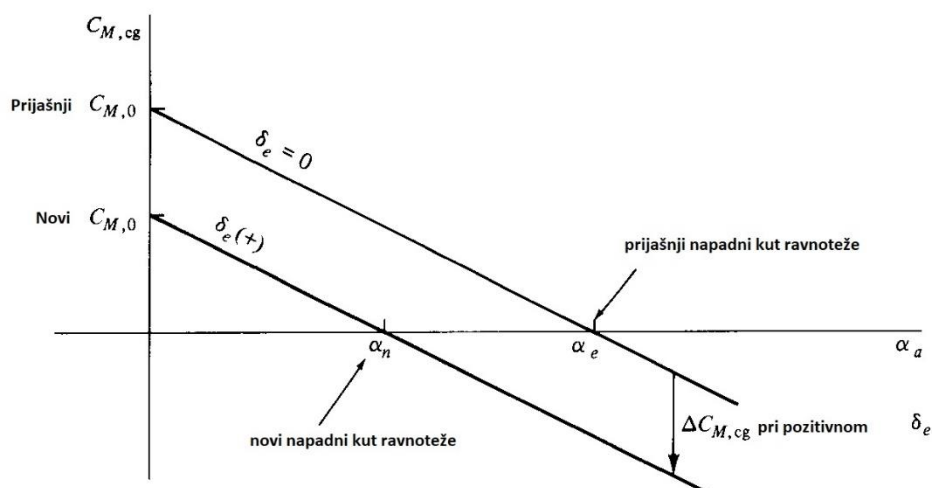
Jednadžba (6) opisuje efekt otklona elevatora na momente oko centra gravitacije ili pozicije težišta zrakoplova.



Slika 18. Koeficijent uzgona horizontalnog stabilizatora kontra otklonu elevatora uz konstantni napadni kut, [1]

$$C_{M,cg} = C_{M,ac_{wb}} + C_{L,wb}(h - h_{ac}) - V_H \left(a_t \alpha_t + \frac{\partial C_{L,t}}{\partial \delta_e} \delta_e \right) \quad (6)$$

Nadalje, promatra se krivulja koeficijenta momenta centra gravitacije pri otklonu elevatora jednakom nuli, kao što je prikazano na dijagramu sa Slike 19. Prikazana je krivulja koja odgovara otklonu elevatora jednakom nuli kao što je bilo objašnjeno i prikazano na Slici 7.



Slika 19. Efekt otklona elevatora na koeficijent momenta centra gravitacije, [1]

Ako je elevator otklonjen za pozitivan kut (prema dolje) jednadžba (7) tvrdi da će se sve točke sa prve navedene krivulje pomaknuti dolje za konstantnu veličinu pomaka koeficijenta momenta centra gravitacije. Iako, sami nagib krivulje ostaje isti, vrijednost $C_{M,0}$ je promijenjena zbog otklona elevatora [1] [3] [5].

$$\Delta C_{M, cg} = -V_H \frac{\partial C_{L, t}}{\partial \delta_e} \delta_e \quad (7)$$

4. KARAKTERISTIKE ZRAKOPLOVA DIAMOND DA40 D

Na temelju uspjeha prethodnih dvosjeda zrakoplova DV20/DA20, tvrtka Diamond je dizajnirala varijantu zrakoplova sa četiri sjedala, DA40 Diamond Star. DA40 je zrakoplov sa četiri sjedala, te niskim krilima napravljen od kompozitnih materijala. Dizajniran je kao tricikl model sa T- repom. DA40 se službeno pojavio u samo tri verzije, DA40, DA40 D i DA40 F, što je dokumentirano u njegovim certifikatima o tipu zrakoplova. Ostala različita imena pod kojima se zrakoplov prodaje su marketinška imena, a nisu priznata, odnosno certificirana od strane vlasti koje su certificirale sam zrakoplov. Ovaj završni rad temelji se na geometrijskim i aerodinamičkim karakteristikama zrakoplova Diamond DA40 D, koje su uzete u obzir pri proračunu uzdužne stabilnosti navedenog zrakoplova pri različitim pozicijama težišta, odnosno centra gravitacije zrakoplova.

Zrakoplov Diamond DA40 D je dizelski model tipa zrakoplova DA40, proizvođača Diamond, pokretan motorom Thielert TAE 125-01 (Centurion 1.7) ili TAE 125-02-99 (Centurion 2.0) snage 135 konjskih snaga (101 kW) i MT elisama MTV-6-A/187-129. Maksimalna bruto težina je 1150 kilograma (2535 lb). Rasprostranjen prije svega u Europi, iako je certificiran u Kanadi i Australiji kao DA40 TDI. Cijelu liniju DA40 zrakoplova krasi vrlo nizak broj nesreća, posebno u slučaju prevlačenja i spiralnog poniranja zrakoplova. Razina sigurnog rada pripisuje se visokom apektnom odnosu krila, niskom opterećenju krila i vrhunskim performansama. Zrakoplov se može natrimovati potpuno sa nosom na gore, motorom u praznom hodu i zrakoplov će se spuštati sa 600-1200 stopa u minuti, pri brzini od 48 čvorova (89 km/h), što je niža stopa spuštanja od one koju može postići konkurent Cirrus SR22 s balističkim padobranom iz zračnog okvira zrakoplova [6].

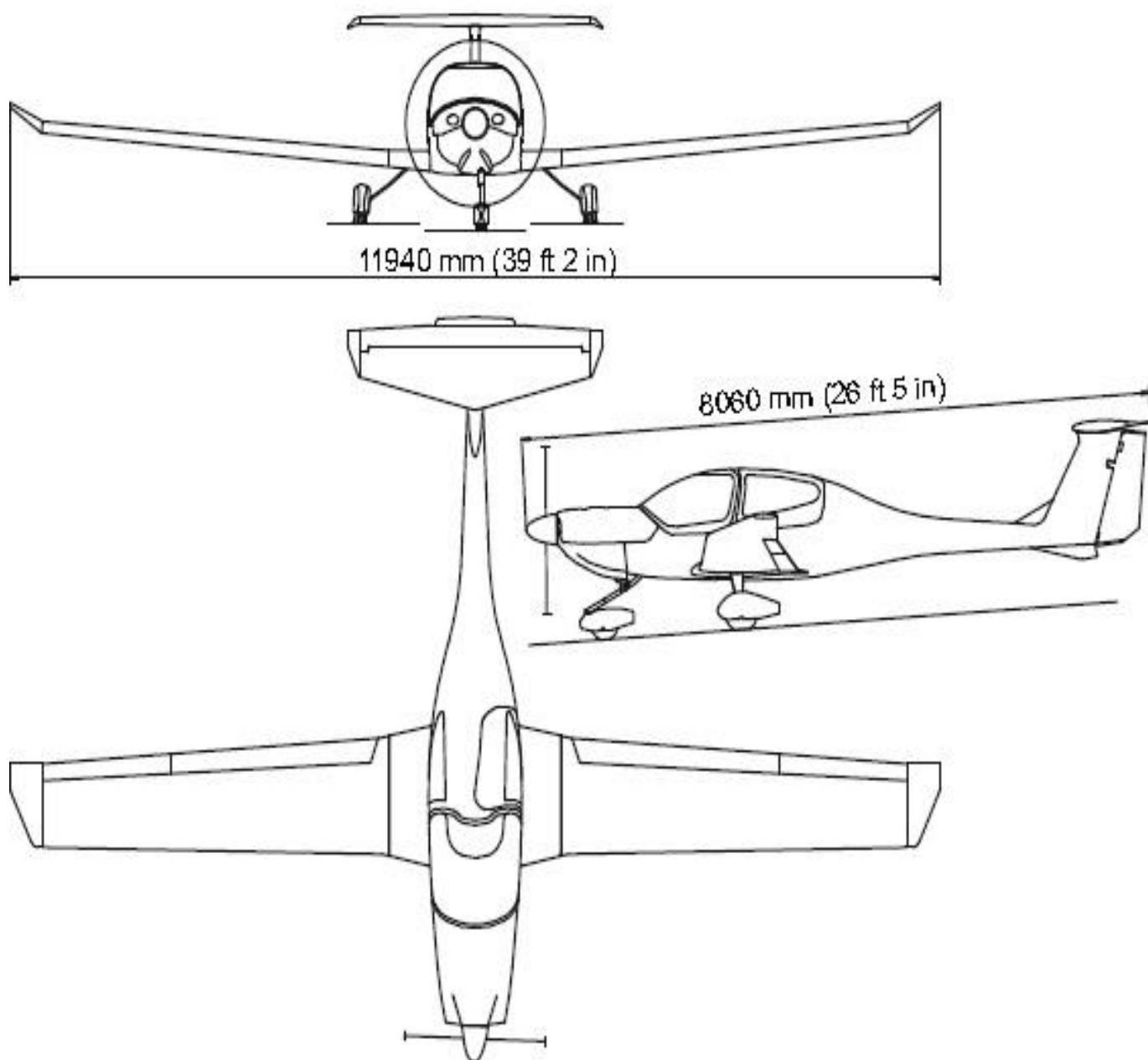


Slika 20. Zrakoplov Diamond DA40 D, [6]

4.1. GEOMETRIJSKE KARAKTERISTIKE

Proizvođač zrakoplova pri dizajniranju i projektiranju zrakoplova ima za zadatak odrediti mnogo bitnih propisanih parametara koje zamišljeni zrakoplov mora zadovoljiti kako bi bio licenciran i na kraju dobio svoju dozvolu plovidbenosti. Početnom skicom zrakoplova, nacrtom, tlocrtom i bokocrtom proizvođač određuje više bitnih geometrijskih karakteristika koje moraju biti zadovoljene pri projektiranju. Neke od njih su na primjer: duljina zrakoplova, raspon krila, visina zrakoplova i slično. Neke od bitnih geometrijskih vrijednosti zrakoplova Diamond DA40 D su:

- kut postave: $i_H = 3.0^\circ$ u odnosu sa uzdužnom osi zrakoplova
- položaj aerodinamičkog centra: $x_{ac} = 2,47425$ m
- duljina tetive: $c = 1.121$ m
- udaljenost aerodinamičkog centra repa od težišta: $x_{ACH} = 6,05775$ do $6,24775$ m
- duljina zrakoplova: $l = 8.06$ m
- raspon krila: $b = 11.94$ m
- visina zrakoplova: $h = 1.97$ m
- površina krila: $A = 13.54$ m²
- duljina tetive horizontalnog stabilizatora: $c_h = 0,711$ m
- površina horizontalnog stabilizatora: $A_H = 2.34$ m²
- površina kormila smjera: $A_R = 0.47$ m²



Slika 21. Pogled na zrakoplov Diamond DA40 D u sve tri dimenzije, [8]

4.2. AERODINAMIČKE KARAKTERISTIKE ZRAKOPLOVA

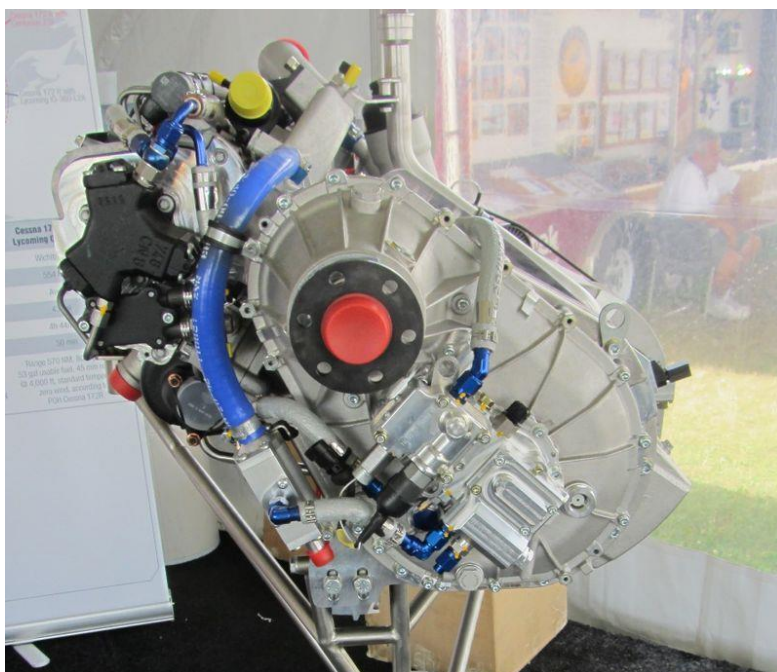
Aerodinamika je znanost koja se bavi analizom tijela koja se gibaju kroz neki fluid. U ovom slučaju tijelo koje se promatra je zrakoplov, a fluid kroz koje se ono giba je zrak. Svaki zrakoplov ima svoje jedinstvene aerodinamičke karakteristike, neke od bitnih karakteristika koje odlikuju zrakoplov su: aerodinamički profil krila i repa, koeficijent parazitnog otpora, aspekti odnos i slično. Neke od bitnih aerodinamičkih karakteristika zrakoplova Diamond DA40 D su:

- Oswaldow koeficijent: $e = 0,73$
- stupanj korisnosti propelera: $\eta = 0,8$
- aerodinamički profil krila: Wortmann FX 63-137/20 – W4
- koeficijent parazitnog otpora: 0.0282
- aspektni odnos: $AR = 10.53$
- aerodinamički profil repa: NACA 0010
- nagib krivulje koeficijenta uzgona repa: $a_H = 3,945 \text{ rad}^{-1}$
- nagib krivulje koeficijenta uzgona krila: $a = 10,605 \text{ rad}^{-1}$
- koeficijent momenta oko aerodinamičkog centra krila: $C_{MAC} = -0,16$
- koeficijent momenta oko aerodinamičkog centra repa: $C_{MAC} = 0$

4.3. PERFORMANSE ZRAKOPLOVA

Zrakoplovi su dizajnirani na način da zadovoljavaju propisane karakteristike propisane od strane nadležnih tijela. Jedne od bitnijih karakteristika zrakoplova su njegove performanse. Performanse zrakoplova proizvođač objavljuje u priručniku zrakoplova (AFM, *Aeroplane Flight Manual*). Zrakoplov mora biti u mogućnosti sigurno obavljati svoje operacije u zraku i u slučaju nekakvog otkaza, imati sigurni ishod. Neke karakteristike performansa zrakoplova Diamond DA40 D su:

- brzina prevlačenja: 47 čvorova (87 km/h, 24 m/s)
- dolet (60% snage na 10 000 ft/long range tank): 741 nm / 1,083 nm (1,372 km / 2,006 km)
- maksimalna visina leta: 16 400 ft (5000 m)
- brzina propinjanja (razina mora pri MTOW): 650 ft/min
- masa praznog zrakoplova: 795 kg (1,753 lbs)
- maksimalna masa: 1,150 kg (2,535 lbs)
- brzina krstarenja (pri 70% snage na 10 000 ft) : 125 čvorova (231 km/h, 64 m/s)
- najveća brzina (zeleni luk): 129 čvorova (238 km/h, 66 m/s)
- brzina koja se ne smije prekoračiti: 178 čvorova (329 km/h, 91 m/s), [7]



Slika 22. Motor Thielert Centurion 2.0 (TAE 125-02-99), [9]

5. PRORAČUN UZDUŽNE STABILNOSTI

Utjecaj pojedinih dijelova zrakoplova na stabilnost ovisi o položaju aerodinamičkog centra u odnosu na položaj centra gravitacije, odnosno središta mase. Ispitivanja su pokazala da je u slučaju kombinacije trupa i krila, najčešće položaj aerodinamičkog centra ispred središta mase zrakoplova, te da je tada koeficijent momenta oko aerodinamičkog centra $C_{MAC,wb}$ manji od vrijednosti $C_{MAC,w}$ samog krila. Kako je kombinacija krila i trupa zrakoplova nestabilna, potrebno je dodati stabilizator koji će stvarati silu s kojom se postiže negativan moment oko središta mase, odnosno centra gravitacije zrakoplova.

Prema Slici 23. može se očitati udaljenost prednjeg brida krila zrakoplova Diamond DA40 D od referentne linije, te ono iznosi: 2,194 m.

Položaj aerodinamičkog centra A.C. (x_{ac}) nalazi se na 25% srednje aerodinamičke tetive (SAT = 1,121 m) od referentne linije zrakoplova, te iznosi:

$$x_{ac} = 1,121 * 0,25 = 0,28025 \text{ m.}$$

$$x_{ac} + 2,194 = 2,47425 \text{ m., dakle udaljenost aerodinamičkog centra od referentne linije.}$$

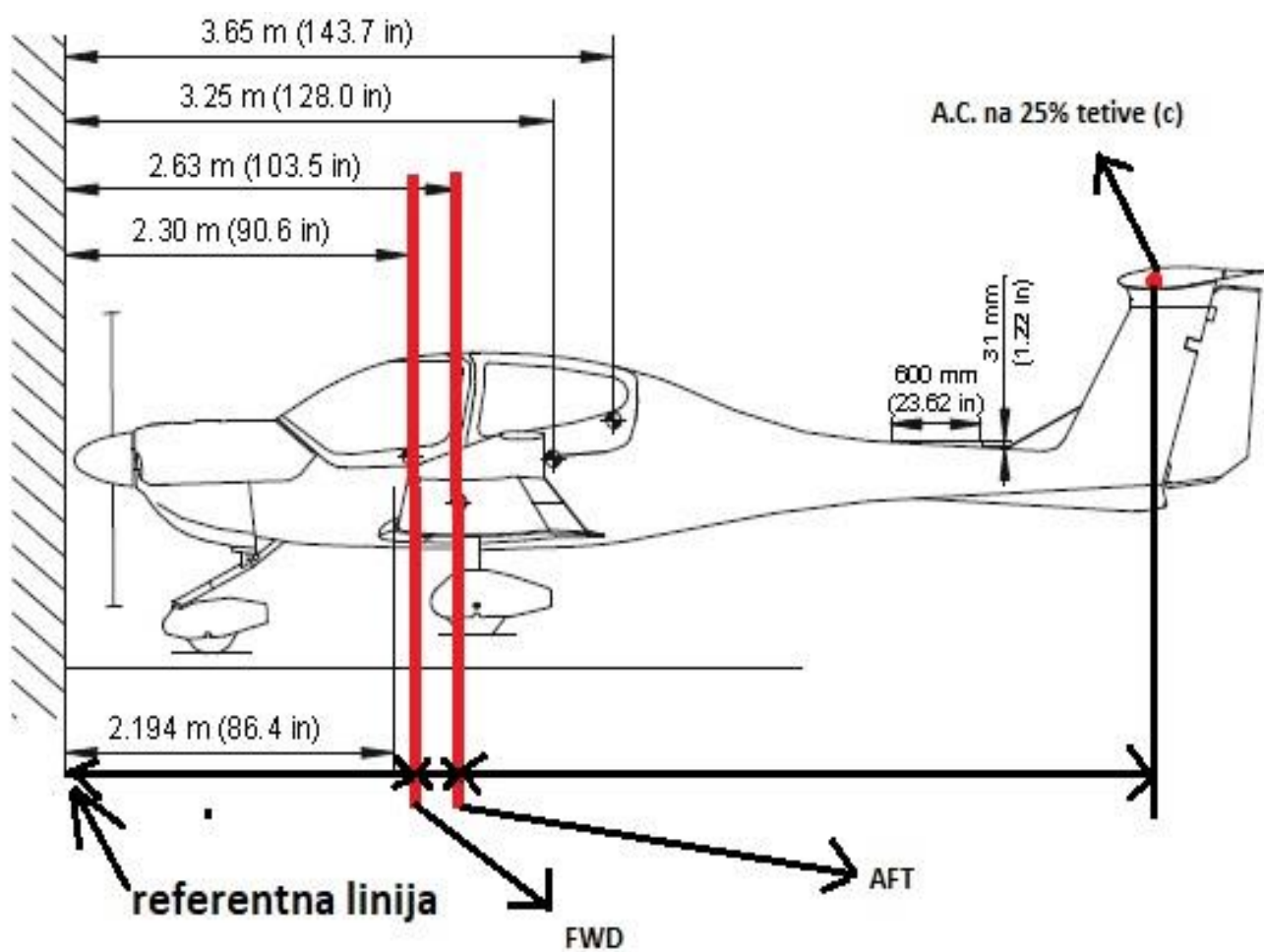
Udaljenost aerodinamičkog centra horizontalnog stabilizatora od referentne linije iznosi 8,64775 m. Podatak je dobiven pomoću geometrijskih karakteristika zrakoplova Diamond DA40 D.

Udaljenost težišta zrakoplova od aerodinamičkog centra horizontalnog stabilizatora prema slici 23., iznosi:

$$x_{CG, FWD} = x_{AC, H} - x_{FWD} = 6,24775 \text{ m}$$

$$x_{CG, AFT} = x_{AC, H} - x_{AFT} = 6,05775 \text{ m}$$

Dakle, svi izračunati podaci su dobiveni prema Slici 23., te pomoću geometrijskih karakteristika navedenih u poglavlju 4.1., uz osnovne operacije kao što su oduzimanje, zbrajanje i slično [7] [8].



Slika 23. Udaljenost prednjeg brida krila od referentne linije zrakoplova; DA40 D AFM, [8]

Kako bi se dobila udaljenost pozicije težišta do prednjeg brida krila mora se udaljenost prednjeg brida krila do referentne linije oduzeti od pozicije težišta od referentne linije, kao što je prikazano na slici 23.

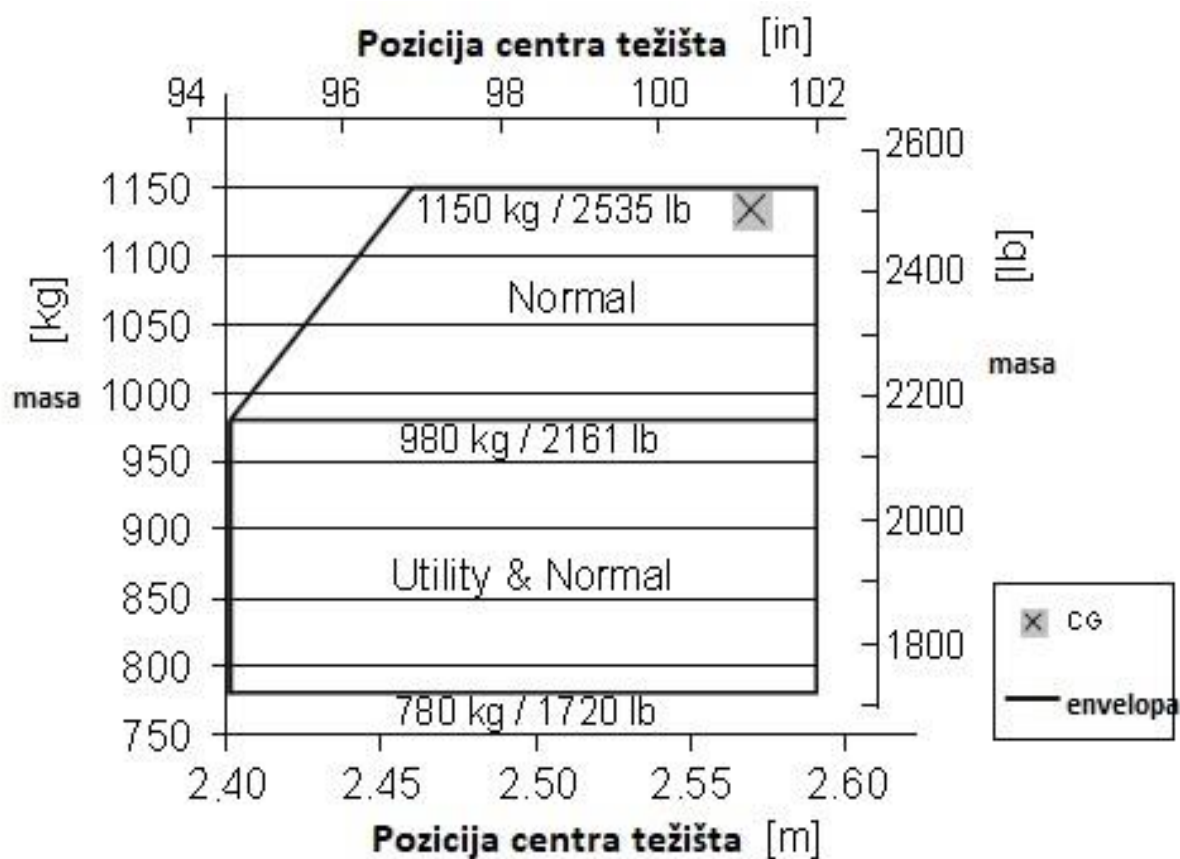
$$X_{\text{FWD}} = 2,4 \text{ m}$$

$$X_{\text{AFT}} = 2,59 \text{ m}$$

$$X_{\text{TF}} = X_{\text{FWD}} - 2,194 = 0,206 \text{ m}$$

$$X_{\text{TA}} = X_{\text{AFT}} - 2,194 = 0,396 \text{ m}$$

Prema Slici 24., na kojoj je prikazan dijagram ovisnosti mase zrakoplova sa pozicijom težišta, može se uočiti da se položaj težišta mijenja u razmaku od 0,19 m.



Slika 24. Pozicije težišta zrakoplova od referentne linije, [8]

Za proračun longitudinalne stabilnosti zrakoplova potrebno je odrediti nagib krivulje koeficijenta uzgona krila i nagib krivulje koeficijenta uzgona repa. Za izračun navedenih krivulja potrebno je poznavati aerodinamičke karakteristike aeroprofila krila i repa. Wortmann FX 63-137/20 – W4 je aeroprofil krila zrakoplova Diamond DA40 D, a aeroprofil NACA 0010 odgovara areprofilu repa istog. Prvo su prikazani proračuni nagiba koeficijenta uzgona krila i repa. Nakon izračuna navedenih nagiba krivulja, određeno je pet pozicija težišta u dozvoljenom rasponu, x_{cg} , prema tome određene su i udaljenosti aerodinamičkog centra repa od pozicije težišta, x_t . Uz sve navedeno određene su i vrijednosti volumenskog omjera repa, V_H , te koeficijent momenta oko težišta pri $\alpha_a = 0$, $C_{M,0}$. Sve vrijednosti su proračunate kako bi se na kraju mogla izračunati vrijednost nagiba pravca koeficijenta momenta oko težišta za određene pozicije težišta, $\partial C_{M,cg}/\partial \alpha$. Prikazane su formule za izračun svih gore navedenih parametara, te svi rezultati su prikazani tablično i grafički.

Izračun nagiba krivulje koeficijenta uzgona krila:

Wortmann FX 63-137/20 – W4

$$\alpha_{Z0} = -6^\circ$$

$$\alpha_a = \alpha - \alpha_{Z0} = \alpha + 6$$

$$\Leftrightarrow \alpha = 2^\circ$$

$$c_z = 0,6 \Rightarrow \alpha_a = 8^\circ$$

$$AR_2 = \infty, \alpha_2 = 2^\circ \Rightarrow c_z = 0,6$$

$$AR_1 = 10,53 \Rightarrow \tau = 0,25$$

$$m_0 = c_z/\alpha_a = 0,6 / 8(\pi/180)$$

$$m_0 = 4,2971 \text{ rad}^{-1}$$

$$\alpha_1 = \alpha_2 + c_z/\pi((1+\tau_1)/AR_1 - (1+\tau_2)/AR_2)$$

$$\alpha_1 = 2(\pi/180) + 0,6/\pi((1+0,25)/10,53 - 0)$$

$$\alpha_1 = \pi/90 + 0,1909(1,25/10,53)$$

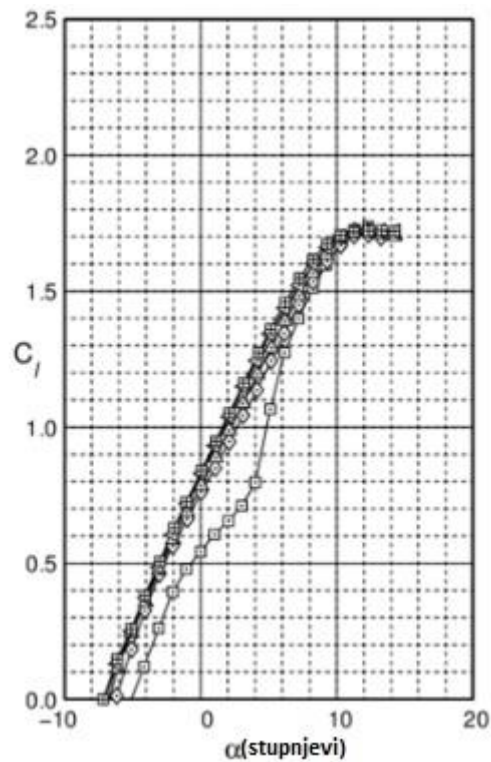
$$\alpha_1 = 0,0349 + 0,1909(0,1187) = 0,05756 \text{ rad}^{-1}$$

$$\alpha_1 = 3,3^\circ$$

$$a = \Delta c_z / \Delta \alpha = 0,6/3,3(\pi+180)$$

$$a = 10,6056 \text{ rad}^{-1}$$

Iz Slike 25. očitano je kut nultog uzgona i koeficijent uzgona pri određenom napadnom kutu za aeroprofil Wortmann FX 63-137/20 – W4.



Slika 25. Dijagram ovisnosti koeficijenta uzgona o napadnom kutu aeroprofil Wortmann FX 63-137/20 – W4, [10]

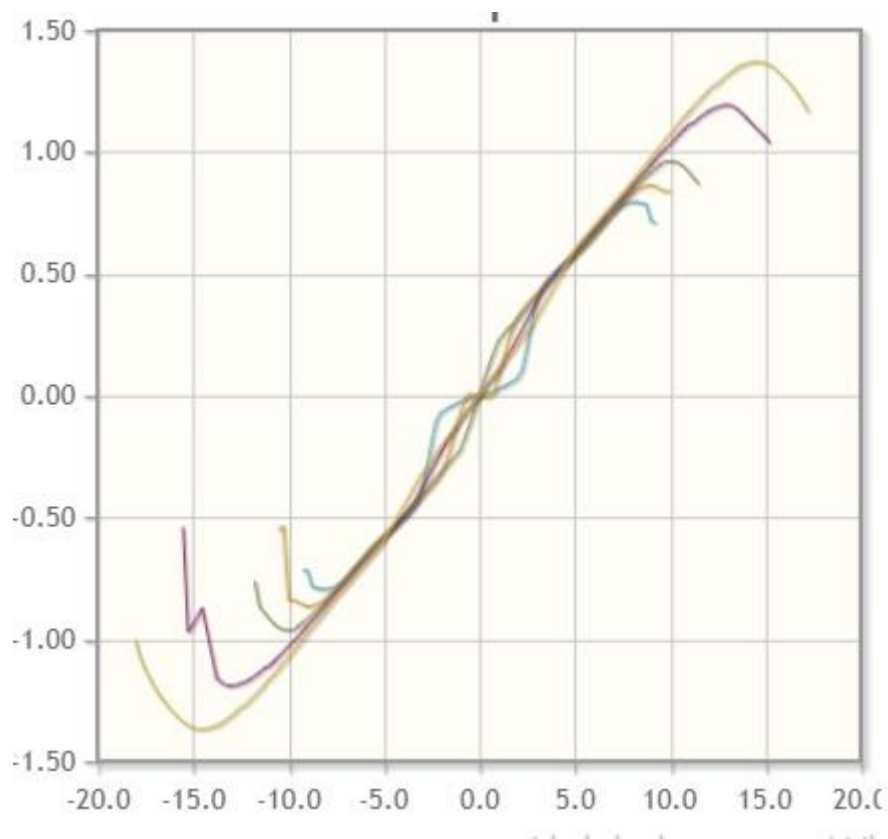
Izračun nagiba krivulje koeficijenta uzgona repa:

NACA 0010

$$\alpha_{z0} = 0$$

$$\alpha_a = \alpha - \alpha_{z0} = \alpha$$

$$c_z = 0,5 \Rightarrow \alpha_a = 5^\circ$$



Slika 26. Dijagram ovisnosti koeficijenta uzgona o napadnom kutu za aeroprofil NACA 0010, [11]

$$AR_2 = \infty, \alpha_2 = 5^\circ \Rightarrow c_z = 0,5$$

$$AR_1 = 4,625 \Rightarrow \tau = 0,15$$

$$m_0 = c_z / \alpha_a = 0,5 / 5(\pi/180)$$

$$m_0 = 5,729 \text{ rad}^{-1}$$

$$AR_H = b_H^2 / A_H$$

$$AR_H = 4,625$$

$$\alpha_1 = \alpha_2 + c_z / \pi((1+\tau_1)/AR_1 - (1+\tau_2)/AR_2)$$

$$\alpha_1 = 5(\pi/180) + 0,5/\pi((1+0,15)/4,625 - 0)$$

$$\alpha_1 = \pi/36 + 0,15915(1,15/4,625)$$

$$\alpha_1 = 0,0872 + 0,15915(0,24864)$$

$$\alpha_1 = 0,12677 \text{ rad}^{-1}$$

$$\alpha_1 = 7,26^\circ$$

$$a_t = \Delta c_z / \Delta \alpha = 0,5/7,26(\pi/180)$$

$$a_t = 3,945 \text{ rad}^{-1}$$

Kao što se vidi iz priloženog, u Tablici 1. su prikazane vrijednosti svih proračunatih parametara bitnih za longitudinalnu stabilnost zrakoplova Diamond DA40 D.

Udaljenost aerodinamičkog centra repa od pozicije težišta, x_T , određuje se prema formuli (8).

$$x_T = x_{ACH} - x_{CG} \quad (8)$$

Volumenski omjer repa izračunava se prema formuli (9).

$$V_H = \frac{x_T A_H}{cA} \quad (9)$$

Koeficijent momenta oko težišta pri $\alpha_a = 0$ određuje se prema formuli (10).

$$C_{M0} = C_{M,ac} + V_H a_H (i_H + \varepsilon_0) \quad (10)$$

Na kraju, vrijednost nagiba pravca koeficijenta momenta oko težišta pri određenom napadnom kutu, $\partial C_{M,cg} / \partial \alpha$ izračunava se prema formuli (1), proračunate vrijednosti su prikazane u Tablici 1.

Tablica 1. Proračunate vrijednosti x_{cg} , V_H , x_T , C_{M0} i $\partial C_{M,cg}/\partial \alpha$

Pozicija težišta, x_{cg} , m	x_T , m (8)	V_H (9)	C_{M0} (10)	$\partial C_{M,cg}/\partial \alpha$ (1)
2,40	6,2477	0,9631	0,0389	-0,0786
2,44	6,2077	0,9570	0,0376	-0,0715
2,48	6,1677	0,9508	0,0364	-0,0645
2,52	6,1277	0,9446	0,0351	-0,0575
2,59	6,0577	0,9339	0,0329	-0,0452

Također, proračunate su vrijednosti momenta oko težišta zrakoplova pri različitim napadnim kutovima i pozicijama težišta. Vrijednosti su određene prema formuli (11), te su prikazane u Tablici 2.

$$C_{M,cg} = C_{M0} + \left(\frac{\partial C_{M,cg}}{\partial \alpha_a} \right) \alpha \quad (11)$$

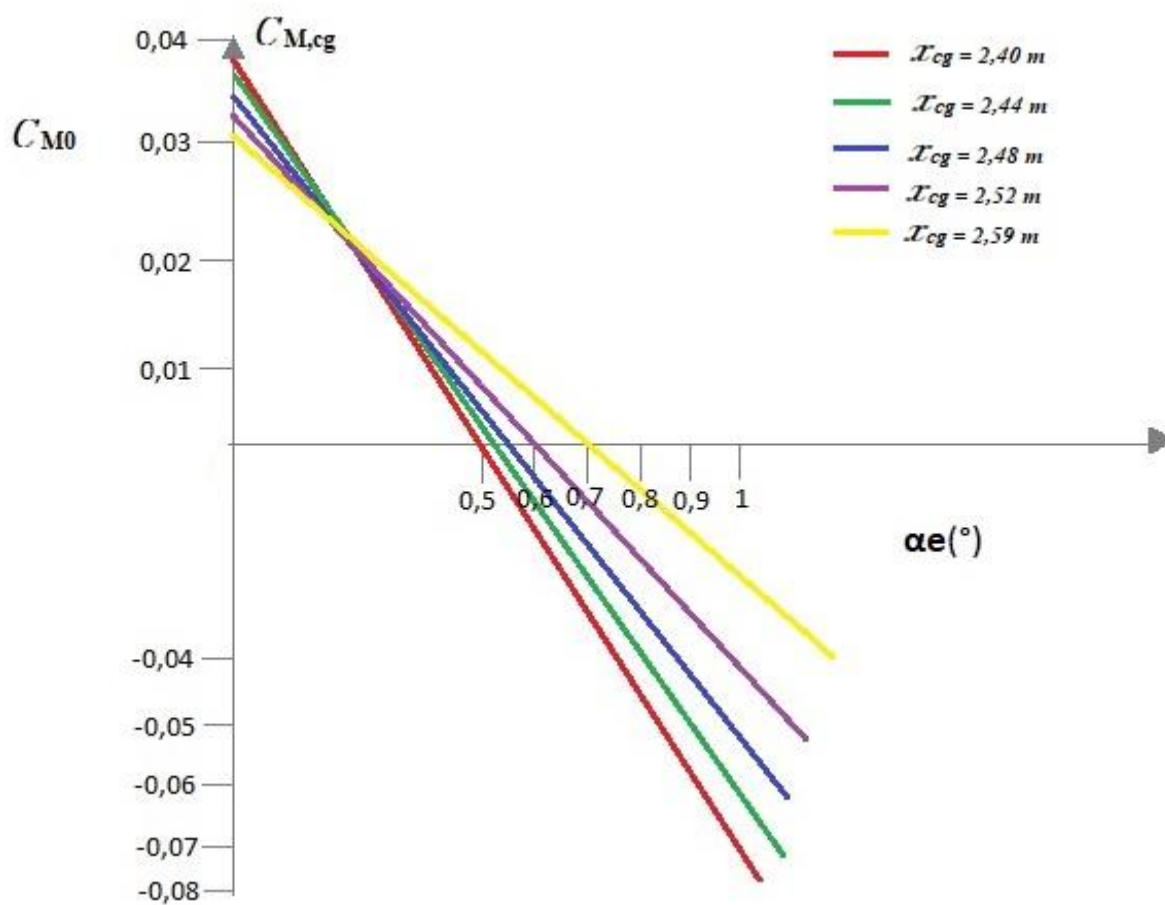
Tablica 2. Koeficijent momenta oko težišta pri različitim napadnim kutovima

$C_{M,cg}$, (11)					
α_a , °	x_{cg} , m				
	2,40	2,44	2,48	2,52	2,59
0	0,0389	0,0376	0,0364	0,0351	0,0329
2	0,0361	0,0351	0,0341	0,0330	0,0313
4	0,0334	0,0326	0,0318	0,0310	0,0297
6		0,0301	0,0296	0,0290	0,0281
8			0,0273	0,0270	0,0265
10				0,0250	0,0250
12					0,0234

Prema formuli (11), može se i odrediti kut α_e za određene vrijednosti nagiba pravca koeficijenta momenta oko težišta. Izračunate vrijednosti napadnih kutova dane su u Tablici 3.

Tablica 3. Proračunate vrijednosti α_e

C_{M0}	$\partial C_{M,cg}/\partial \alpha$	α_e
0,0389	-0,0786	0,49°
0,0376	-0,0715	0,52°
0,0364	-0,0645	0,56°
0,0351	-0,0575	0,61°
0,0329	-0,0452	0,72°



Slika 27. Koeficijent momenta oko centra gravitacije u zavisnosti o poziciji težišta i napadnom kutu α_e

ZAKLJUČAK

Iz svega prikazanog, zaključuje se da su stabilnost i upravljivost zrakoplova jedni od najvažnijih elemenata pri letu zrakoplova. Pri konstrukciji zrakoplova, tim se elementima poklanja velika pažnja kako se ne bi narušila sigurnost letenja određenog zrakoplova. Stabilnost je karakteristika koja nastoji vratiti zrakoplov u stanje ravnoteže nakon što je djelovanjem neke sile bio izbačen iz tog stanja. Pod pojmom upravljivosti se smatra reakcija zrakoplova na nekakav podražaj, konkretnije misli se na odziv zrakoplova pri pomaku upravljačkih površina. Kao što je prethodno spomenuto, konstrukcija zrakoplova iziskuje posebnu pažnju na karakteristike stabilnosti i upravljivosti. Na primjer, u komercijalnom zrakoplovstvu raspon pozicija težišta zrakoplova smješten je bliže nosu zrakoplova kako bi zrakoplov bio stabilniji, time i udobniji za let putnika, no slabije upravljiv. Sa druge strane, akrobatski zrakoplovi poziciju težišta imaju smještenu bliže repu, odnosno bliže neutralnoj točki, te su time više upravljivi, ali i manje stabilni. Dakle, karakteristike stabilnosti i upravljivosti određene su svrhom korištenja zrakoplova. Osim već bitno spomenute pozicije težišta, na stabilnost zrakoplova utječu i momenti krila i repa oko težišta zrakoplova, koji čine ukupne momente takvima da zrakoplov bude održanu stanju ravnoteže. U ovom završnom radu proračunate su karakteristike uzdužne stabilnosti zrakoplova Diamond DA40 D. Proračun se temelji na podacima o aerodinamici i geometriji odabranog zrakoplova. Proračunata je karakteristika zavisnosti koeficijenta momenta oko težišta zrakoplova o određenim pozicijama težišta i napadnog kuta. Rezultati proračuna zadovoljavaju sve uvjete uzdužne stabilnosti. U usporedbi sa Cessnom Skylane, Diamond DA40 D ima mnogo manji raspon pozicija težišta, poprilično slične karakteristike koeficijenta momenta pri $\alpha_a = 0$, te manje vrijednosti nagiba pravca koeficijenta momenta oko težišta.

Literatura

- [1] J. D. A. Jr., Introduction to flight, USA: McGraw-Hill book company, 1989..
- [2] Skybrary. Preuzeto sa: <https://www.skybrary.aero/index.php/Stability> [Pristupljeno: kolovoz 2020.].
- [3] A. Jeppesen, Principles of flight, Germany: Atlantic Flight Training, 2004..
- [4] P. Kesić, Osnove aerodinamike, Zagreb: Sveučilište u Zagrebu, Fakultet strojarstva i brodogradnje, 2003..
- [5] Merlin-Srce. Preuzeto sa: <https://moodle.srce.hr/2019-2020/course/view.php?id=47597>. [Pristupljeno kolovoz 2020.].
- [6] Wikipedia. Preuzeto sa: https://en.wikipedia.org/wiki/Diamond_DA40_Diamond_Star. [Pristupljeno 15 Srpanj 2020.].
- [7] DA 40 D Airplane Flight Manual, Wiener Neustadt: Diamond Aircraft Industries, 2002..
- [8] DA 40 Series Airplane Maintenance Manual, Wiener Neustadt: Diamond Aircraft Industries, 2013..
- [9] Wikipedia. Preuzeto sa: https://en.wikipedia.org/wiki/Thielert_Centurion#Centurion_2.0.
- [10] Researchgate. Preuzeto sa: https://www.researchgate.net/figure/Drag-polar-for-the-FX-63-137-C_fig15_228402070. [Pristupljeno 5 Rujan 2020.].
- [11] Airfoiltools. Preuzeto sa: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca0010-il>. [Pristupljeno: 5 Rujan 2020.].

Popis slika

Slika 1. Primjer pozitivne statičke stabilnosti, [1]	4
Slika 2. Primjer negativne statičke stabilnosti, [1]	4
Slika 3. Primjer neutralne statičke stabilnosti, [1]	5
Slika 4. Poremećaj ravnotežnog napadnog kuta zrakoplova, [1]	5
Slika 5. Primjeri dijagrama ovisnosti amplitude poremećaja od vremena dinamički stabilnih tijela: a) aperiodični pomak i b) prigušene oscilacije, [1]	6
Slika 6. Dijagram ovisnosti amplitude poremećaja od vremena kod dinamički nestabilnih tijela, [1]	7
Slika 7. Krivulja koeficijenta momenta sa negativnim nagibom, [1]	8
Slika 8. Prikaz statičke stabilnosti: (a) zrakoplov u položaju ravnoteže (b) nos zrakoplova je pomaknut gore nekim poremećajem (c) nos zrakoplova je pomaknut prema dolje nekim poremećajem, [1]	9
Slika 9. Prikaz statičke stabilnosti: (a) zrakoplov u položaju ravnoteže (b) nos zrakoplova je pomaknut gore nekim poremećajem (c) nos zrakoplova je pomaknut prema dolje nekim poremećajem, [1]	10
Slika 10. Krivulja koeficijenta momenta sa pozitivnim nagibom, [1]	11
Slika 11. Određivanje pozicije težišta vaganjem zrakoplova, [4]	13
Slika 12. Utjecaj pozicije centra gravitacije u odnosu na neutralnu točku na statičku stabilnost, [1]	15
Slika 13. Ilustracija statičke margine ili rezerve, [1]	16
Slika 14. Promjena trimovanog napadnog kuta u odnosu na nagib momenta koeficijenta krivulje, [1]	20
Slika 15. Promjena trimovanog napadnog kuta u odnosu sa $C_{M, cg}$, [1]	20
Slika 16. Koeficijent uzgona horizontalnog stabilizatora bez otklona elevatora, [1]	21
Slika 17. Koeficijent uzgona horizontalnog stabilizatora sa otklonom elevatora, [1]	22
Slika 18. Koeficijent uzgona horizontalnog stabilizatora kontra otklonu elevatora uz konstantni napadni kut, [1]	23
Slika 19. Efekt otklona elevatora na koeficijent momenta centra gravitacije, [1]	24
Slika 20. Zrakoplov Diamond DA40 D, [6]	25
Slika 21. Pogled na zrakoplov Diamond DA40 D u sve tri dimenzije, [8]	27
Slika 22. Motor Thielert Centurion 2.0 (TAE 125-02-99), [9]	29

Slika 23. Udaljenost prednjeg brida krila od referentne linije zrakoplova; DA40 D AFM, [8]	31
Slika 24. Pozicije težišta zrakoplova od referentne linije, [8]	32
Slika 25. Dijagram ovisnosti koeficijenta uzgona o napadnom kutu aeroprofil Wortmann FX 63-137/20 – W4, [10]	34
Slika 26. Dijagram ovisnosti koeficijenta uzgona o napadnom kutu za aeroprofil NACA 0010, [11]	35
Slika 27. Koeficijent momenta oko centra gravitacije u zavisnosti o poziciji težišta i napadnom kutu αe	38

Popis tablica

Tablica 1. Proračunate vrijednosti x_{cg}, V_H, x_T, C_{M0} i $\partial C_{M,cg}/\partial \alpha$	37
Tablica 2. Koeficijent momenta oko težišta pri različitim napadnim kutovima	37
Tablica 3. Proračunate vrijednosti αe	38



Sveučilište u Zagrebu
Fakultet prometnih znanosti
10000 Zagreb
Vukelićeva 4

IZJAVA O AKADEMSKOJ ČESTITOSTI I SUGLASNOST

Izjavljujem i svojim potpisom potvrđujem kako je ovaj _____ završni 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 _____ završnog rada
pod naslovom **Proračun karakteristika uzdužne stabilnosti aviona Diamond DA40 D**

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

U Zagrebu, 9/9/2020

Student/ica:

Jan C. Š.
(potpis)