

Izračun uzdužne statičke stabilnosti i upravljivosti za zrakoplov Cessna 172

Šestan, Filip

Undergraduate thesis / Završni rad

2022

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:119:043690>

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

Download date / Datum preuzimanja: **2025-03-15**



Repository / Repozitorij:

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



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI

Filip Šestan

**IZRAČUN UZDUŽNE STATIČKE STABILNOSTI I
UPRAVLJIVOSTI ZA ZRAKOPLOV CESSNA 172**

Završni rad

Zagreb, 2022.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI
ODBOR ZA ZAVRŠNI RAD

Zagreb, 4. travnja 2022.

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

ZAVRŠNI ZADATAK br. 6788

Pristupnik: **Filip Šestan (0135255410)**
Studij: **Aeronautika**
Smjer: **Pilot**
Usmjerenje: **Civilni pilot**

Zadatak: **Izračun uzdužne statičke stabilnosti i upravljivosti za zrakoplov Cessna 172**

Opis zadatka:

Definirati statičku uzdužnu stabilnost zrakoplova. Definirati uzdužnu upravljivost zrakoplova. Objasniti utjecajne veličine na karakteristike uzdužne statičke stabilnosti i upravljivosti. Opisati i provesti ekperimentalno mjerenje i određivanje statičke stabilnosti na primjeru zrakoplova Cessna 172. Usporediti vrijednosti s teorijski izračunatim vrijednostima. Komentirati rezultate i izvesti zaključke.

Mentor:

Predsjednik povjerenstva za
završni ispit:

doc. dr. sc. Karolina Krajček Nikolić

Sveučilište u Zagrebu
Fakultet prometnih znanosti

ZAVRŠNI RAD

**IZRAČUN UZDUŽNE STATIČKE STABILNOSTI I
UPRAVLJIVOSTI ZA ZRAKOPLOV CESSNA 172
CALCULATIONS OF STATIC LONGITUDINAL STABILITY
AND MANEUVERABILITY FOR CESSNA 172**

Mentor: doc. dr. sc. Karolina Krajček Nikolić

Student: Filip Šestan

JMBAG: 0135255410

Zagreb, 2022.

Sažetak

U ovom radu napravljen je eksperiment ispitivanja uzdužne statičke stabilnosti zrakoplova generalne, odnosno opće avijacije Cessna 172, pomoću ispitivanja zrakoplova u samom letu, te izračuna pomoću formula opisanih u radu. Cilj rada je opisati stabilnost i upravljivost zrakoplova općenito, te podatke i rezultate dobivene izvođenjem eksperimenta ispitivanja uzdužne statičke stabilnosti na zrakoplovu, usporediti s rezultatima dobivenim izračunom. Na kraju rada izloženi su rezultati i zaključci provedenih eksperimenata i izračuna.

Gljučne riječi

Zrakoplov opće avijacije, izračun uzdužne statičke stabilnosti, eksperiment, stabilnost i upravljivost

Summary

In this paper, an experiment was made to test the longitudinal static stability of the Cessna 172 general aviation aircraft, by testing the aircraft in flight, and calculating it using the formulas described in the paper. The aim of the work is to describe the stability and maneuverability of the aircraft in general, and to compare the data and results obtained by performing the longitudinal static stability test experiment on the aircraft, with the results obtained by calculation. At the end of the paper, the results and conclusions of the conducted experiments and calculations are presented.

Key words

General aviation aircraft, calculation of longitudinal static stability, experiment, stability and maneuverability

Sadržaj

1. Uvod	1
2. Stabilnost i upravljivost	2
2.1. Statička stabilnost	2
2.2. Dinamička stabilnost	4
2.3. Uvjeti uzdužne statičke stabilnosti	7
2.4. Pozicija težišta.....	10
2.4.1. Određivanje pozicije težišta.....	10
2.4.2. Neutralna točka.....	11
2.4.3. Statička rezerva.....	12
2.5. Uzdužna upravljivost.....	13
2.6. Zglobni moment.....	14
2.7. Upravljačka sila za ravnotežni let	17
3. Eksperiment ispitivanja uzdužne statičke stabilnosti	21
3.1. Uvjeti eksperimenta	21
3.2. Ispitivanje uzdužne statičke stabilnosti	24
4. Izvođenje eksperimenta	27
4.1. Priprema i opis izvođenja eksperimentalnog leta	27
4.2. Rezultati eksperimenta	31
5. Karakteristike zrakoplova Cessna 172 N	38
5.1. Geometrijske karakteristike	39
5.2. Performanse zrakoplova	41
6. Računski način određivanja uzdužne statičke stabilnosti	44
6.1. Izračun sile na upravljač	44
6.2. Izrađivanje grafova.....	46
6.3. Usporedba eksperimentalnih i računskih rezultata.....	49
Zaključak	51
Literatura	52
Popis slika	53
Popis tablica	55

1. Uvod

U ovom radu određena je uzdužna statička stabilnost zrakoplova Cessna 172 pomoću eksperimentalnih i računskih metoda. Eksperimentalna metoda se smatra metodom ispitivanja uzdužne statičke stabilnosti u samom letu, tako da se određuje sila pilota na upravljač pri određenoj brzini zrakoplova, dok se računaska metoda temelji na izračunu sile na upravljač u odnosu na brzinu zrakoplova pomoću formula opisanih u radu. Cilj rada je da se pomoću rezultata dobivenih iz dvije metode određivanja uzdužne statičke stabilnosti, procjeni i usporedi stabilnost zrakoplova Cessna 172.

Prvo poglavlje predstavlja uvod, a u drugom poglavlju je opisana stabilnost i upravljivost zrakoplova općenito, što uključuje opis:

- statičke i dinamičke stabilnosti,
- uvjeta uzdužne statičke stabilnosti,
- određivanja pozicije težišta, neutralne točke i statičke rezerve,
- uzdužne upravljivosti,
- zglobnog momenta,
- upravljačke sile za ravnotežni let.

U trećem poglavlju opisan je eksperiment uzdužne statičke stabilnosti za CS – 23 zrakoplove, što se odnosi na zrakoplov Cessna 172. Opisani su uvjeti eksperimenta i ispitivanja uzdužne statičke stabilnosti.

U četvrtom poglavlju opisano je izvođenje eksperimenta ispitivanja uzdužne statičke stabilnosti, što uključuje pripremu i opis izvođenja eksperimenta, odnosno što je sve bilo potrebno pripremiti i uzeti u obzir prije leta, te prikaz i opis rezultata dobivenih samim eksperimentom.

U petom poglavlju opisan je zrakoplov na kojem se provodi eksperimentalni let i određivanje uzdužne statičke stabilnosti, odnosno zrakoplov Cessna 172 N. Opisane su općenitosti vezane uz zrakoplov, performanse te geometrijske karakteristike koje će biti potrebno pri računskom dijelu rada.

Računski dio rada obrađen je u šestom poglavlju, te je prikazan način dolaska do konačnog rješenja, koje je prikazano u grafu odnosa sile na upravljač pilota i brzine zrakoplova., te će se usporediti s rezultatom iz eksperimenta.

Na kraju rada donesen je zaključak na temelju svega opisanog, te dobivenih rezultata iz eksperimenta i računskih metoda.

2. Stabilnost i upravljivost

Stabilnost je svojstvo nekoga mehaničkog, tehničkog ili drugog sustava da samostalno održava ili uspostavlja ravnotežno stanje nakon prestanka djelovanja uzroka koji je poremetio ravnotežu. Stabilnost zrakoplova je sposobnost zrakoplova za samostalno vraćanje u ravnotežno stanje nakon djelovanja nekog poremećaja poput turbulencije ili djelovanja pilota na upravljačke površine. U nastavku će se detaljnije opisati dvije vrste stabilnosti, a to su statička i dinamička stabilnost. Upravljivost zrakoplova je odziv zrakoplova na namjerni otklon upravljačkih površina te sile potrebne za otklon upravljačke palice. Većina zrakoplova je dizajnirana pridajući popriličnu pažnju stabilnosti, ali to nije uvijek slučaj, pa tako imamo primjer Cessne 172 koji je vrlo stabilan, dok su primjerice vojni zrakoplovi nestabilniji [1] [2].

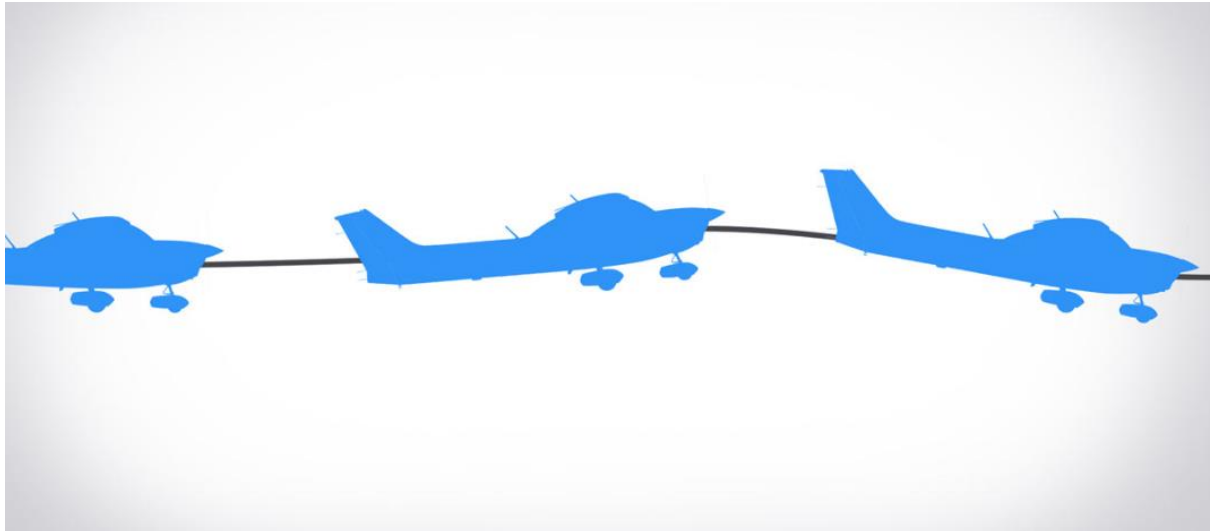
2.1. Statička stabilnost

Statička stabilnost je inicijalni odziv zrakoplova koji leti u ravnotežnom letu nakon nekog poremećaja. Postoje tri vrste statičke stabilnosti, a to su pozitivna, negativna i neutralna, koje će biti detaljnije opisane pomoću sljedećih slika.

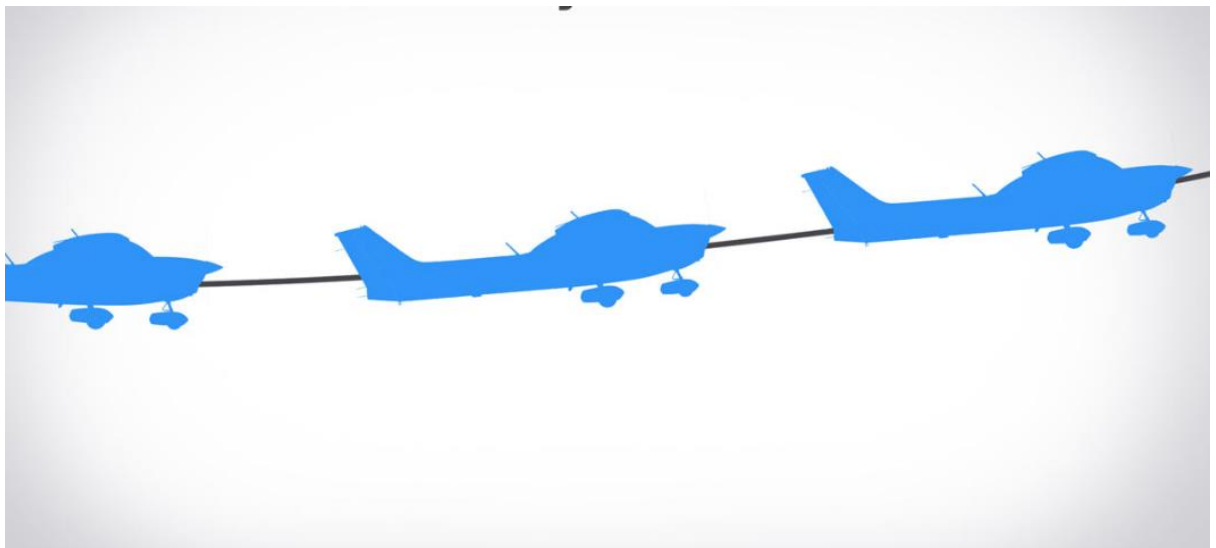
Na slici 1 možemo uočiti primjer pozitivne statičke stabilnosti, odnosno uočavamo da se zrakoplov nakon poremećaja poput turbulencije ili udara vjetra koji je prouzročio podizanje nosa, nastoji vratiti u svoj početni položaj, odnosno zrakoplov samostalno spušta nos. Iz toga možemo zaključiti ako sile i momenti koji djeluju na neko tijelo uzrokovani nekim poremećajem, odnosno vanjskim utjecajem sile, teže prema vraćanju tijela u prvobitno ravnotežno stanje onda tijelo ima pozitivnu statičku stabilnost.

Primjer neutralne statičke stabilnosti uočavamo na slici 2, odnosno djelovanje poremećaja koje uzrokuje da zrakoplov nastavlja letiti u novom položaju bez tendencije vraćanja u ravnotežni položaj niti ima tendenciju nastavljanju daljnjeg kretanja od svog prvobitnog ravnotežnog položaja. Iz toga zaključujemo da su u neutralnom statičkom sustavu, sile i momenti koji djeluju na tijelo jednaki nuli, te se tijelo na novoj poziciji nalazi u ravnotežnom položaju.

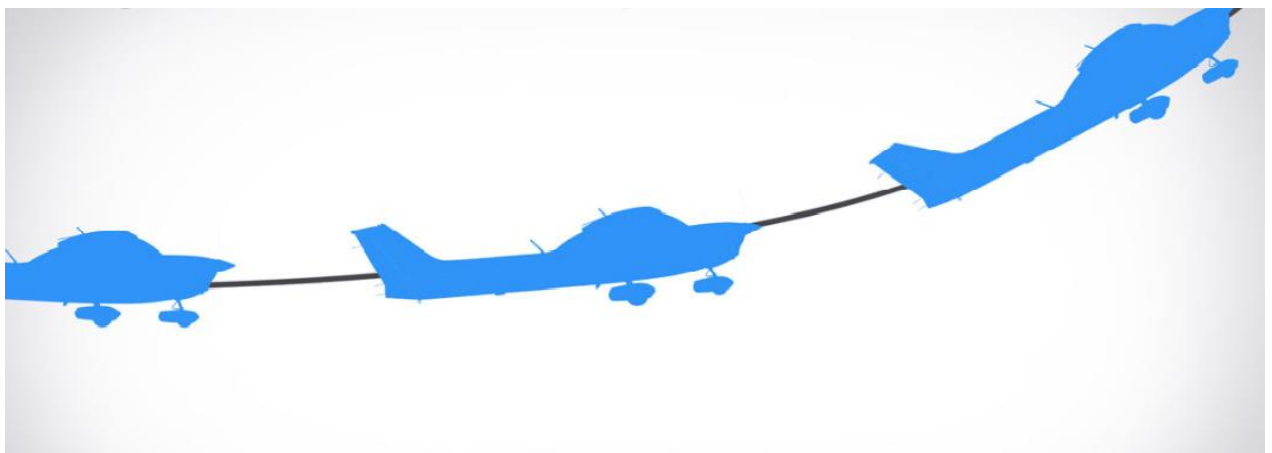
Posljednja i najnepoželjnija vrsta statičke stabilnosti je negativna statička stabilnost prikazana na slici 3. Uočavamo da zrakoplov na koji djeluje neki vanjski poremećaj nema tendenciju vraćanja u prvobitni ravnotežni položaj niti tendenciju zadržavanja na novoj poziciji u ravnotežnom stanju nakon prestanka djelovanja poremećaja, nego nastavlja daljnje kretanje od ravnotežnog položaja, odnosno u slučaju prikazanom na slici 3, nastavlja propinjati. Iz toga zaključujemo da ako je suma sila i momenata na tijelo takva da tijelo nastavlja kretanje od svog prvobitnog ravnotežnog položaja, radi se o negativnoj statičkoj stabilnosti [1] [2].



Slika 1. Pozitivna statička stabilnost [2]



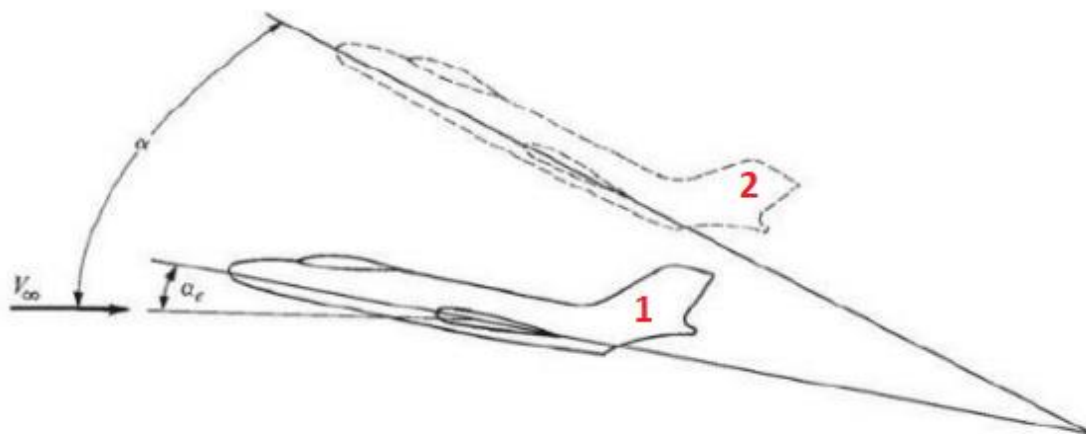
Slika 2. Neutralna statička stabilnost [2]



Slika 3. Negativna statička stabilnost [2]

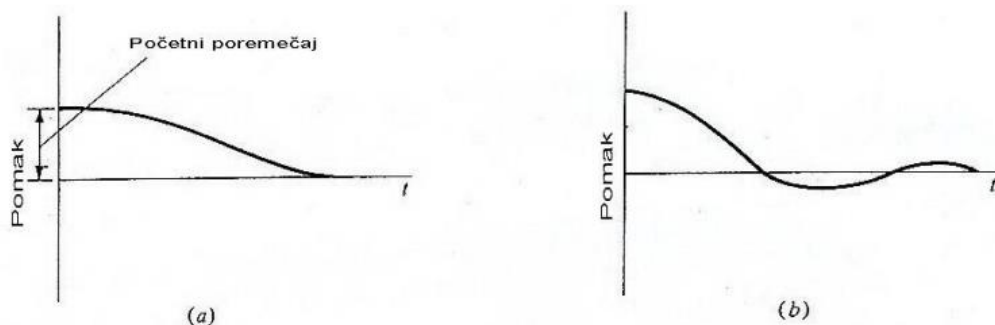
2.2. Dinamička stabilnost

Dinamička stabilnost je stabilnost koja se bavi odzivom tijela tijekom vremena nakon inicijalnog odziva, odnosno reakcija na vanjsku silu koja je izbacila tijelo iz ravnotežnog položaja. Primjer prikazan na slici 4, prikazuje zrakoplov koji leti pod napadnim kutom α_e , odnosno ravnotežnim napadnim kutom, jer je suma svih sila i momenata oko težišta jednaka nuli, na slici je to zrakoplov koji je označen s brojem jedan. Zrakoplov označen s brojem dva, na koji djeluje neki vanjski poremećaj, odnosno udar vjetra ili turbulencija, pomaknut je iz prvobitnog ravnotežnog položaja i nalazi se u novom napadnom kutu α .



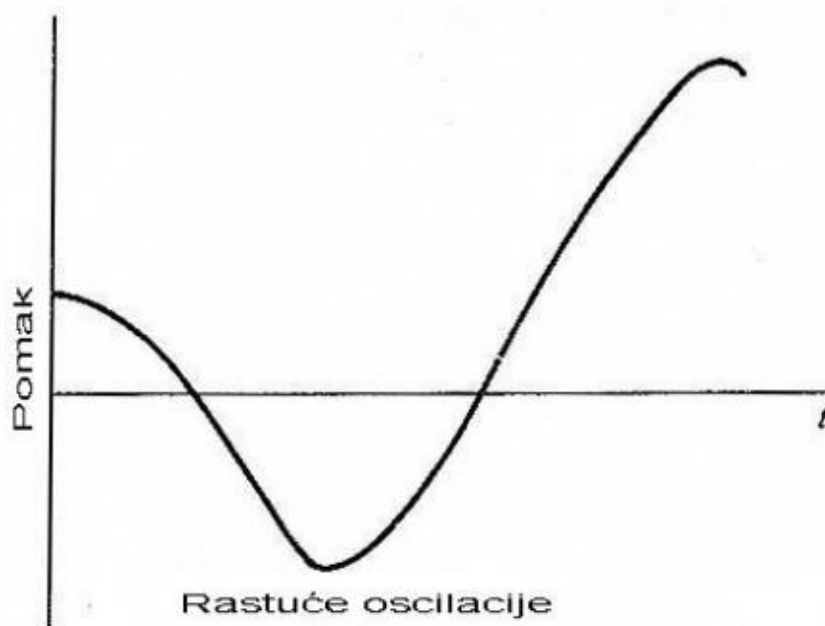
Slika 4. Poremećaj ravnotežnog napadnog kuta zrakoplova [1]

Pomak koji je vidljiv na slici, odnosno $\alpha - \alpha_e$, smatra se trenutačnim pomakom u vremenu, te je na slici 5, $\alpha - \alpha_e$, dan kao funkcija vremena t . Na slici 5 su prikazana dva dijagrama koji opisuju primjer pozitivne dinamičke stabilnosti, te je uočljivo da postoje dvije vrste pozitivne dinamičke stabilnosti, a to su aperiodičan pomak i prigušene oscilacije. Za $t = 0$ amplituda pomak $\alpha - \alpha_e$ jednaka je onoj koju je uzrokovala vanjska sila u danom trenutku. Preduvjet da zrakoplov bude dinamički stabilan je da bude i statički stabilan. Ako je zrakoplov statički stabilan, te je njega djelovao neki vanjski poremećaj koji ga je izbacio iz ravnotežnog stanja, inicijalno će težiti prema vraćanju u ravnotežu tako da će se $\alpha - \alpha_e$ postepeno smanjivati. Ako se nakon nekog vremena zrakoplov vrati u ravnotežno stanje, radi se o aperiodičnom pomaku prikazanom na slici 5a. U slučaju prikazanom na slici 5b, zrakoplov pri povratku u ravnotežu može preskočiti ravnotežni položaj ili α_e , te se nakon više oscilacija vratiti u ravnotežni položaj i to je primjer prigušene oscilacije. U oba slučaja zrakoplov se vratio u prvobitni ravnotežni položaj i iz toga se može zaključiti da je zrakoplov dinamički stabilan ako se samostalno, nakon što je nakon djelovanja neke vanjske sile izbačen iz ravnotežnog položaja, kroz neko vrijeme ponovno vrati i zadrži u ravnotežnom položaju.

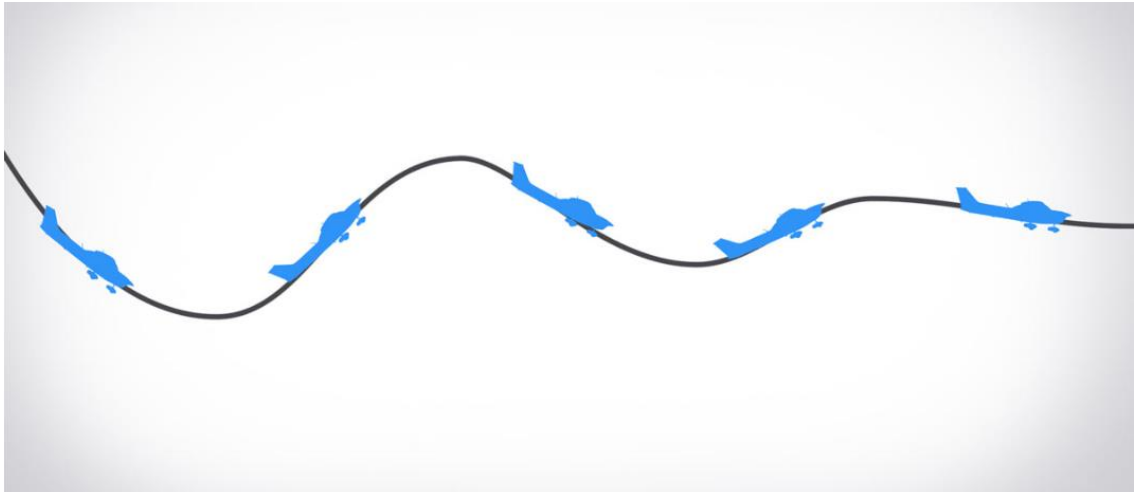


Slika 5. Primjeri dijagrama ovisnosti amplitude poremećaja od vremena dinamički stabilnih tijela: a) aperiodičan pomak i b) prigušene oscilacije [1]

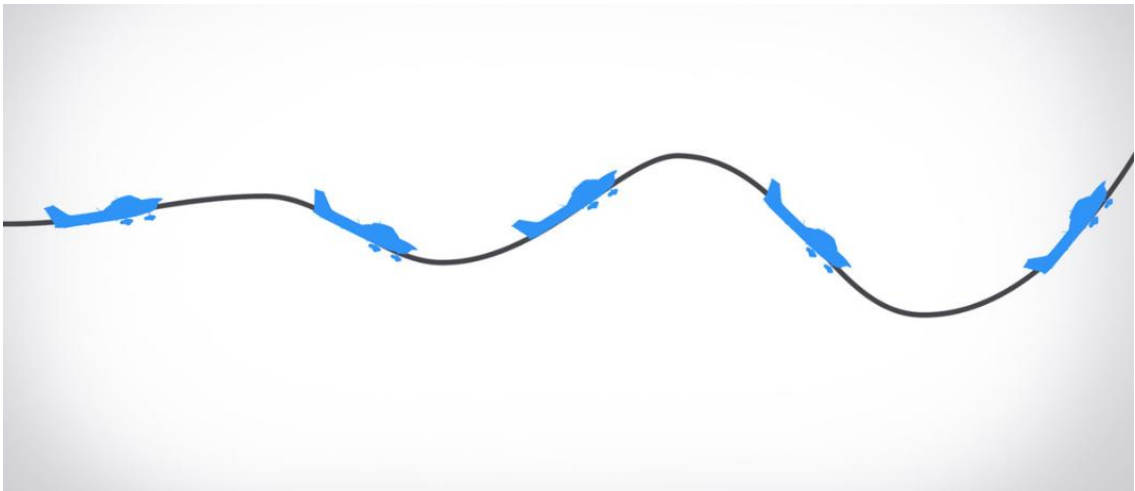
Nakon inicijalnog odziva statičke stabilnosti, zrakoplov može oscilirati s postepenim povećanjem amplitude poremećaja od stanja ravnoteže, što je primjer negativne dinamičke stabilnosti, odnosno rastućih oscilacija, prikazanih na slici 6. Uočava se da se zrakoplov u jednom ili više trenutaka vraća u ravnotežno stanje, ali se ne zadržava jer se amplituda poremećaja konstantno povećava s vremenom. Također, moguće je da zrakoplov oscilira konstantnom amplitudom poremećaja, što je slučaj neutralne dinamičke stabilnosti. Slika 7 prikazuje sve 3 vrste dinamičke stabilnosti na primjeru kretanja zrakoplova na koji djeluje neki vanjski poremećaj koji ga izbacuje iz ravnoteže [1] [2].



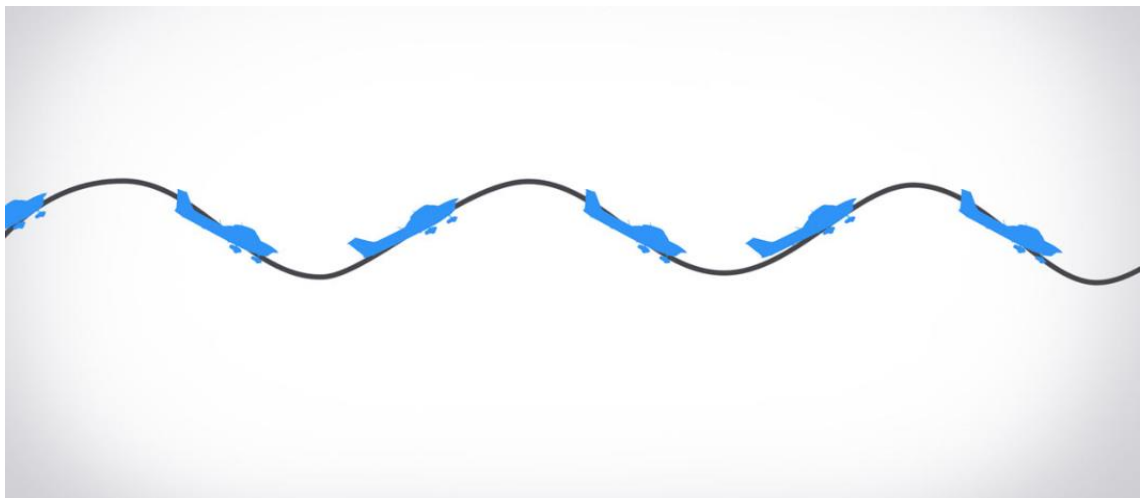
Slika 6. Dinamička nestabilnost [1]



Slika 7. Pozitivna dinamička stabilnost [2]



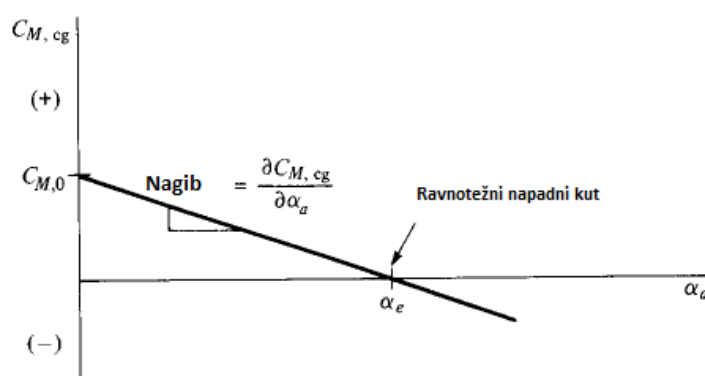
Slika 8. Dinamička nestabilnost [2]



Slika 9. Neutralna stabilnost [2]

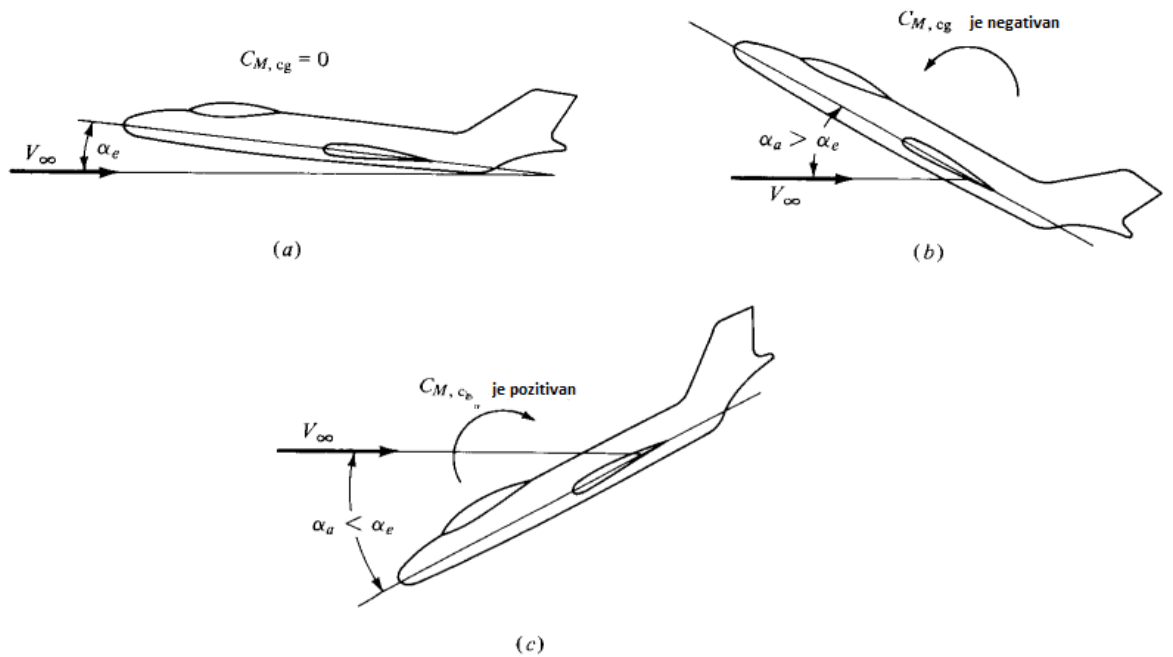
2.3. Uvjeti uzdužne statičke stabilnosti

Statička stabilnost i kontrola zrakoplova oko sve tri osi su bitne stavke pri dizajniranju zrakoplova. Razmatrat će se samo uzdužna statička stabilnost, koja je ujedno i najbitnija za statičku stabilnost pri dizajniranju zrakoplova, testiranju zrakoplova u zračnom tunelu i istraživanja u letu, te joj se radi toga pridaje više pažnje od lateralne i direkionalne statičke stabilnosti. Zamišlja se kruti zrakoplov s fiksnim kontrolama, naprimjer kormilo dubine je u nekom fiksnom položaju, te se pretpostavlja da je zrakoplov testiran u zračnom tunelu ili u slobodnom letu. Na slici 10 prikazan je odnos momenta težišta M_{cg} s napadnim kutom, odnosno koeficijenta momenta težišta $C_{M,cg}$ sa apsolutnim napadnim kutom α_a . Za većinu konvencionalnih zrakoplova ta krivulja je linearna, kao što se vidi na slici 10 vrijednost $C_{M,cg}$ pri nultom uzgonu se označava se $C_{M,0}$, dok se vrijednost α_a pri $M_{cg} = 0$ označava sa α_e , odnosno ravnotežni napadni kut.



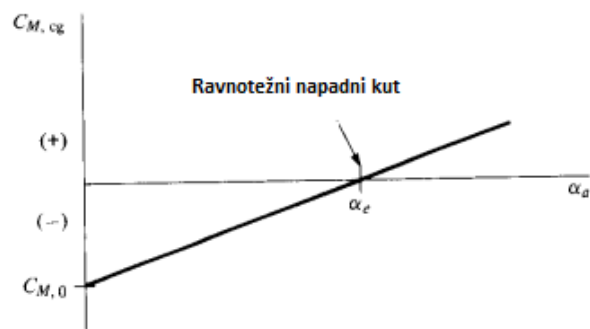
Slika 10. Krivulja koeficijenta momenta s negativnim nagibom [1]

Pretpostavlja se da je zrakoplov u mirnom, ravnotežnom letu pri ravnotežnom napadnom kutu α_e , kao što je prikazano na slici 11a. Iznenada dolazi do udara vjetra koji uzrokuje trenutačnu promjenu napadnog kuta, odnosno dolazi do povećanja ili smanjenja napadnog kuta. Ako je zrakoplov propeo zbog udara vjetra, kao što je prikazano na slici 11b, onda je $\alpha_a > \alpha_e$, odnosno kao što se vidi na slici 10 moment oko težišta je negativan. Ako je taj moment negativan znači da je obrnut od kazaljke na satu i ima tendenciju spuštanja nosa prema dolje, odnosno zrakoplov inicijalno ima tendenciju vraćanja u početno ravnotežno stanje nakon vanjskog poremećaja, u ovom slučaju udara vjetra. Ako nakon udara vjetra zrakoplov ponire, kao što je prikazano na slici 11c, tada vrijedi $\alpha_a < \alpha_e$, što znači da je moment oko težišta pozitivan, odnosno u smjeru kazaljke na satu i ima tendenciju podizanja nosa prema gore, odnosno inicijalno ima tendenciju povratka u prvotno ravnotežno stanje. U oba slučaja zrakoplov ima tendenciju vraćanja u ravnotežno stanje što je definira uvjet statičke stabilnosti.



Slika 11. 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]

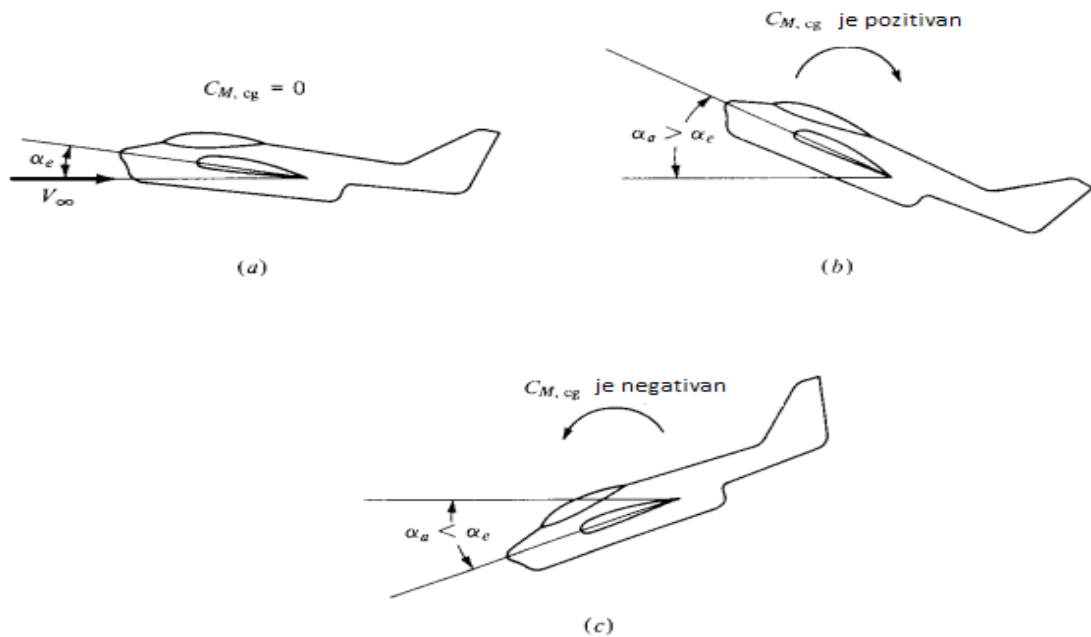
Zaključuje se da je zrakoplov koji ima odnos $C_{M, cg}$ i α_a kao što je prikazano na slici 5 statički stabilan, te je na slici uočljivo da je $C_{M, 0}$ pozitivan, dok je nagib krivulje $\partial C_{M, cg} / \partial \alpha$ negativan. Za nagib koeficijenta momenta krivulje koristi se parcijalna derivacija, zbog toga što $C_{M, cg}$ ovisi o više varijabli uz α_a i zato je matematički ispravnije koristiti $\partial C_{M, cg} / \partial \alpha$ nego $dC_{M, cg} / d\alpha_a$, za predstavljanje jednadžbe nagiba krivulje. Derivacija $\partial C_{M, cg} / \partial \alpha$ simbolizira trenutačnu stopu promjenu $C_{M, cg}$ u odnosu na α_a , za slučaj kada su sve druge varijable konstantne.



Slika 12. Krivulja koeficijenta momenta s pozitivnim nagibom [1]

Uzima se u obzir drugi zrakoplov, odnosno zrakoplov koji ima odnos $C_{M, cg}$ i α_a prikazan na slici 12. Ako se zamisli da zrakoplov leti pri ravnotežnom napadnom kutu α_e , kao što je

prikazano na slici 13a, djelovanjem vanjskog poremećaja, naprimjer udara vjetra, koji uzrokuje propinjanje zrakoplova, tada vrijedi $\alpha_a > \alpha_e$, što rezultira pozitivnim $C_{M,cg}$ koji ima tendenciju daljnjeg propinjanja zrakoplova od ravnotežnog stanja, prikazano na slici 13b. Ako vanjski poremećaj uzrokuje poniranje zrakoplova, vrijedit će da je $\alpha_a < \alpha_e$, što rezultira negativnim $C_{M,cg}$ koji ima tendenciju daljnjeg poniranja zrakoplova od ravnotežnog položaja, prikazano na slici 13c. Zbog toga što takav zrakoplov uvijek tendenciju daljnjeg kretanja od ravnotežnog položaja, smatra se statički nestabilnim, što znači da je $C_{M,0}$ negativan, a $\partial C_{M,cg}/\partial \alpha$ pozitivan.



Slika 13. Prikaz statičke nestabilnosti: (a) zrakoplov u položaju ravnoteže (b) nos zrakoplova je pomaknut gore nekim poremećajem (c) nos zrakoplova je pomaknut prema dolje nekim poremećajem [1]

Za zrakoplove prikazane na slikama 11 i 13, vrijedi da α_e ima pozitivnu vrijednost. Zrakoplov se u letu koristi većim rasponom napadnih kuteva, dok leti od V_{STALL} , gdje je α_a najveći, do V_{max} , gdje je α_a najmanji. Vrijednost ravnotežnog napadnog kuta α_e mora biti u tom rasponu vrijednosti napadnih kuteva, jer ako se ne nalazi u tom rasponu zrakoplov neće biti u ravnotežnom letu. Pretpostavlja se da je horizontalni stabilizator u nekom zakočenom, odnosno fiksiranom položaju i promatra se stabilnost nepomičnog upravljanja ili na engleskom *stick fixed*. Kada se α_e nalazi u tom rasponu, zrakoplov se smatra longitudinalno, odnosno uzdužno balansiranim.

Iz svega navedenog zaključuje se da zrakoplov bude uzdužno uravnotežen i statički stabilan potreban kriterij je:

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

Odnosno, krivulja odnosa koeficijenta momenta težišta i apsolutnog napadnog kuta mora izgledati kao na slici 10 [1].

2.4. Pozicija težišta

Težište predstavlja teoretsku točku u kojoj se pretpostavlja da se nalazi cjelokupna koncentracija težine nekog tijela. Težište zrakoplova je točka u kojoj je zrakoplov uravnotežen, te se mora nalaziti unutar granice koju određuje proizvođač. Postoje prednja i stražnja granica težišta, te ovisno o tome gdje se nalazi težište unutar određenih granica, letačke sposobnosti i performanse zrakoplova će se razlikovati [1].

2.4.1. Određivanje pozicije težišta

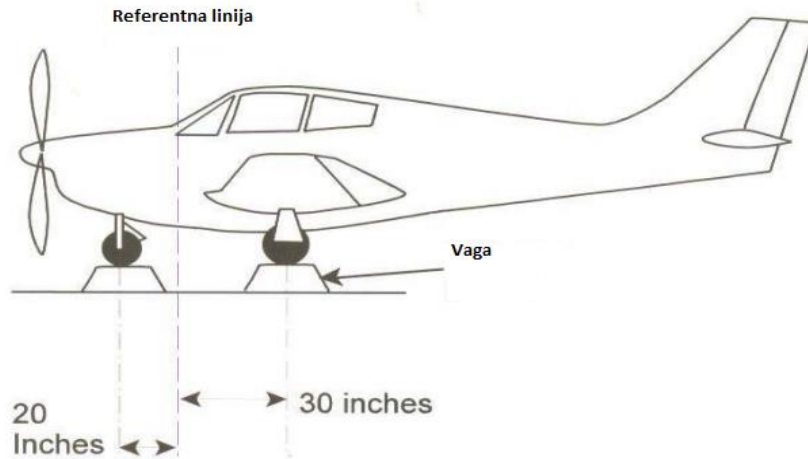
Proces određivanja pozicije težišta zrakoplova započinje vaganjem zrakoplova kada proizvođač određuje masu praznog zrakoplova (Basic Empty Mass – BEM), odnosno masu zrakoplova koja uključuje:

- neiskoristivo gorivo i druge fluide,
- ulje za podmazivanje u motoru i sustavima,
- protupožarne aparate,
- pirotehničke uređaje,
- opremu za kisik u slučaju opasnosti,
- elektroničku opremu.

Sve navedeno mora biti postavljena na točno određene pozicije, fluidi moraju biti punjeni na točnu količinu te zrakoplov mora biti čist kako bi vaganje bilo što preciznije. Vaganje se izvršava u zatvorenom prostoru na ravnoj površini, kako bi se umanjili atmosferski utjecaji koji bi mogli utjecati na rezultate. Zrakoplov se vaga tako da se svaki od kotača postavi na vagu, kao što je prikazano na slici 14, te očitane mase se množe s krakovima, odnosno udaljenostima kotača od referentne linije. Umnožak očitanih masa i krakova dati će ukupan moment zrakoplova koji se onda dijeli sa sumom očitanih masa kako bi se dobila pozicija težišta x_{CG} , prikazano jednadžbom (1).

$$x_{CG} = \frac{\sum M}{\sum m} \quad (1)$$

Prednja granica težišta je određena je djelotvornošću horizontalnog stabilizatora i elevatora, dok je stražnja granica određena potrebnom razinom stabilnosti aviona, te mora biti ispred neutralne točke. Neutralna točka je točka pri kojoj zrakoplov postaje neutralno stabilan, ako se težište nalazi unutar nje, a ako se nalazi iza nje zrakoplov postaje nestabilan. Statička rezerva je udaljenost pozicije težišta od neutralne točke, te će biti detaljnije opisani u nastavku [3].



Slika 14. Primjer vaganja zrakoplova [3]

2.4.2. Neutralna točka

Uzima se u obzir situacija u kojoj je poziciji težišta, označenoj sa h , dopušteno pomicanje pod uvjetom da je sve ostalo fiksirano. Prema jednadžbi (2) indicira se da je statička stabilnost funkcija od h . Vrijednost $\partial C_{M,cg}/\partial \alpha$ uvijek može biti negativna ispravnim pozicioniranjem težišta, te također postoji specifična pozicija težišta u kojoj će vrijednost $\partial C_{M,cg}/\partial \alpha$ biti jednaka nuli. Pri opisanim uvjetima vrijednost h je definirana kao neutralna točka, označena sa h_n , te u tom slučaju kada je $h = h_n$, nagib krivulje odnosa koeficijenta momenta težišta i apsolutnog napadnog kuta izgleda kao što je prikazano na slici 15.

$$\frac{\partial C_{M,cg}}{\partial \alpha} = a[(h - h_{acwb}) - V_H \frac{a_t}{a} (1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha})] \quad (2)$$

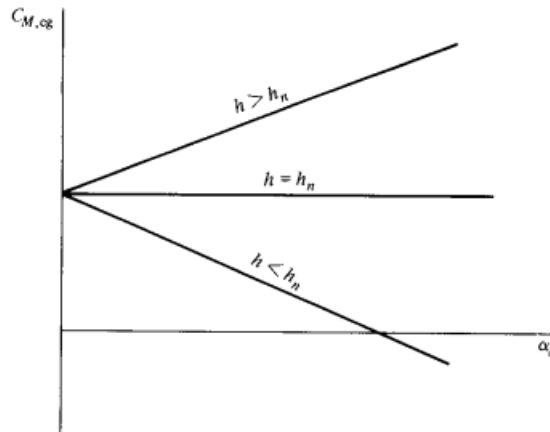
Za slučaj kada vrijedi da je $h = h_n$ i $\partial C_{M,cg}/\partial \alpha = 0$, vrijedi jednadžba (3), iz koje proizlazi jednadžba (4).

$$0 = a [h_n - h_{ac} - V_H \frac{a_t}{a} (1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha})] \quad (3)$$

$$h_n = h_{acwb} + V_H \frac{a_t}{a} (1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}) \quad (4)$$

Za jednadžbu (4) vrijedi da su vrijednosti s desne strane jednadžbe, radi praktične potrebe, određene dizajnom konfiguracije zrakoplova, što znači da za određeni dizajn zrakoplova neutralna točka ima fiksnu vrijednost, odnosno smatra se točkom koja je „zamrznuta“ negdje na zrakoplovu, te je neovisna o stvarnoj poziciji težišta. Koncept neutralne točke je predstavljen kao alternativa kriterija stabilnosti. Iz jednadžbi (2) i (4) se vidi da $\partial C_{M,cg}/\partial \alpha$ može biti negativan, nula ili pozitivan ovisno o tome je li h manji, jednak ili veći od h_n , što je prikazano na slici 15. Pozicija težišta h se mjeri od napadnog brida krila, te je bitno da je $h < h_n$, kako bi se zadovoljio alternativni kriterij stabilnosti koji glasi:

Za uzdužnu statičku stabilnost, pozicija težišta mora uvijek biti ispred neutralne točke.



Slika 15. Utjecaj pozicije težišta u odnosu na neutralnu točku na statičku stabilnost [1]

Neutralna točka se smatra aerodinamičkim centrom zrakoplova, te je razlog toga vidljiv na slici 15, gdje se vidi da u slučaju kada je $h = h_n$ koeficijent momenta težišta je neovisan o napadnom kutu, što je zapravo definicija aerodinamičkog centra, odnosno točke oko koje su momenti neovisni o napadnom kutu [1].

2.4.3. Statička rezerva

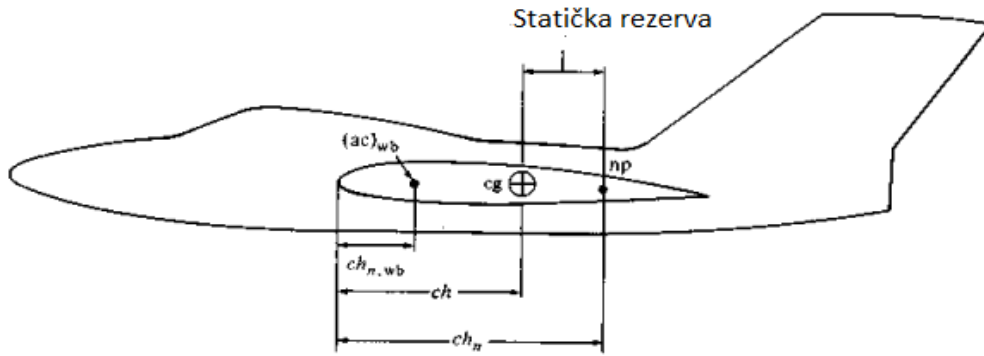
Posljedično prethodno opisanoj jednadžbi (2) slijedi supstitucija iste sa jednadžbom (5), te nakon supstitucije i rješavanja tih dviju jednadžbi dobije se jednadžba (6).

$$h_{ac_{wb}} = h_n - V_H \frac{a_t}{a} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) \quad (5)$$

Potrebno je uzeti u obzir da V_H u jednadžbama (3) i (5) nije isti kao u jednadžbi (2). U jednadžbi (2) V_H ovisi o kraku sile mjenom od pozicije težišta, dok se u jednadžbama (3) i (5) težišta nalazi u neutralnoj točki, te je krak sile mjenom od pozicije neutralne točke. No, ta razlika je mala, pa će se u ovom slučaju ignorirati, te supstitucijom jednadžbi (2) i (5) i poništavanjem izraza V_H dobije se jednadžba (6).

$$\frac{\partial C_{M, cg} \partial \alpha_a}{\partial \alpha_a} = a(h - h_n) \quad (6)$$

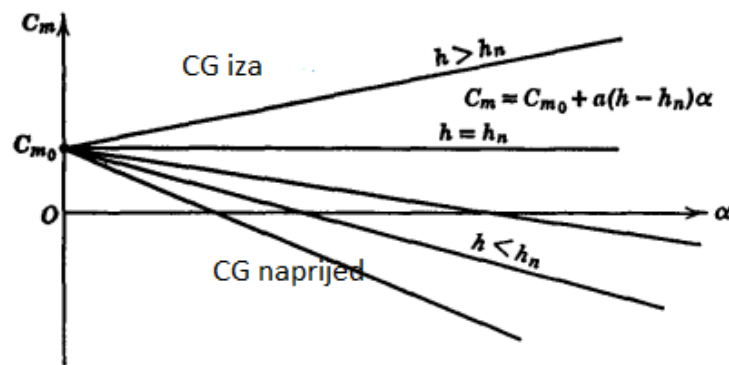
Udaljenost $h - h_n$ je definirana kao statička rezerva, prikazna na slici 16. Jednadžba (6) prikazuje statičku rezervu kao direktnu mjeru uzdužne statičke stabilnosti. Kako bi zrakoplov bio statički stabilan, statička rezerva mora biti pozitivna, te što je ona veća to je zrakoplov stabilniji [1].



Slika 16. Prikaz statičke rezerve [1]

2.5. Uzdužna upravljivost

U ovom dijelu objasnit će se uzdužna upravljivost zrakoplova iz statičkog pogleda. Temelji se na pitanjima kako se ravnotežno stanje pravolinijskog leta mijenja raspoloživim kontrolama. Postoje dvije vrste promjena koje pilot ili autopilot mogu napraviti, a to su promjena propulzivnog potiska ili promjena u konfiguraciji. U to se još uključuje i operacija aerodinamičkim upravljačkim površinama, poput kormila dubine, zakrilaca i pretkrilaca. Kao što je vidljivo na slici 17, promjenom težišta mijenjaju se ravnotežni uvjeti, odnosno mijenja napadni kut pri kojem je $C_m = 0$. Pomicanjem težišta prema naprijed, smanjuje se ravnotežni napadni kut i koeficijent uzgona, oznaka C_L , dok raste brzina za ravnotežni let. Primjer toga je način letenja jednog od začetnika zrakoplovstva Otta Lilienthala, koji je pri letovima jedrilice pomicao svoje tijelo kako bi promijenio težište.



Slika 17. Utjecaj težišta na krivulju C_M [4]

Varijabilni moment propinjanja osigurava elevator koji otklonom za neki kut, oznaka δ_e , ostvaruje prirast za C_L i C_M zrakoplova. Prirast koeficijenta uzgona, odnosno ΔC_L , je dovoljno mali da može biti zanemaren za većinu potrebnih izračuna. Smatra se da su prirasti momenta i uzgona linearni s promjenom otklona elevatora, te zbog toga vrijede sljedeći izrazi (7):

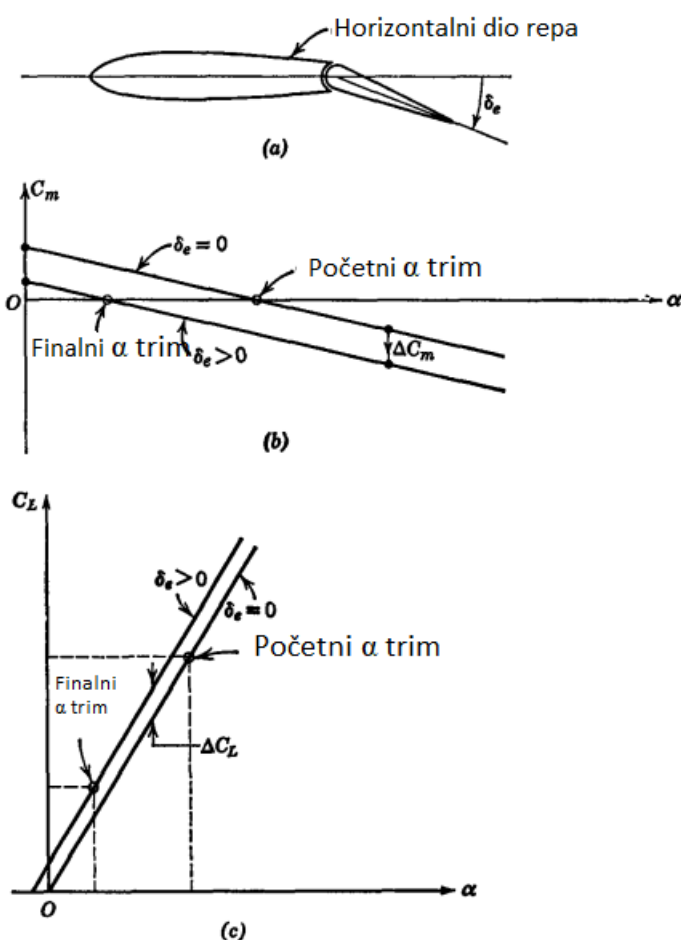
$$\Delta C_L = C_{L\delta_e} \cdot \delta_e \quad (7a)$$

$$C_L = C_L(\alpha) + C_{L\delta_e} \cdot \delta_e \quad (7b)$$

$$\Delta C_M = C_{M\delta_e} \cdot \delta_e \quad (7c)$$

$$C_M = C_M(\alpha) + C_{M\delta_e} \cdot \delta_e \quad (7d)$$

$C_M(\alpha)$ i $C_L(\alpha)$ se odnose na momente i uzgone pri $\delta_e = 0$. Otklon elevatora prema dolje, kao što je prikazano na slici 18a, smatra se pozitivnim te rezultira pozitivnim $C_{L\delta_e}$ i negativnim $C_{M\delta_e}$. Otklonom elevatora kroz konstantni pozitivni kut uzrokuje pomicanje krivulje odnosa $C_M - \alpha$, kao što je prikazano na slici 18b, dok se napadni kut pri nultom uzgonu također malo mijenja, kao što je prikazano na slici 18c [4].



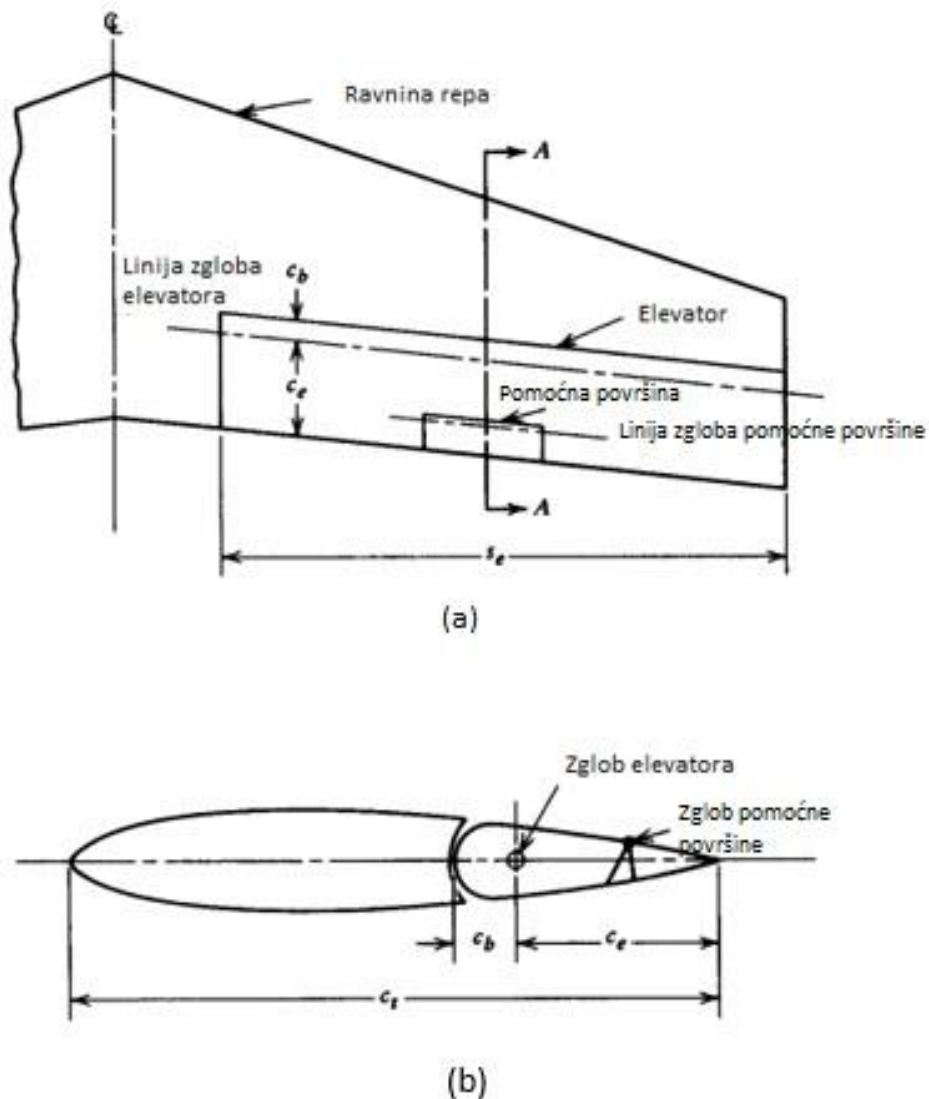
Slika 18. Utjecaj otklona elevatora na CM

a) otklon elevatora, b) krivulja $C_M - \alpha$, c) krivulja $C_L - \alpha$ [4]

2.6. Zglobni moment

Kako bi se aerodinamičke upravljačke površine poput kormila smjera, kormila dubine i krilaca, mogle rotirati oko svoga zgloba, potrebno je primijeniti silu kako bi se prevladao aerodinamički pritisak koji se odupire kretanju. Aerodinamička sila na svaku upravljačku

površinu stvara moment oko zgloba. Na slici 19 prikazana je površina repa koji ima elevator s pomoćnom površinom ili na engleskom *tab*. Pomoćna površina ima zanemariv utjecaj na uzgon aerodinamičke površine na kojoj se nalazi, ali njen utjecaj na zglobni moment je velik.



Slika 19. Geometrija elevatora i pomoćne površine

a) Prikaz ravnine, b) presjek A-A [4]

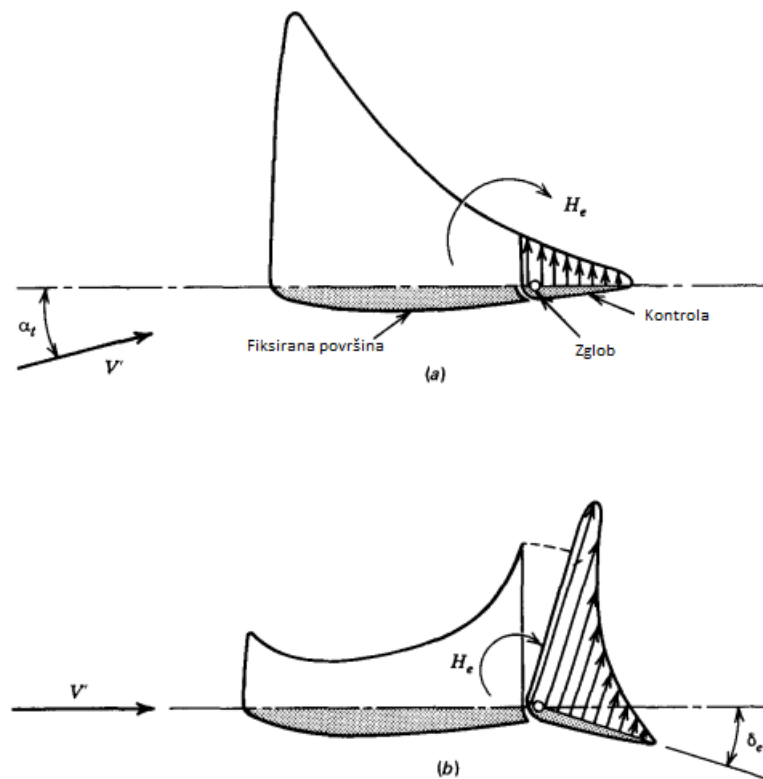
Koeficijent momenta zgloba elevatora, oznaka C_{he} , je definiran izrazom (8):

$$C_{he} = \frac{H_e}{\frac{1}{2}\rho V^2 S_e \bar{c}_e} \quad (8)$$

H_e označava moment aerodinamičkih sila na elevator i pomoćnu površinu oko linije zgloba elevatora, S_e označava površinu dijela u kojem se nalaze elevator i pomoćna površina iza linije zgloba elevatora, dok \bar{c}_e predstavlja srednju tetivu istog dijela.

Od svih aerodinamičkih parametara potrebnih za određivanje stabilnosti i kontrole, zglobni moment najteže je odrediti s preciznošću. Normalna raspodjela sile tipična za

podzvučno strujanje povezana je s promjenama u α i δ_e , kao što je prikazano na slici 20. Sila koja djeluje na pokretni dio ima prilično osjetljiv moment oko zgloba, te je na slici 20a i 20b moment oko zgloba negativan.



Slika 20. Normalna raspodjela sile iznad upravljačke površine pri podzvučnim brzinama
 a) Raspodjela sile iznad upravljačke površine za α_t pri $\delta_e = 0$. b) Raspodjela sile iznad upravljačke površine za δ_e pri $\alpha_t = 0$ [4]

U praksi se pretpostavlja da je za ograničene površine C_{he} linearna funkcija od α_s , δ_e i δ_t , te se dolazi do sljedećeg izraza (9):

$$C_{he} = b_0 + b_1\alpha_s + b_2\delta_e + b_3\delta_t \quad (9)$$

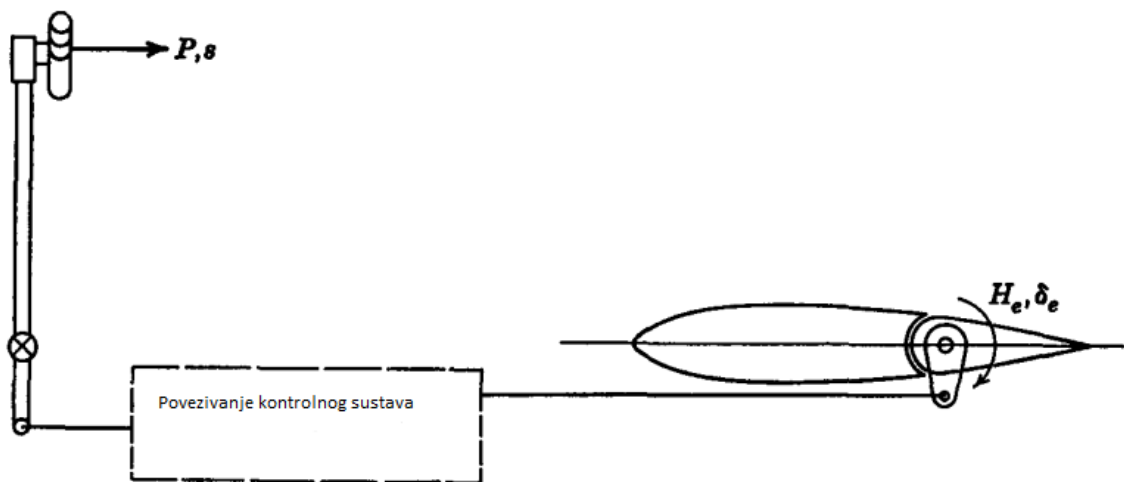
gdje su b_0 , b_1 , b_2 i b_3 :

$$\begin{aligned} b_0 &= C_{he_0} \\ b_1 &= \frac{\partial C_{he}}{\partial \alpha_s} = C_{he_{\alpha_s}} \\ b_2 &= \frac{\partial C_{he}}{\partial \delta_e} = C_{he_{\delta_e}} \\ b_3 &= \frac{\partial C_{he}}{\partial \delta_t} = C_{he_{\delta_t}} \end{aligned}$$

U izrazu (9) α_s označava napadni kut površine za koju je upravljačka površina prikvačena, odnosno krilo ili rep, dok δ_t označava kut pomaka pomoćne površine koji je pozitivan ako je prema dolje. Određivanje momenta zgloba se tako pretvara u pojedinačno određivanje b_0, b_1, b_2 i b_3 [4].

2.7. Upravljačka sila za ravnotežni let

Prije svega bitno je istaknuti važnost upravljačkih sila za kvalitetu upravljanja. Uređaji u kokpitu mogu biti dizajnirani da stvore više manje svaki željeni sintetički osjećaj na primarne letačke kontrole. Isto tako je potrebno istaknuti da se upravljačke sile prisutne kod „prirodnog“ osjećaja na kontrole moraju moći izračunati.



Slika 21. Shematski prikaz upravljačkog sustava elevatora [4]

Na slici 21 prikazan je shematski prikaz reverzibilnog upravljačkog sustava. Iscrtkani pravokutnik na slici predstavlja skup svih poluga, šipki, remenica, kablova i pojačivača snage koji čine jedan upravljački sustav. Pretpostavlja se da su svi elementi i struktura za koju su prikvačeni idealno kruti, tako da se energija naprezanja ne stvara u njima, te se zanemaruje trenje. Takav sustav ima jedan stupanj slobode. F označava silu koju primjenjuje pilot, te je ona pozitivna prema iza, s označava pomak, dok W_b označava rad sustava pojačivača snage. Očuvanje energije daje (10):

$$Fds + dW_b + H_e d\delta_e = 0 \quad (10)$$

ili

$$F = -\frac{dW_b}{ds} - \frac{d\delta_e}{ds} H_e$$

S obzirom da je dW_b/ds proporcionalno s F i H_e može se zapisati da je (11):

$$F = (G_1 - G_2)H_e \quad (11)$$

gdje $G_1 = -d\delta_e/ds > 0$ predstavlja prijenosni koeficijent elevatora ili na engleskom *elevator gearing*, dok $G_2 = \frac{dW_b/ds}{H_e}$ predstavlja prijenosni koeficijent pojačivača ili na engleskom *boost gearing*. Sada se izraz (11) može zapisati kao (12):

$$F = GH_e \quad (12)$$

gdje je $G = G_1 - G_2$. Za fiksirani G_1 , odnosno određeno kretanje upravljačke površine je rezultirano određenim pomakom upravljača, dodatkom pojačivača snage dolazi do smanjenja vrijednost G , te posljedično i F . Dodavanjem koeficijenta momenta zgloba u izraz (12), za F vrijedi (13):

$$F = G \cdot C_{he} \cdot \frac{1}{2} \rho V^2 S_e \bar{c}_e \quad (13)$$

što znači da F ovisi o brzini zrakoplova, te utjecaju brzine na C_{he} . Vrijednost C_{he} pri ravnotežnim uvjetima za proizvoljni kut pomoćne površine je dan kao (14):

$$C_{he} = C_{he0} + C_{he\alpha_{trim}} + b_2\delta_{e_{trim}} + b_3\delta_t \quad (14)$$

što u kombinaciji sa (15):

$$\delta_{t_{trim}} = -\frac{1}{b_3} (C_{he0} + C_{he\alpha_{trim}} + b_2\delta_{e_{trim}}) \quad (15)$$

daje (16) za C_{he} :

$$C_{he} = b_3 (\delta_t - \delta_{t_{trim}}) \quad (16)$$

što znači da je zglobni moment jednak nuli kada je $\delta_t = \delta_{t_{trim}}$. Nadalje, uvrštavanjem izraza (17):

$$\delta_{t_{trim}} = -\frac{1}{b_3} \left[C_{he0} + \frac{C_{m_0}}{det} + (C_{he\alpha} C_{L\delta_e} - b_2 C_{L\alpha}) - \frac{a'b_2}{det} (h - h'_n) C_{L_{trim}} \right] \quad (17)$$

u izraz (18) dobije se:

$$C_{he} = b_3 + C_{he0} + \frac{C_{m_0}}{det} + (C_{he\alpha} C_{L\delta_e} - b_2 C_{L\alpha}) - \frac{a'b_2}{det} (h - h'_n) C_{L_{trim}} \quad (18)$$

za det vrijedi (19):

$$det = C_{L\alpha} C_{m\delta_e} + C_{L\delta_e} C_{m\alpha} \quad (19)$$

Uzgon je jednak težini u horizontalnom letu, pa vrijedi (20):

$$C_{L_{trim}} = \frac{w}{\frac{1}{2}\rho V^2} \quad (20)$$

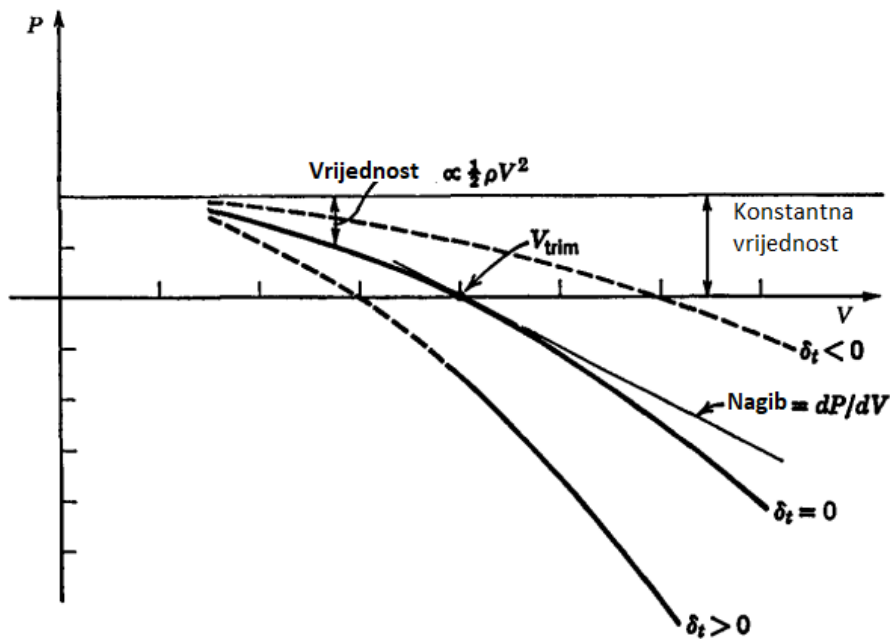
dok w predstavlja opterećenje krila, odnosno $w = W/S$. Kada se izrazi (18) i (20) uvrste u izraz (13) dobije se:

$$F = A + B \frac{1}{2}\rho V^2 \quad (21)$$

gdje su A i B :

$$A = -GS_e \bar{c}_e w \frac{a' b_2}{det} (h - h'_n)$$

$$B = GS_e \bar{c}_e [b_3 \delta_t + C_{he_0} + \frac{C_{m_0}}{det} (C_{he_\alpha} C_{L\delta_e} - b_2 C_{L\alpha})].$$



Slika 22. Primjer F/V grafa [4]

Izgled grafa odnosa sile na upravljač F i brzine zrakoplova V koji je potrebno dobiti nakon uvrštavanja potrebnih vrijednosti je prikazan na slici 22. Kada su aerodinamički koeficijenti konstantni, kao što je prikazano na slici 22, može se doći do sljedećih zaključaka:

- Potrebna sila na upravljač raste s veličinom zrakoplova, odnosno parametara poput S_e , \bar{c}_e i ostalih.

- F je direktno proporcionalan s prijenosnim koeficijentom G . Pozicija težišta utječe na konstantu vrijednost prikazanu na slici 22, tako da pomicanje težišta prema naprijed uzrokuje translaciju krivulje prema gore.
- Težina zrakoplova ulazi u obzir kroz opterećenje krila w , te se povećanjem opterećenja krila stvara isti utjecaj na krivulju kao i pomicanje težišta prema naprijed.
- F se smanjuje s povećanjem visine, jer se smanjuje gustoća zraka, dok s porastom brzine raste
- Kod člana B jednadžbe uočljivo je da su sve vrijednosti konstante osim δ_t , odnosno otklona pomoćne površine, koji utječe na zakrivljenost krivulje kao što je vidljivo na slici 22, odnosno mijenja mjesto presijecanja krivulje odnosa sile na upravljač i brzine sa osi brzine, što znači da pri $\delta_t < 0 V_{TRIM}$ raste, pri $\delta_t = 0 V_{TRIM}$ se ne mijenja, dok za $\delta_t > 0 V_{TRIM}$ se smanjuje. Drugim riječima, promjenom u δ_t mijenja se brzina pri kojoj je potrebna sila na upravljač jednaka nuli [4].

3. Eksperiment ispitivanja uzdužne statičke stabilnosti

Eksperiment je proveden na zrakoplovu Cessna 172N s ciljem ispitivanja uzdužne statičke stabilnosti, te u skladu sa zahtjevima i postupcima propisanih EASA CS – 23 standardom, odnosno neobvezujućim tehničkim standardima usvojenih od strane EASA-e (Europske agencija za sigurnost zračnog prometa) kako bi se zadovoljili bitni zahtjevi regulative. Certifikacijska specifikacija 23, odnosno CS – 23, se koristi jer se odnosi na zrakoplov na kojem su provedena ispitivanja. U dokumentu su opisani uvjeti koji su potrebni za uspješno ispitivanje uzdužne statičke stabilnosti zrakoplova, te će biti opisani u nastavku.

3.1. Uvjeti eksperimenta

Eksperiment mora zadovoljiti uvjete opisane u CS 23.171, CS 23.173 i CS 23.175. U CS 23.173 je opisano da kako bi uzdužna statička stabilnost bila zadovoljena upravljačke sile kormila dubine i trenje unutar upravljačkog sustava moraju biti takvi da:

- a) Povlačenjem upravljača prema sebi, odnosno podizanjem nosa prema gore, potrebno je da se ostvare i održe nove brzine koje su manje od brzine za ravnotežni let ili V_{TRIM} , dok guranjem upravljača od sebe, odnosno spuštanjem nosa prema dolje, potrebno je ostvariti i održati brzine veće od V_{TRIM} . Ovo se mora pokazati za sve brzine koje se mogu održati u letu, osim za brzine za koje je potrebna upravljačka sila veća od 178 N kako bi se postigle, te za brzine iznad maksimalne dozvoljene brzine i brzine ispod minimalne dozvoljene brzine za stabilan let.
- b) Nakon laganog popuštanja upravljačke sile na upravljač, brzina bi se trebala vratiti na brzinu koja je približna V_{TRIM} , odnosno u granicama tolerancije odstupanja od V_{TRIM} koja iznosi +/- 10 %.
- c) Sila na upravljač mora varirati sa brzinom tako da svaka znatna promjena brzine rezultira promjenom sile koja će biti jasno primijećena od strane pilota zrakoplova.
- d) Trenje unutar upravljačkog sustava je ograničeno jer prekomjerno trenje stvara maskirajući efekt na stabilnost, odnosno ne prikazuje se stvarno stanje.
- e) Stabilan nagib krivulje je uvjet koji zahtjeva od testnog pilota da donese odluku o tome je li nagib krivulje odnosa sile na upravljač i brzine dovoljno strm kako bi bio zadovoljen uvjet pod c), odnosno kako bi se jasno mogla primijetiti promjena brzine sa promjenom sile na upravljač.

U CS 23.175 opisano je ispitivanje uzdužne statičke stabilnosti prema režimu leta, odnosno penjanju, krstarenju i slijetanju.

Za zrakoplov u penjanju krivulja sile na upravljač mora imati stabilan nagib, a brzine moraju biti između 85 % i 115 % od V_{TRIM} , dok konfiguracija za let mora biti takva da su:

- a) Zakrilca uvučena,
- b) Podvozje uvučeno, ako se ne radi o fiksiranom podvozzju,

- c) Postavka snage je maksimalna trajna snaga (MCP - Maximum continuous power), odnosno najveća snaga kojoj motor zrakoplova može biti izložen kroz duži period vremena,
- d) Zrakoplov mora biti uravnotežen na brzini koja se koristi pri određivanju performansi penjanja, odnosno brzini opisanoj u CS 23.69 a)., za slučaj kada su svi motori u operativnom stanju mora biti određen stabilan gradijent i stopa penjanja za svaku težinu, visinu i vanjsku temperaturu unutar uspostavljenih operativnih ograničenja pod sljedećim uvjetima:
- snaga na motorima ne smije biti veća od maksimalne trajne snage,
 - podvozje i zakrilca moraju biti uvučeni,
 - brzina penjanja ne smije biti manja od $1.3 V_{S1}$, odnosno brzine sloma uzgona sa uvučenim zakrilcima i podvozjem.

Za zrakoplov u krstarenju podvozje i zakrilca su uvučeni, te se koriste različite postavke snage potrebne da zrakoplov postigne određene brzine krstarenja na višoj i nižoj visini, koje idu do V_{NO} , maksimalna brzina za normalne operacije, ili V_{NE} , maksimalna brzina za sve operacije, ako je moguće. Brzina ne bi trebala prelaziti brzinu V_H , odnosno maksimalnu brzinu krstarenja s maksimalnom trajnom snagom. Za CS – 23 kategoriju zrakoplova, krivulja sile na upravljač mora imati stabilan nagib na svim brzinama koje su u rasponu od 15 % od V_{TRIM} plus dobiveni raspon slobodne povratne brzine (Free return speed range - FRSR) , odnosno raspon brzina kojima će zrakoplov letiti bez potrebne sile ruke na upravljač i bez potrebe ponovnog uspostavljanja ravnotežnog leta. Taj raspon brzina je uvijek ispod ili iznad vrijednosti V_{TRIM} , te nagib krivulje ne treba biti stabilan za sljedeće brzine:

- Brzine manje od $1.3 V_{S1}$
- Brzine veće od V_{NE} , za zrakoplove čija je brzina V_{NE} određena pod uvjetima opisanim u CS 23.1505 a), odnosno sljedećim uvjetima u kojima brzina V_{NE} mora biti određena tako da:
 - a) Nije manja od 90 % minimalne vrijednosti V_D , odnosno maksimalna brzina koja se planira koristiti u testiranju, koja ne smije biti manja od $1.4 V_{Cmin}$, odnosno manja od minimalne brzine za koju je zrakoplov dizajniran u krstarenju, opisano u CS 23.335,
 - b) Nije veća od manje od $0.9 V_D$, opisanoj u CS 23.335, i 0.9 puta maksimalne brzine opisane u CS 23.251.

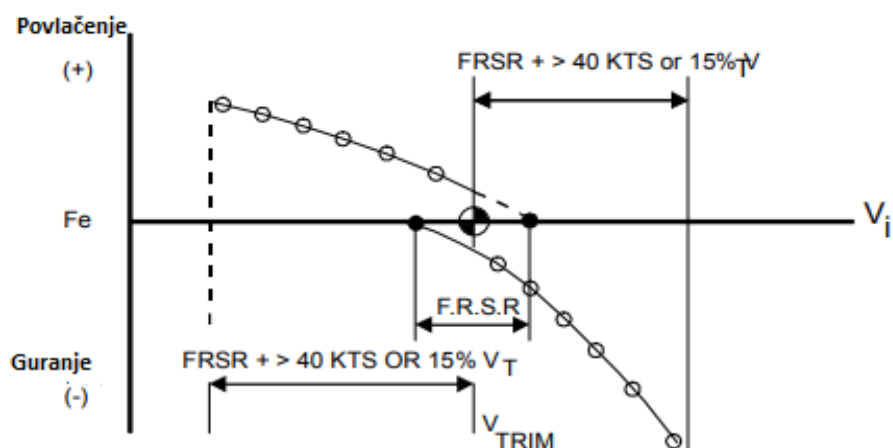
Za zrakoplov u slijetanju, krivulja sile na upravljač mora imati stabilan nagib između brzina $1.1 V_{S1}$ i $1.8 V_{S1}$ sa:

- zakrilcima u poziciji za slijetanje,
- izvučenim podvozjem,
- zrakoplovom uravnoteženim na sljedeće brzine:

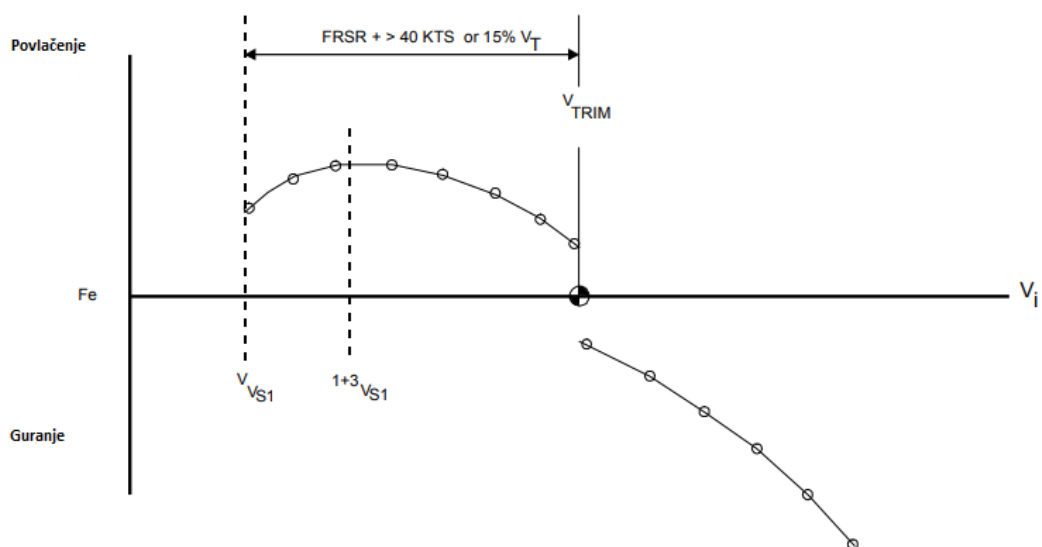
- a) V_{REF} , odnosno brzina zrakoplova u određenoj konfiguraciji za slijetanje, u točki koju prolazi u spuštanju kroz visinu od 15 metara (50 stopa), pri određivanju udaljenosti za slijetanje, bez snage.
- b) V_{REF} , s dovoljno snage da se može održati kut spuštanja od 3° .

U CS 23.171 detaljnije su opisane potrebna stabilnost i sile.

- a) U dokumentu dio vezan za stabilnost odnosi se primarno na statičku stabilnost. Nikakve kvantitativne vrijednosti nisu specificirane za stupanj tražene stabilnosti, što omogućuje jednostavne metode testiranja osim ako ne postoje neka ograničenja. Regulator zahtjeva da zrakoplov bude stabilan i da ima dovoljnu promjenu u upravljačkoj sili, nakon što je pomaknut iz ravnotežnog stanja, da se dobije odgovarajući osjećaj kontrole potreban za sigurno izvođenje operacije.
- b) Dio vezan za silu opisuje da bi se veličina izmjerenih sila trebala povećavati od polijetanja s polijetanjem od V_{TRIM} do brzina ranije opisanih u CS 23.175 ili do limita sile koji iznosi 178 N. Promjena sile na upravljaču s promjenom brzine bi trebala biti stabilna, odnosno sila povlačenja potrebna kako bi zrakoplov letio sporije od V_{TRIM} i sila guranja kako bi zrakoplov letio brže od V_{TRIM} , te gradijent bi trebali biti jasno primijećeni od strane pilota na brzinama od $1.3 V_{S1}$ do V_{NE} . Na slici 23 prikazan je odnos sile na upravljač i brzine zrakoplova u konfiguraciji za krstarenje. Na grafu se može vidjeti da je graf krivulje stabilan, odnosno raspon brzina je između $1.3 V_{S1}$ i V_{NE} , te da je raspon brzina jednak zbroju ranije opisane FRSR brzine i veće od plus 74 km/h (40 čvorova) i 15 % od V_{TRIM} . Dok slika 24, prikazuje slučaj kada su brzine manje od $1.3 V_{S1}$ gdje se vidi da nagib krivulje više nije stabilan. Sila povlačenja se smanjuje sa snižavanjem brzine do, ali ne i V_{S1} , međutim sila povlačenja ni u kojem slučaju ne bi trebala pasti ispod nule dok ne dođe do sloma uzgona.

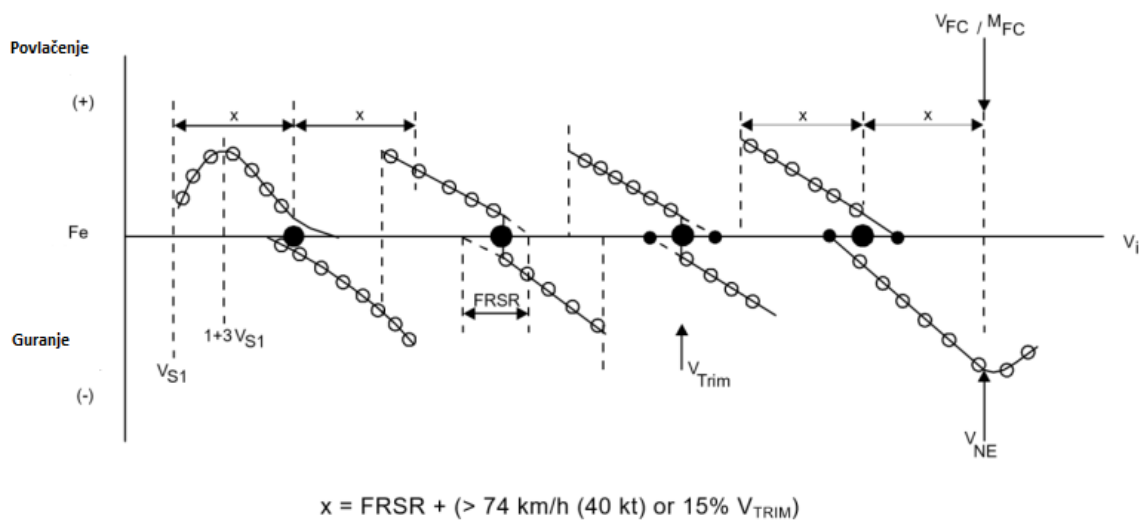


Slika 23. Primjer za konfiguraciju pri krstarenju [5]



Slika 24. Nestabilnosti pri malim brzinama [5]

Nadalje, na slici 25 prikazan je detaljniji prikaz odnosa sile na upravljač i brzine zrakoplova za više brzina, odnosno V_{S1} , V_{TRIM} i V_{NE} , na koji se odnose uvjeti ranije opisani iz CS 23.173. Jasno se uočava stabilan nagib krivulje od brzina $1.3 V_{S1}$ do V_{NE} , dok smanjenje brzine ispod $1.3 V_{S1}$ i povećanje brzine iznad V_{NE} uzrokuje nestabilan nagib, odnosno sila na upravljač teži prema nuli [5].



Slika 25. Primjer odnosa sile na upravljač i brzine pri različitim V_{TRIM} [5]

3.2. Ispitivanje uzdužne statičke stabilnosti

U CS 23.175 zahtijeva da se u konfiguraciji za krstarenje testovi za uzdužnu statičku stabilnosti provode s reprezentativnim brzinama krstarenja na višim i nižim visinama do V_{NE} , dok V_{TRIM} ne bi trebala prelaziti V_H . Uzdužna statička stabilnost treba biti prikazana za sve brzine koje zrakoplov može održati, kako je ranije opisano u CS 23.173 a), što znači da se

treba demonstrirati za čitav raspon brzina od V_{S1} do V_{NE} . Slika 26 prikazuje tipičnu pokrivenost raspona brzina u krstarenju, te su za srednje vrijednosti stavljene brzina za najveći domet, za najveću istrajnost i za krstarenje pri velikim brzinama. Ispitivanje se izvodi na sljedeći način:

- a) Uravnotežiti zrakoplov na brzinu koja je jednaka sumi V_{S1} , većoj od 40 čvorova i 15 % V_{TRIM} i FRSR, te provesti test uzdužne statičke stabilnosti za V_{TRIM} unutar raspona brzina i paziti da ne dođe do sloma uzgona.
- b) Odrediti V_H za nižu visinu, te koristeći se trajnom snagom provesti test uzdužne statičke stabilnosti u određenom rasponu brzina, ali ne prekoračiti V_{NE} .
- c) Izabrati dodatne ravnotežne točke, npr. brzine za najveći domet i istrajnost, dok se ne ostvari željena pokrivenost podacima kao što je prikazano na slici 11.
- d) Penjati na najveću moguću visinu za let, ovisno o tipu zrakoplova i presurizaciji kabine, uravnotežiti zrakoplov na V_H i ponoviti test do maksimalne brzine V_{NE} .

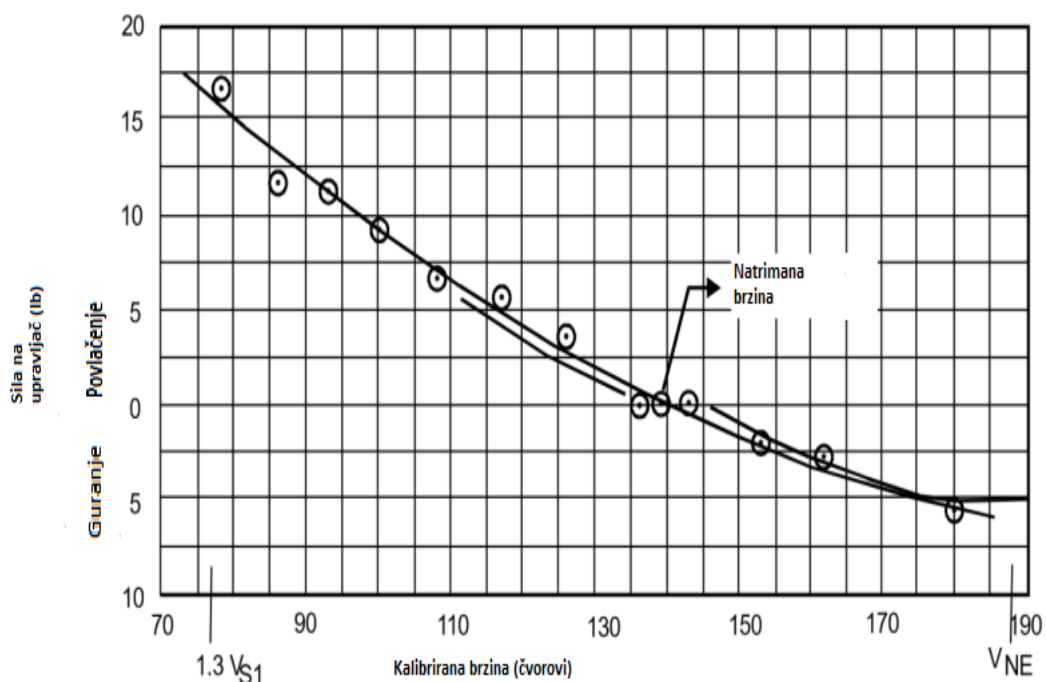
Koriste se dvije procedure za izvođenje ispitivanja uzdužne statičke stabilnosti, a to su stabilizirana metoda i metoda ubrzavanja i usporavanja, te će u nastavku biti detaljnije opisane.

1. Stabilizirana metoda je metoda u kojoj zrakoplov treba biti uravnotežen u uvjetima mirne atmosfere kako bi se ispunile uvjeti zahtijevani od regulative. Ispitivanja bi se trebala provoditi pri kritičnoj kombinaciji težine i težišta, odnosno manjim težinama i težištu prema iza. Nakon postizanja određene V_{TRIM} , potrebno je primijeniti silu povlačenja na upravljač i stabilizirati se na manjoj brzini, te bi se taj proces trebao ponavljati za svakih 10 ili 20 čvorova od V_{TRIM} dok se ne postigne minimalna brzina za stabilan let bez sloma uzgona. U određenoj stabiliziranoj točki, sila povlačenja bi se trebala postepeno smanjivati kako bi zrakoplov ponovno postigao V_{TRIM} , odnosno brzinu pri kojoj je potrebna sila na upravljač jednaka nuli. Ovisno o količini trenja unutar upravljačkog sustava, brzina na kojoj će se zrakoplov stabilizirati će biti nešto manja od prvotne V_{TRIM} , te kako je navedeno u CS 23.173 b), nova brzina koja se zove slobodna povratna brzina (Free return speed - FRS) bi trebala biti u granicama odstupanja od 10 % od V_{TRIM} . Nakon završetka ispitivanja korištenjem sile povlačenja, potrebno je ponovno uspostaviti V_{TRIM} te primijeniti silu guranja i postepenog opuštanja, do maksimalne brzine koja iznosi 115 % V_{TRIM} , na isti način kao što je ranije opisano za primjenu sile povlačenja. Raspon visina za provođenje ispitivanja bi trebao biti +/- 610 metara (2000 stopa) od ravnotežne visine, kako bi se minimalizirale promjene snage s visinom pri fiksnim postavkama snage koje bi mogle utjecati na uzdužnu statičku stabilnost. Ova metoda je prikladna za zrakoplove slabijih performansi penjanja, poput Cessne 172 N.
2. Metoda ubrzavanja i usporavanja je tehnika ispitivanja uzdužne statičke stabilnosti u letu, te je prikladna za zrakoplove s mogućnosti krstarenja pri velikim brzinama. Zrakoplov je uravnotežen na željenu brzinu pri određenoj postavki snage. Snaga se zatim povećava, što uzrokuje ubrzavanje zrakoplova i povećanje brzine krstarenja do

ekstremne brzine željenog pojasa podataka. Nakon toga snaga se vraća na početnu postavku snage za V_{TRIM} te zrakoplov usporava na trenutnoj visini dok ne postigne prvotnu V_{TRIM} . Podaci o uzdužnoj statičkoj stabilnosti dobiveni su tijekom usporavanja zrakoplova na V_{TRIM} s postavkom snage i trimera kormila dubine postavljenih u originalnoj ravnotežnoj poziciji, to je način dobivanja podataka iznad V_{TRIM} . Za dobivanje podataka ispod V_{TRIM} , potrebno je prvo smanjiti snagu kako bi zrakoplov usporio na najmanju brzinu određenog pojasa podataka, a zatim se snaga vraća na početnu te se podaci o uzdužnoj statičkoj stabilnosti mjere pri ubrzanju zrakoplova na V_{TRIM} . Ako je odnos potiska i otpora takav da zrakoplov ima poteškoće u vraćanju na V_{TRIM} , dopuštene su male promjene visine od +/- 610 metara (2000 stopa) kako bi se zrakoplov vratio na V_{TRIM} , ali ravni ravnotežni let je poželjniji. Podaci koji se mjere svakih na otprilike svakih 10 čvorova pri povratku na V_{TRIM} su brzina i sila na upravljač.

Prikupljanje podataka, odnosno očitavanje sile se izvršava pomoću ručnog mjeraca sile, elektronske ručne ovjesne vage ili na elektronički način, te se uspoređuju s kalibriranom brzinom radi usklađenosti s regulativom. Sila na upravljač mora biti izmjerena osim ako:

- promjenom sile na upravljač jasno dolazi do promjene brzine,
- maksimalne sile na upravljač opisane u CS 23.173 i CS 23.175 nisu prekomjerne [5].



Slika 26. Rasprostranjenost podataka za uzdužnu statičku stabilnost [5]

4. Izvođenje eksperimenta

Eksperiment je proveden na aerodromu Varaždin, 16. srpnja 2022. u 10 sati prema UTC, odnosno 12 sati prema lokalnom vremenu. Cilj eksperimenta je utvrđivanje uzdužne statičke stabilnosti za Cessnu 172 N, te je izveden prema ranije opisanim uvjetima. Eksperiment se izvodio na visinama od 3000 ft i 5000 ft prema standardnoj atmosferi, odnosno tlaku od 1013 hPa. Na svakoj od visina korištene su dvije V_{TRIM} , od 90 i 100 čvorova, dok su za mjerenja sile na upravljač korištene brzine prikazane u tablicama a), b), c) i d). Pomoću dobivenih mjerenja prikazanih u tablicama, izrađeni su grafovi odnosa sile na upravljač i brzine te će biti prikazani u nastavku.

4.1. Priprema i opis izvođenja eksperimentalnog leta

Za izvođenje eksperimentalnog leta pripremljene su tablice a), b), c) i d) za svaki slučaj provedbe eksperimenta u letu, odnosno za različite početne V_{TRIM} i različite visine (oznaka H). Visine i V_{TRIM} koje su korištene za mjerenja u tablicama su sljedeće:

- a) $H = 3000$ ft, $V_{TRIM} = 90$ kt,
- b) $H = 3000$ ft, $V_{TRIM} = 100$ kt,
- c) $H = 5000$ ft, $V_{TRIM} = 90$ kt,
- d) $H = 5000$ ft, $V_{TRIM} = 100$ kt.

Mjerenja i parametri leta koji su upisani u tablicama su: sila na upravljač, okretaji po minuti pri V_{TRIM} (Revolutions per minute - RPM), količina goriva, početna i završna masa te ranije opisani FRSR. Instrument koji je korišten za mjerenje sile na upravljač je elektronska ručna ovjesna vaga, prikazana na slici 27, te je korištena tako da se kukica na donjoj strani vage zakači na upravljač zrakoplova, nakon čega se zrakoplov ustabilio na planiranoj visini i V_{TRIM} te započne s mjerenjem sile na upravljač. Zrakoplov se iz ravnotežnog stanja, povlačenjem i odgurivanjem upravljača izbacuje iz ravnotežnog položaja, te je potrebna sila na upravljač kako bi se zadržao u novom položaju i na novoj brzini. Instrument za mjerenje je korišten tako da kad se postigne nova brzina, uslijed povlačenja ili guranja upravljača zrakoplova, mjeri se sila koja je potrebna da se zrakoplov zadrži na novoj brzini. Sljedeće brzine su uzete za mjerenje potrebne sile na upravljač:

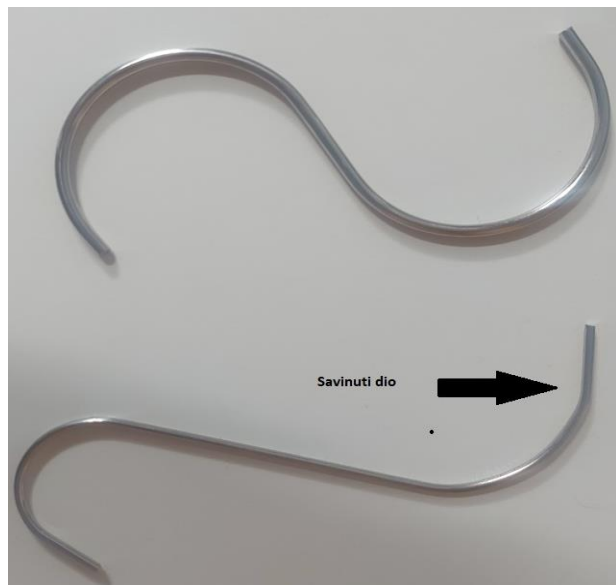
- za slučaj a) i c), korištene su brzine od 80, 70 i 60 kt za mjerenje sile na upravljač pri povlačenju, te brzine 100 i 110 kt za mjerenje sile pri guranju.
- za slučaj b) i d), korištene su brzine od 90, 80, 70 kt za mjerenje sile na upravljač pri povlačenju, te brzine 110 i 120 kt za mjerenje sile pri guranju.

Kao što je vidljivo na slici 27, kukica instrumenta koja se trebala prikvačiti na upravljač nije bila dovoljno velika, pa se zbog toga koristila dodatna veća kukica koja se mogla uspješno prikvačiti za upravljač. Nakon većih sila na upravljač, odnosno preciznije pri mjerenju sile na upravljač na brzini od 60 kt, dodatna kukica se savinula, te ju je bilo potrebno zamijeniti s

dodatnom kukicom veće debljine, koja je uspješno poslužila za sva preostala mjerenja, obje prikazane na slici 28.



Slika 27. Elektronska ručna ovjesna vaga



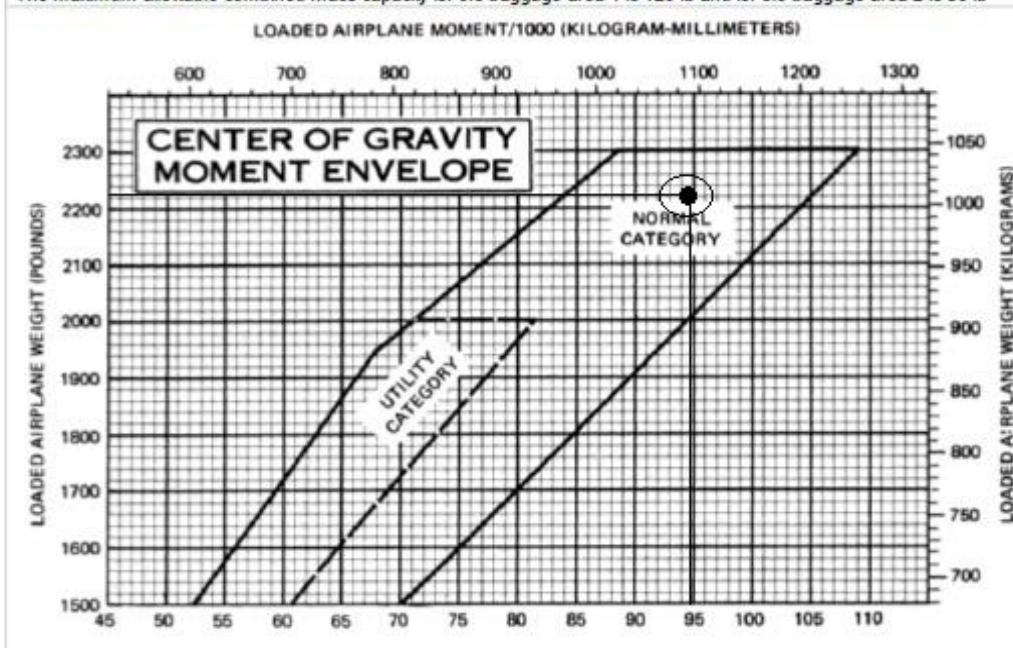
Slika 28. Dodatne kukice

Za izvođenje eksperimenta potrebno je uzeti dvije visine, nižu i najvišu visinu leta za tip zrakoplova na kojem se provodi eksperiment, iz praktičnih razloga i ograničenog vremena leta uzete su visine od 3000 i 5000 ft.

In accordance with POH (AFM) Cessna 172N Section 6; Pages 6-9, 6-11

Registration	Date	Pilot	Signature
9A-DMB	16.07.2022.		
Loading	Mass [lb]	CG arm [in]	Moment [lb-in/1000]
BEM (use data pertaining to specific airplane)	1528.9	39.61	60.559
Usable fuel (6 lb/gal) standard tanks /40 gal max	164.4	47.9	7.87
Pilot and Front PAX	352	37.1	13
Rear PAX	176	72.9	12.8
*Baggage Area 1 /120 lb max	7	94.8	0.7
*Baggage Area 2 /50 lb max	/	140.0	/
Ramp Mass/Moment	2228.3	-	94.929
Fuel allowance for start, taxi and run-up	-7	47.9	-0.3
TOM /2300 lb max	2221.3	-	94.629

*The maximum allowable combined mass capacity for the baggage area 1 is 120 lb and for the baggage area 2 is 50 lb



Slika 29. Položaj težišta u tablici mase i balansiranja [6]

Na slici 29 je prikazana tablica mase i balansiranja koju je potrebno ispuniti prije svakog leta kako bi se odredio položaj težišta zrakoplova, odnosno kako bi se utvrdilo je li težište u granicama koje određuje proizvođač zrakoplova, kao što je ranije opisano u poglavlju 3. Prema podacima sa zadnjeg vaganja zrakoplova izvučenih iz [7], masa praznog zrakoplova 9A-DMB iznosi 693.5 kg ili 1528.9 lb, dok je krak težišta 1.006 m ili 39.61 in. Masa praznog zrakoplova se uvrštava u tablicu prikazanoj na slici 29. Nakon što se u tablicu uvrsti masa praznog zrakoplova, potrebno ju je pomnožiti s duljinom kraka težišta kako bi se dobio moment praznog zrakoplova, nadalje potrebno je uvrstiti masu iskoristivog goriva, mase pilota i putnika na prednjem sjedištu, mase putnika na stražnjem sjedištu te masu prtljage za svaki prostor predviđen za smještaj prtljage, u ovom slučaju postoje dva takva prostora. Sumom navedenih podataka dobije se masa zrakoplova na stajanki ili na engleskom *Ramp Mass*, odnosno masa zrakoplova koja je veća od mase zrakoplova pri polijetanju jer uključuje i gorivo potrebno za pokretanje motora i taksiranje do pozicije za polijetanje zrakoplova, iz tog razloga je u tablici za određivanje pozicije težišta prikazan dodatak za gorivo koji je potrebno oduzeti od mase i momenta zrakoplova na stajanki, kako bi se dobila masa i moment zrakoplova pri polijetanju koji se uvrštavaju u graf odnosa mase i momenta te se odredi pozicija težišta, kao što je prikazano na slici 29 gdje crna točka označava poziciju težišta zrakoplova na polijetanju

Kao što je potrebno napraviti prije svakog leta, tako je i za eksperimentalni let potrebno provjeriti meteorološku situaciju. Područje provođenja eksperimentalnog leta, odnosno područje iznad Ludbrega, nalazilo se u polju blago povišenog tlaka zraka koji je iznosio 1020 hPa. Temperatura na površini u vrijeme provođenja leta je iznosila 28 °C, dok je na visini od 3000 ft vanjska temperatura iznosila 19 °C, a na 5000 ft 15 °C. Pokrivenost naoblakom u letu nije predstavljala problem, te u većinskom dijelu leta iznosila 2/8 pokrivenosti, odnosno na engleskom *few*, te u kraćem vremenskom periodu 3/8 pokrivenosti, odnosno na engleskom *scattered*, te se radilo o nagomilanim oblacima, odnosno poznatije „Cumulus“, međunarodna kratica „Cu“, koji su se nalazili na visinama od 3500 do 5000 ft. Što se tiče stanja atmosfere pri izvođenju eksperimenta, bilo je dosta nestabilnosti uslijed razvoja konvektivnih oblaka Cumulusa, što je vidljivo u povećanom temperaturnom gradijentu od površine do 3000 ft koji je iznosio 3.3 °C. Najveći problem za izvođenje eksperimenta i što preciznijeg mjerenja predstavljala su vertikalna uspona nispona strujanja uslijed razvoja Cumulusa koja su se značajno osjetila na 3000 ft, dok su na 5000 ft bila manja, ali ne i neosjetna. Takva strujanja su otežala precizno mjerenje sile na upravljač pri određenim brzinama, ali su i dalje uspješno izvedena, tako da su se određena mjerenja na koja su djelovala takva strujanja provodila više puta radi što preciznijih rezultata. Vjetar na visini od 3000 ft iznosio je 040/5 kt, dok je na visini od 5000 ft iznosio 060/7 kt.

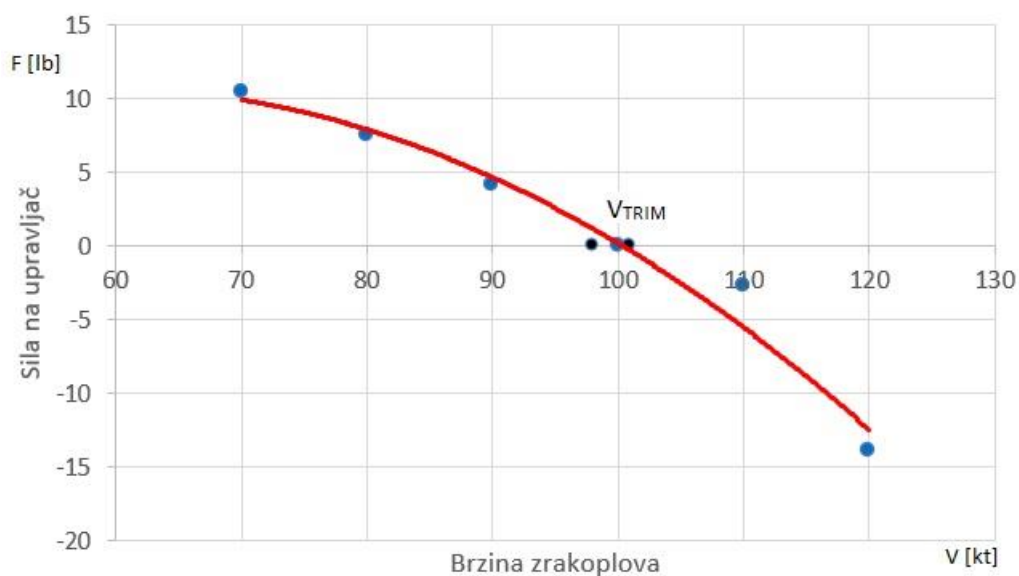
4.2. Rezultati eksperimenta

Eksperimentom ispitivanja uzdužne statičke stabilnosti zrakoplova Cessna 172 N, odnosno ispitivanja potrebne sile na upravljač zrakoplova pri određenim brzinama različitim

od V_{TRIM} , dobiveni se grafovi odnosa sile na upravljač i brzine zrakoplova na temelju podataka zapisanih u ranije opisanim i prikazanim tablicama. Zbog toga što se s eksperimentom u letu započelo sa slučajem d, odnosno sa $V_{TRIM} = 100$ kt i $H = 5000$ ft, radi praktičnih razloga, odnosno jer se zrakoplov već nalazio na toj visini i V_{TRIM} , tim će se redom opisivati i rezultati. U slučaju d je trebalo odrediti silu na upravljač, uz ostale parametre vidljive u tablici, pri brzinama od 90, 80, 70, 110 i 120 čvorova. Mjerenjem sile na upravljač, koje je ranije u opisano u poglavlju Priprema i opis izvođenja eksperimentalnog leta, za navedene brzine, dobivena je sila u lb, koja je redom za brzine 90, 80, 70, 110 i 120 čvorova iznosila, 4.1, 7.5, 10.5, 2.7 i 13.9. Uvrštavanjem tih vrijednosti u graf odnosa sile na upravljač i brzine zrakoplova dobije se graf na slici 30. Isti postupak se radi i za slučaj b, odnosno koriste se iste brzine na kojima se mjere sile na upravljač, te se dobiju iznosi sila redom 3.4, 7.2, 9.6, 2.44 i 13.4, koje su zatim uvrštavaju u graf na slici 33. Za slučajeve a i c korištena je druga V_{TRIM} od 90 kt, te su korištene i druge brzine na kojima se mjere sile na upravljač, a to su 80, 70, 60, 100 i 110, dok sile na upravljač za slučaj a redom iznose 2.9, 5.2, 9.5, 5.4 i 12.5, a za slučaj c 2.6, 5.3, 8.5, 2.6 i 11.03, te se uvrštavanjem tih vrijednosti dobiju grafovi na slici 32 za slučaj a i slici 33 za slučaj c. Grafovi i tablice su poslagani prema redoslijedu izvođenja eksperimenta. Vrijeme potrebno za izvođenje svakog pojedinačnog mjerenja, trajalo je u prosjeku po dvije minute, što se vidi u tablicama po količini goriva koja se snižavala 0.3 US gal za svako od mjerenja, jer je potrošnja goriva za Cessnu 172N 8 US gal po satu.

Tablica 1. Rezultati za slučaj $H = 5000$ ft, $V_{TRIM} = 100$ kt

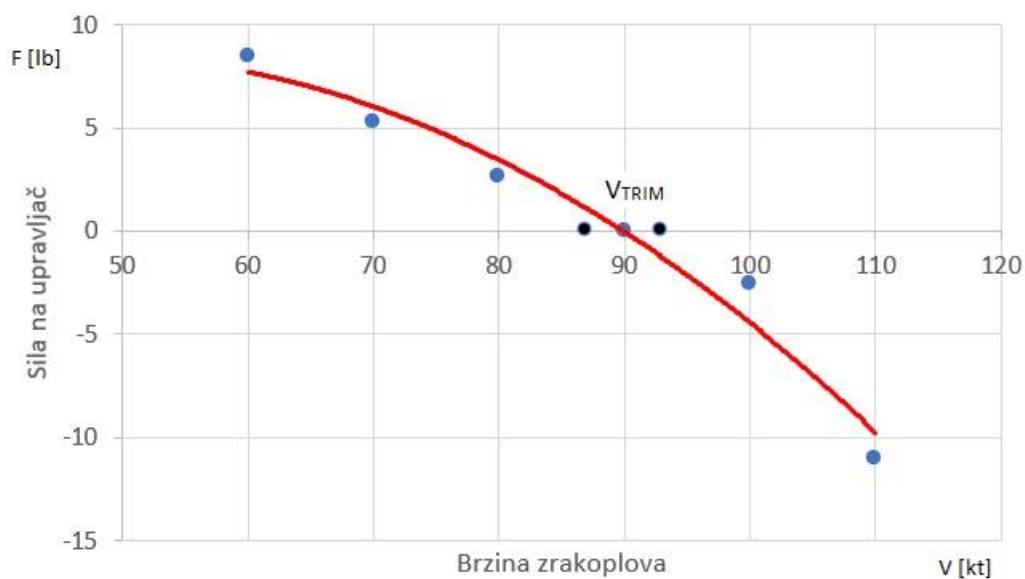
	V [kt]	F [lb]	KOLIČINA GORIVA [US gal]
$V_{TRIM} = 100$ kt $H = 5000$ ft	90	4.1	27.4
	80	7.5	27.1
	70	10.5	26.8
	110	2.7	26.5
	120	13.9	26.2
RPM@ V_{TRIM} [o/min]	2550		
POČETNA MASA [lb]	2221		
ZAVRŠNA MASA [lb]	2211		



Slika 30. Graf za slučaj $H = 5000$ ft, $V_{TRIM} = 100$ kt

Tablica 2. Rezultati za slučaj $H = 5000$ ft, $V_{TRIM} = 90$ kt

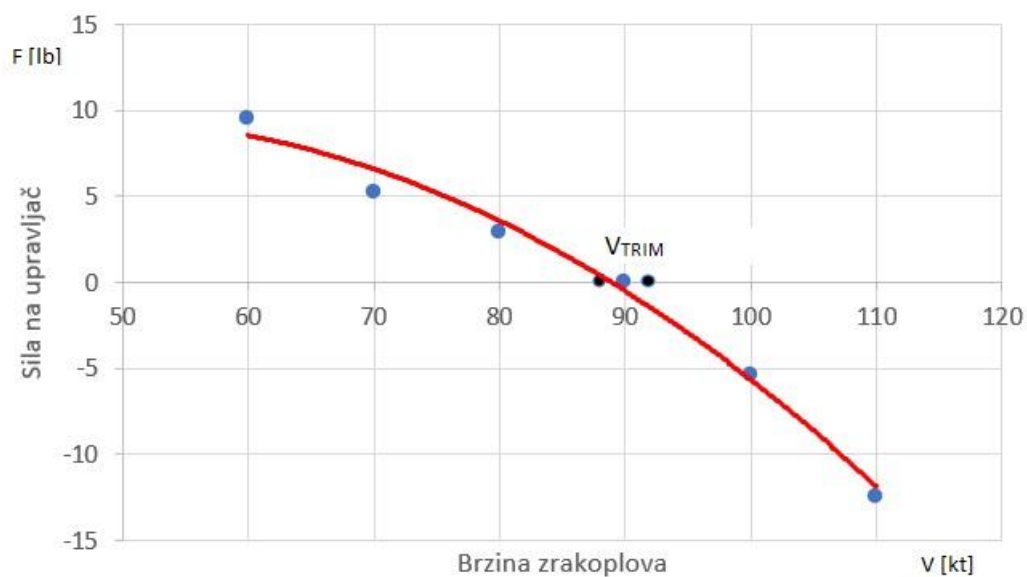
	V [kt]	F [lb]	KOLIČINA GORIVA [US gal]
$V_{TRIM} = 90$ kt $H = 5000$ ft	80	2.6	25.9
	70	5.3	25.6
	60	8.5	25.3
	100	2.6	25
	110	11.03	24.7
RPM@ V_{TRIM} [o/min]	2400		
POČETNA MASA [lb]	2209		
ZAVRŠNA MASA [lb]	2200		



Slika 31. Graf za slučaj $H = 5000$ ft, $V_{TRIM} = 90$ kt

Tablica 3. Rezultati za slučaj $H = 3000$ ft, $V_{TRIM} = 90$ kt

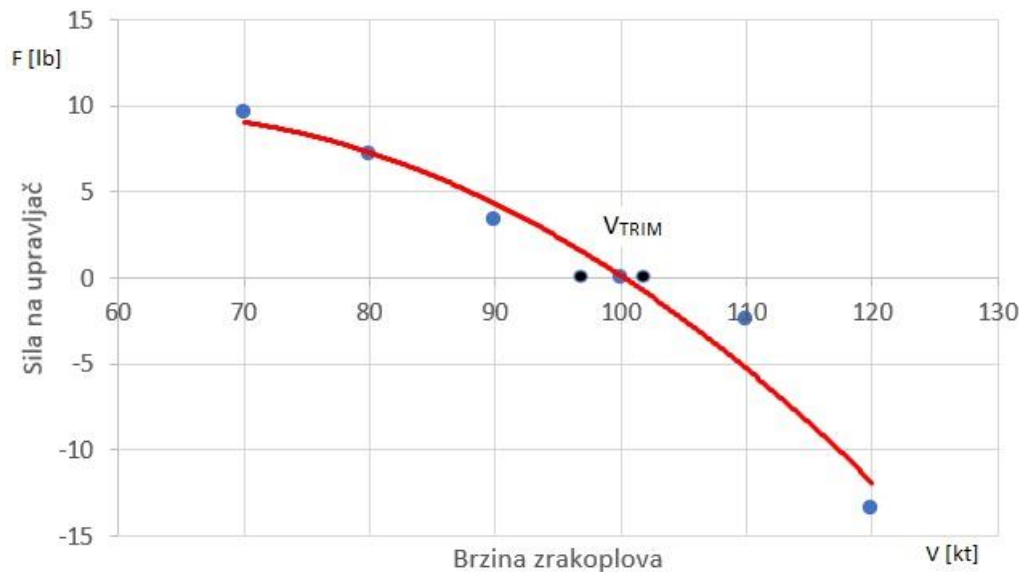
$V_{TRIM} = 90$ kt $H = 3000$ ft	V [kt]	F [lb]	KOLIČINA GORIVA [US gal]
	80	2.9	24.4
	70	5.2	24.1
	60	9.5	23.8
	100	5.4	23.5
	110	12.5	23.2
RPM@ V_{TRIM} [o/min]	2300		
POČETNA MASA [lb]	2198		
ZAVRŠNA MASA [lb]	2189		



Slika 32. Graf za slučaj $H = 3000$ ft, $V_{TRIM} = 90$ kt

Tablica 4. Rezultati za slučaj $H = 3000$ ft, $V_{TRIM} = 100$ kt

	V [kt]	F [lb]	KOLIČINA GORIVA [US gal]
$V_{TRIM} = 100$ kt $H = 3000$ ft	90	3.4	22.9
	80	7.2	22.6
	70	9.6	22.3
	110	2.44	22
	120	13.4	21.7
RPM@ V_{TRIM} [o/min]	2500		
POČETNA MASA [lb]	2187		
ZAVRŠNA MASA [lb]	2178		



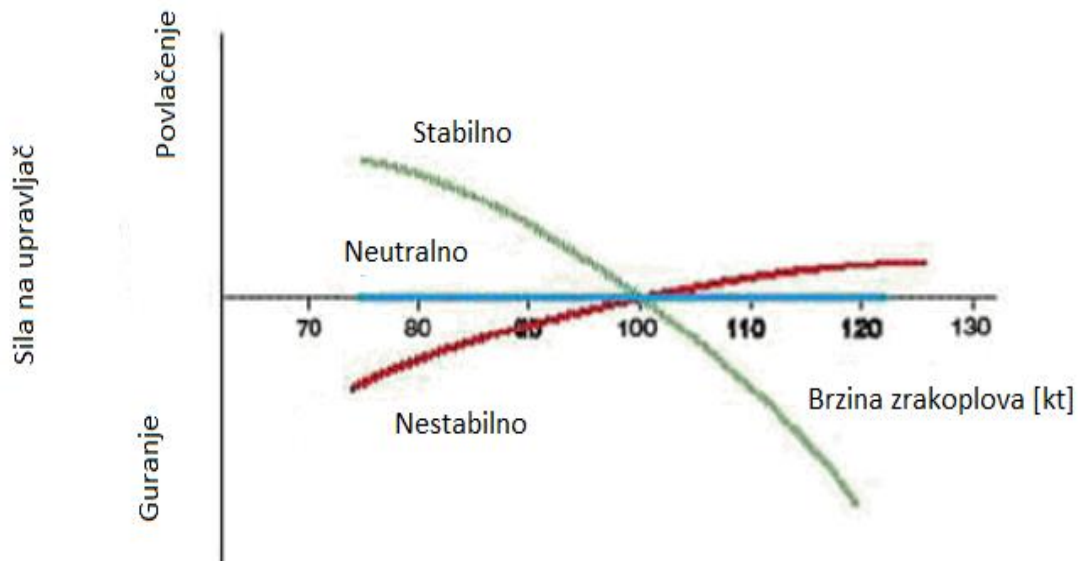
Slika 33. Graf za slučaj $H = 3000 \text{ ft}$, $V_{TRIM} = 100 \text{ kt}$

Na grafovima za svaki od slučajeva može se uočiti da će potrebna sila na upravljač za održavanje određene brzine biti veća, što je ta brzina veća, odnosno manja od V_{TRIM} . Plave točke u grafu predstavljaju odnos sile na upravljač potrebne za održavanje određene brzine, dok crne točke na grafu predstavljaju ranije opisanu slobodno povratnu brzinu na koju se zrakoplov vraća nakon što je odrađeno mjerenje sile na upravljač za povlačenje, što predstavlja crna točka na brzini manjoj od V_{TRIM} , dok crna točka na brzini većoj od V_{TRIM} predstavlja brzinu na koju se zrakoplov vraća nakon što je odrađeno mjerenje za guranje. Slobodna brzina povrata, kao što je ranije opisano, mora biti u granicama odstupanja od 10 % od V_{TRIM} , što je u tablicama i grafovima za sve slučajeve uočljivo da jest. Slobodne povratne brzine za svaki od slučajeva iznosile su:

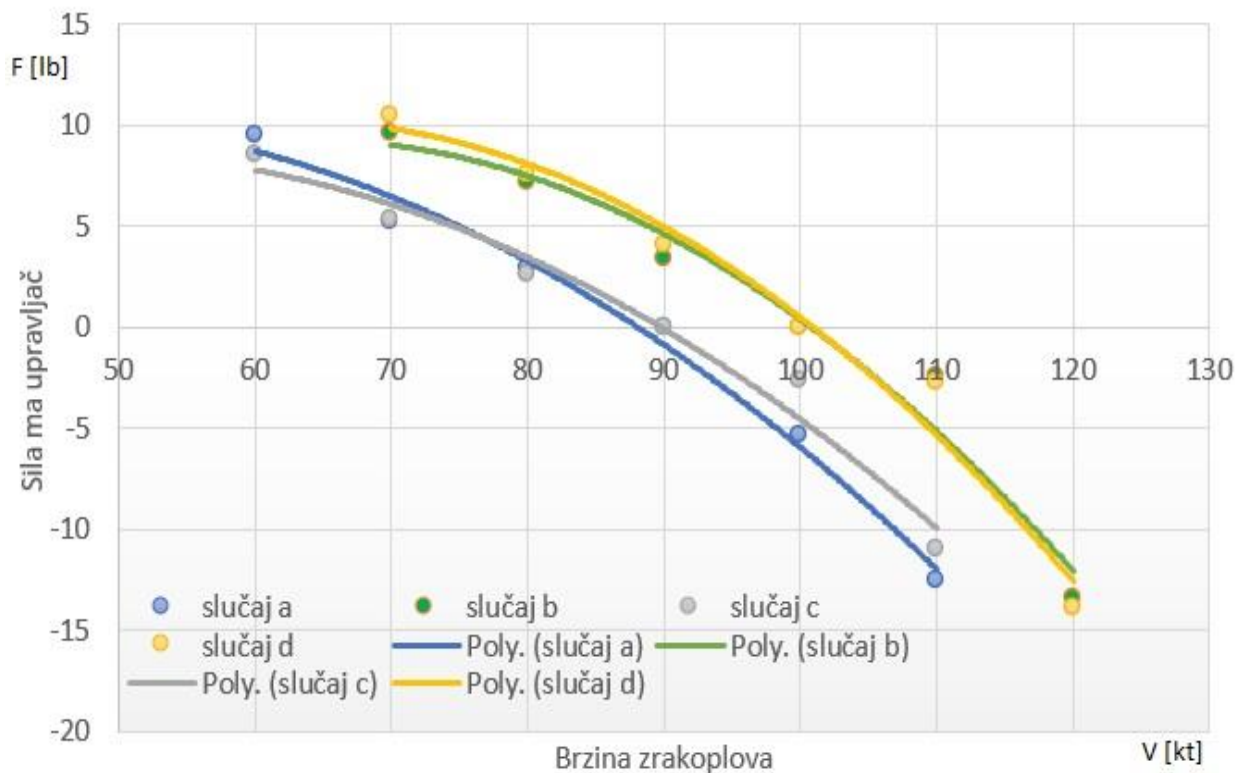
- Slučaj a: 88 i 92 kt
- Slučaj b: 97 i 102 kt
- Slučaj c: 87 i 93 kt
- Slučaj d: 98 i 101 kt

Trend linija grafa, odnosno linija u grafu crvene boje, potvrđuje da odnos sila na upravljač i brzine zrakoplova za Cessnu 172 N, ima oblik pozitivne uzdužne statičke stabilnosti, kao što je prikazano na slici 34, gdje je sivom bojom označen izgled grafa s pozitivnom stabilnosti, plavom bojom s neutralnom i crvenom za nestabilnost. Na slici 35 prikazan je graf na kojem su smještena sva mjerenja, te se mogu vidjeti razlike u potrebnim silama na upravljač pri različitim visinama. Iz priloženih grafova dobivenih eksperimentom za zrakoplov Cessna 172 N može se zaključiti da se radi o zrakoplovu s visokom razinom stabilnosti, kao što se i pretpostavljalo. U nastavku rada će se također određivati uzdužna statička stabilnost zrakoplova, ali se neće koristiti eksperimentalna metoda, nego će se

određivati pomoću računalne metode, te će se stabilnost isto procjenjivati preko grafa odnosa sile na upravljač i brzine zrakoplova.



Slika 34. Primjer izgleda F/V grafa za pozitivnu stabilnost, neutralnu stabilnost i nestabilnost [8]



Slika 35. Usporedba svih eksperimentalnih mjerenja

5. Karakteristike zrakoplova Cessna 172 N

Zrakoplov na kojem je proveden eksperimentalni let s ciljem određivanja uzdužne stabilnosti zrakoplova je Cessna 172N, proizveden od istoimene američke tvrtke Cessna, prikazan na slici 36. Zbog svoje dugovječnosti i popularnosti Cessna 172 je jedan od najuspješnijih zrakoplova u povijesti. Za eksperimentalni koristila se Cessna 172 N, registracijske oznake 9A-DMB iz flote Hrvatskog zrakoplovnog nastavnog središta. Radi se o zrakoplovu sa četiri sjedala, te visokim fiksiranim krilima, dok je rep konvencionalan. Pokretan je motorom proizvođača Lycoming model IO-320-H2AD, dizajniran da radi na 100 LL AVGAS, dok su verzije Cessne prije njega letile na 80 i 87. Motor je klipni sa četiri cilindra, izravno pogonjen i hlađen zrakom, te ima 160 konjskih snaga i smješten je na nosu zrakoplova. Propeler McCauley 1C160/DTM7557. je fiksnog koraka sa 2 kraka, maksimalnog promjera 75 in (190 cm), te minimalnog 74 in (188 cm). Zrakoplov koristi fiksirano podvozje u obliku tricikla. Maksimalna težina za polijetanje i slijetanje je 2300 lbs (1043 kg). Maksimalni kapacitet rezervoara iznosi 43 US gal, dok je iskoristivo gorivo 40 US gal. Zrakoplovi Cessna 172 N i ostale varijacije su u vrhu proizvodnje u svijetu kroz povijest, pokazali su se kao pouzdani i sigurni za let i velik broj pilotskih škola ih koristi za letačku obuku studenata, do 2015. godine proizvedeno preko 44000 primjeraka. Smatra se iznimno stabilnim zrakoplovom, te na to i upućuje sami izgled zrakoplova čiji se motor nalazi na prednjem dijelu zrakoplova i samim time je težište pomaknuto prema naprijed čime se stvara stabilizirajući moment kojem također doprinose visoko postavljena dihedralna krila [7].

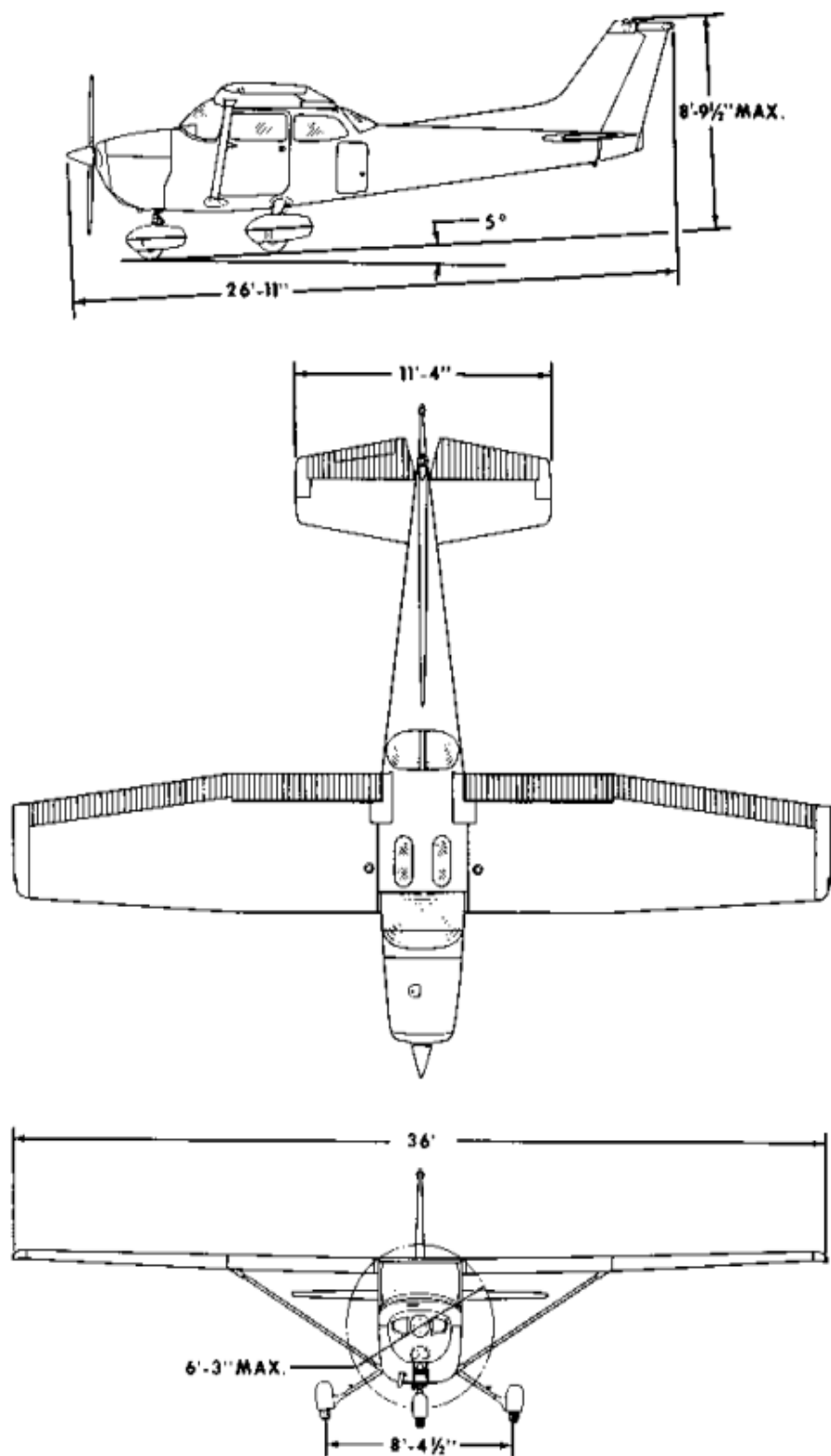


Slika 36. Zrakoplov Cessna 172N [9]

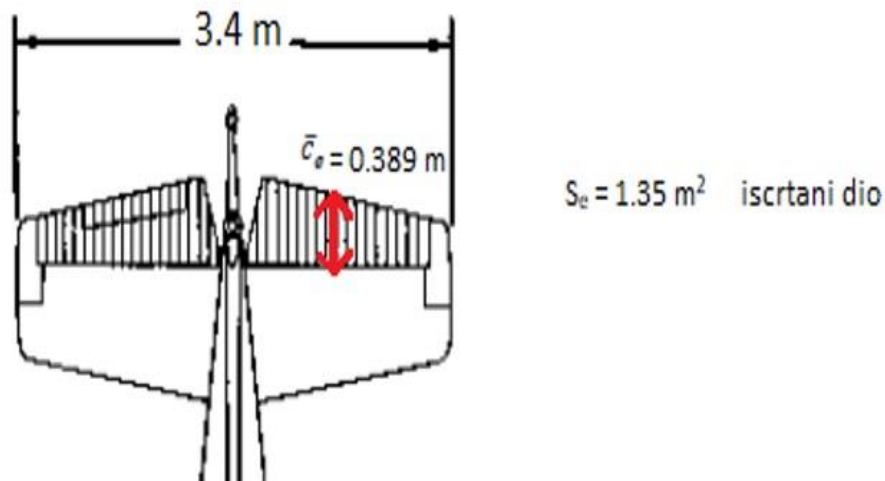
5.1. Geometrijske karakteristike

Pri proizvodnji zrakoplova proizvođač mora odrediti mnogo bitnih propisanih parametara kako bi zrakoplov mogao ispuniti uvjete za licenciranje i dozvole za plovidbenost, odnosno dozvole koja jamči da je zrakoplov sposoban sigurno izvršavati letačke operacije u propisanim uvjetima. Geometrijske karakteristike zrakoplova koje moraju biti zadovoljene pri projektiranju i dizajniranju zrakoplova se određuju početnom skicom koja prikazuje nacrt, tlocrt i bokocrt. Dimenzije zrakoplova prikazane su na slici 37, detaljnija geometrija repa je prikazana na slici 38, dok se iz slike 39 procijenio *Tail angle of incidence*, oznaka i_t , na slici prikazano crvenom strelicom, tako da se iz slike odredio kut koji iznosi 4° . Neke od bitnih geometrijskih karakteristika su:

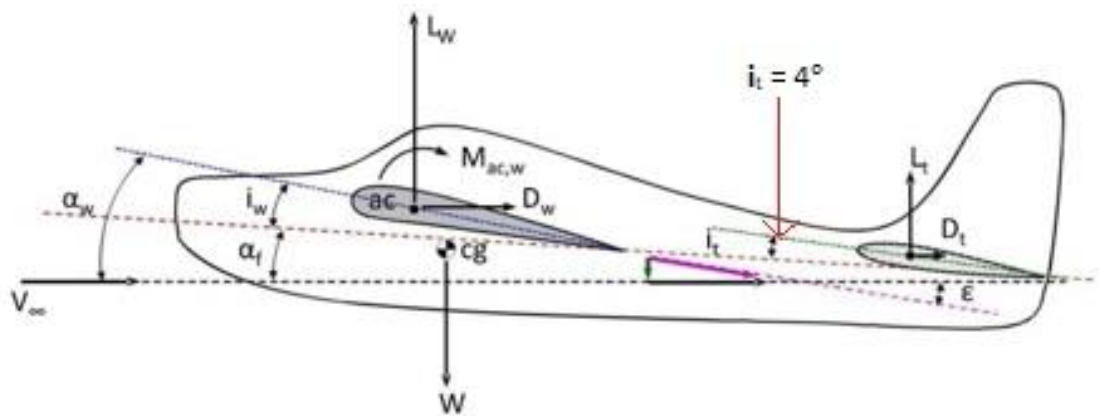
- Duljina zrakoplova $l = 8.2 \text{ m}$ (26.92 ft)
- Raspon krila $b_w = 11 \text{ m}$ (36 ft)
- Visina zrakoplova $h = 2.68 \text{ m}$ (8.79 ft)
- Površina krila $S_w = 16.2 \text{ m}^2$ (174.37 ft²)
- Duljina tetive $c = 1.49 \text{ m}$ (4.9 ft)
- Raspon horizontalnog stabilizatora $b_H = 3.4 \text{ m}$ (11.4 ft)
- Površina repa $S_t = 2.83 \text{ m}^2$ (30.46 ft²)
- Površina kormila dubine $S_e = 1.35 \text{ m}^2$ (14.53 ft²)
- Površina kormila smjera $S_R = 0.69 \text{ m}^2$ (7.43 ft²)
- Površina vertikalnog stabilizatora $S_V = 1.04 \text{ m}^2$ (11.2 ft²)
- Udaljenost aerodinamičkog centra u odnosu na prednji brid krila = 0.3675 m (1.2 ft)
- Udaljenost prednjeg brida krila od nosa zrakoplova = 1.934 m (6.35 ft)
- Udaljenost između glavnih kotača = 2.55 m (8.38 ft)
- Duljina tetive elevatora \bar{c}_e iznosi 0.389 m
- *Tail angle of incidence* $i_t = 4^\circ$ (0.06981 rad)
- a_t je nagib krivulje uzgona repa te iznosi 5
- a je nagib krivulje uzgona krila te iznosi 5.143
- $\frac{\delta \varepsilon}{\delta \alpha}$ je *downwash* u odnosu na apsolutni napadni kut te iznosi 0.25 [7] [10].



Slika 37. Dimenzije zrakoplova Cessna 172 N [7]



Slika 38. Geometrija repa



Slika 39. Procjena i_t [9]

5.2. Performanse zrakoplova

Zrakoplovi su dizajnirani tako da zadovolje karakteristike propisane od strane nadležnih tijela. Performanse zrakoplova proizvođač objavljuje u POH-u, odnosno Pilotskom operativnom priručniku, te se pilot dužan držati stavki koje su propisane u njemu jer omogućuju siguran i ekonomičan let. Primjeri performansi za zrakoplov Cessna 172 N su sljedeći:

- Minimalna brzina leta, odnosno brzina prevlačenja $V_S = 47 \text{ kt}$
- $V_{NE} = 160 \text{ KIAS}$
- V_{NO} , odnosno maksimalna strukturalna brzina u krstarenju iznosi 128 KIAS
- V_α , odnosno maksimalna brzina izvođenja manevra pri kojoj se ne smije davati nagli otkloni komandi ovisi o masi pa tako za 2300 lb $V_\alpha = 97 \text{ KIAS}$, za 1950 lb $V_\alpha = 89 \text{ KIAS}$, za 1600 lb $V_\alpha = 80 \text{ KIAS}$
- V_R , odnosno brzina rotacije iznosi 55 kt
- V_y , odnosno brzina najbržeg penjanja iznosi 85 kt

- Brzina maksimalnog doleta iznosi 65 kt
- Maksimalna visina leta iznosi 12000 ft [7].

CESSNA
MODEL 172N

SECTION 5
PERFORMANCE

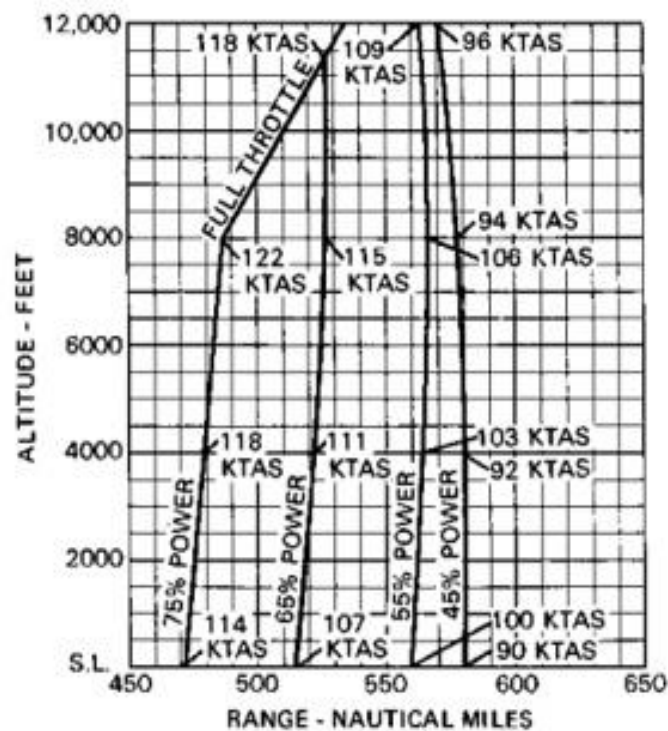
RANGE PROFILE 45 MINUTES RESERVE 40 GALLONS USABLE FUEL

CONDITIONS:

2300 Pounds
Recommended Lean Mixture for Cruise
Standard Temperature
Zero Wind

NOTES:

1. This chart allows for the fuel used for engine start, taxi, takeoff and climb, and the distance during climb as shown in figure 5-6.
2. Reserve fuel is based on 45 minutes at 45% BHP and is 4.1 gallons.



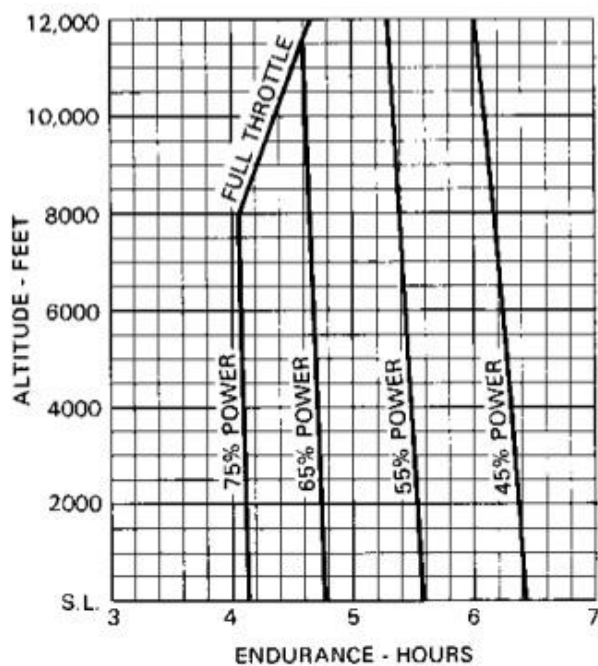
Slika 40. Izračun dometa za Cessnu 172 N [7]

ENDURANCE PROFILE 45 MINUTES RESERVE 40 GALLONS USABLE FUEL

CONDITIONS:
2300 Pounds
Recommended Lean Mixture for Cruise
Standard Temperature

NOTES:

1. This chart allows for the fuel used for engine start, taxi, takeoff and climb, and the time during climb as shown in figure 5-6.
2. Reserve fuel is based on 45 minutes at 45% BHP and is 4.1 gallons.



Slika 41. Izračun istrajnosti za Cessnu 172 N [7]

6. Računski način određivanja uzdužne statičke stabilnosti

U računskom dijelu rada određivat će se, kako je ranije spomenuto, uzdužna statička stabilnost zrakoplova preko grafa odnosa sile na upravljač pilota i brzine zrakoplova koji je potrebno dobiti kako bi se usporedili rezultati eksperimentalnog leta i računskog dijela rada.

6.1. Izračun sile na upravljač

Kako bi se usporedili podaci dobiveni eksperimentom s izračunom dobivenim podacima, koristit će se izrazi navedeni u 2.7., kako bi se dobio graf odnosa F odnosno sile pilota na upravljač, i brzine zrakoplova. Izraz (21) će se koristiti za uvrštavanje potrebnih podataka, odnosno:

$$F = A + B \frac{1}{2} \rho V^2$$

Članovi jednadžbe A i B predstavljaju, kako je ranije opisano:

$$A = -GS_e \bar{c}_e w \frac{a' b_2}{det} (h - h'_n)$$

$$B = GS_e \bar{c}_e [b_3 \delta_t + C_{he_0} + \frac{C_{m_0}}{det} (C_{he_\alpha} C_{L_{\delta_e}} - b_2 C_{L_\alpha})]$$

Kako bi se izračunao F , najprije je potrebno izračunati A i B . Počevši s izračunom A , potrebno je pronaći podatke poput:

- G koji predstavlja prijenosni koeficijent te za Cessnu 172 N iznosi 3.28 rad/m, izvučeno iz [10]
- S_e predstavlja površinu elevatora, te kako je ranije navedeno u Geometrijske karakteristike zrakoplova iznosi 1.35 m²
- \bar{c}_e predstavlja srednju tetivu elevatora i pomoćne površine, te iznosi 0.389 m
- w predstavlja opterećenje krila, koje za Cessnu 172 iznosi 68.6 kg/m², izvučeno iz [11], te se treba pomnožiti s gravitacijskom konstantom ubrzanja $g = 9.81$ m/s², te se dobije da je $w = 672.966$ N
- a' koja predstavlja nagib krivulje odnosa uzgona i napadnog kuta kada je elevator slobodan, odnosno elevator je slobodan kada može slobodno rotirati oko svojeg zgloba pod utjecajem aerodinamičkog pritiska, te se može izračunati pomoću:

$$a' = C_{L_\alpha} - \frac{C_{L_{\delta_e}} C_{he_\alpha}}{b_2} = 4.6 - \frac{0.43 \cdot (-0.05)}{(-0.59)} = 4.56355$$

odnosno izraza iz [4], gdje članovi iz izraza predstavljaju derivative za zrakoplov Cessna 172, koji su izvučeni iz [11] i prikazani su na slici 42. Uvrštavanjem derivativa u jednadžbu dobije se da je $\alpha' = 4.56355$.

- b_2 predstavlja odnos koeficijenta momenta zgloba i otklona elevatora, te se može zapisati i kao $C_{he\delta_e}$. Podatak o iznosu b_2 je izvučen iz [12], te je $b_2 = -0.59$
- det je ranije opisana u 2.7., te se odnosi na:

$$det = C_{L\alpha} C_{m\delta_e} + C_{L\delta_e} C_{m\alpha} = 4.6 \cdot (-1.28) + 0.43 \cdot (-0.89) = -5.5053$$

koji se također izračunava pomoću ranije spomenutih derivativa.

- $(h - h'_n)$ predstavlja statičku rezervu u odnosu na neutralnu točku za slobodni elevatorski, te se dobije pomoću izraza iz [4]:

$$\begin{aligned} (h - h'_n) &= \frac{1}{\alpha'} \left(C_{m\alpha} \frac{C_{m\delta_e} C_{he\alpha}}{b_2} \right) = \frac{1}{4.56355} \cdot (-0.89) \cdot \frac{(-1.28) \cdot (-0.05)}{(-0.59)} \\ &= -0.17124 \end{aligned}$$

Uvrštavanje u A:

$$\begin{aligned} A &= -GS_e \bar{c}_e W \frac{\alpha' b_2}{det} (h - h'_n) \\ &= (-3.28) \cdot 1.35 \cdot 0.389 \cdot 672.966 \cdot \frac{4.56355 \cdot (-0.59)}{(-5.5053)} \cdot (-0.17124) \\ &= 97.0799 \end{aligned}$$

Nakon što se svi iznosi uvrste u jednadžbu, dobije se da je $A = 97.0799$. Nadalje, potrebno je izračunati B, koji sadrže sljedeće članove:

- Ranije navedene G, S_e, \bar{c}_e i det
- b_3 i δ_t čiji će umnožak biti jednak nuli, jer je otklon pomoćne površine, odnosno δ_t , jednak nuli zbog toga što pri izvođenju eksperimenta nije korišten
- C_{he_0} , odnosno koeficijent momenta zgloba pri $\alpha_H = 0$, dok je α_H napadni kut horizontalnog dijela repa, za zrakoplove s repom i simetričnom upravljачkom površinom može se izračunati pomoću:

$$C_{he_0} = -b_1 \cdot (i_t + \varepsilon_0) \left[1 - \frac{a_t}{a} \cdot \frac{S_t}{S} \cdot \left(1 - \frac{\delta\varepsilon}{\delta\alpha} \right) \right],$$

pa tako prije uvrštavanja valja spomenuti da je $b_1 = C_{he\alpha}$, te da je $\varepsilon_0 = 0$, dok ostatak jednadžbe čine ranije spomenuti podaci u dijelu Geometrijske karakteristike, te se uvrštavanjem dobije:

$$C_{he_0} = (-0.05) \cdot (0.06981 + 0) \left[1 - \frac{5}{5.143} \cdot \frac{2.83}{16.2} \cdot (1 - 0.25) \right] = -0.003046$$

- C_{m_0} derivativ izvučen iz [11], odnosno koeficijent momenta pri nultom uzgonu iznosi 0.07

Uvrštavanje u B:

$$\begin{aligned}
B &= GS_e \bar{c}_e \left[b_3 \delta_t + C_{he_0} + \frac{C_{m_0}}{\det} (C_{he_\alpha} C_{L\delta_e} - b_2 C_{L\alpha}) \right] \\
&= 3.28 \cdot 1.35 \cdot 0.389 \cdot [0 + (-0.003046) + \frac{0.07}{(-5.5053)} \\
&\quad \cdot ((-0.05) \cdot 0.43 - (-0.59) \cdot 4.6)] = -0.06422
\end{aligned}$$

Longitudinalni derivativi		Lateralni direkionalni derivativi	
C_{m_u}	0	C_{l_β}	-0.089
C_{m_α}	-0.89	C_{l_p}	-0.47
C_{m_q}	-5.2	C_{l_r}	0.096
$C_{m_{\dot{q}}}$	-12.4	$C_{l_{\delta_A}}$	0.178
$C_{m_{r_u}}$	0	$C_{l_{\delta_R}}$	0.0147
$C_{m_{r_\alpha}}$	0	C_{n_β}	0.065
C_{L_u}	0	C_{n_p}	-0.03
C_{L_α}	4.6	C_{n_r}	-0.099
$C_{L_{\dot{\alpha}}}$	1.7	$C_{n_{\delta_A}}$	-0.053
C_{L_q}	3.9	$C_{n_{\delta_R}}$	-0.0657
C_{D_α}	0.13	C_{y_β}	-0.31
C_{D_u}	0	C_{y_p}	-0.037
$C_{T_{X_u}}$	-0.093	C_{y_r}	0.21
$C_{L_{\delta_E}}$	0.43	$C_{y_{\delta_A}}$	0
$C_{D_{\delta_E}}$	0.06	$C_{y_{\delta_R}}$	0.187
$C_{m_{\delta_E}}$	-1.28		
C_{h_α}	-0.050	$C_{h_{\delta_a}}$	-0.010
$C_{h_{\delta_e}}$	-0.590	$C_{h_{\delta_r}}$	-0.570
		C_{h_β}	+0.082

Slika 42. Derivativi za Cessnu 172 [12]

6.2. Izrađivanje grafova

Ponovno se vraća na izraz 21, u kojem se umjesto A i B uvrštavaju dobiveni iznosi, dok se za ρ , odnosno gustoću zraka, stavlja odgovarajuća vrijednost gustoće zrake za određenu visinu, za V , odnosno brzinu zrakoplova, koriste se brzine od 10 do 150 čvorova, odnosno 5 do 77 m/s radi usklađenosti s mjernim jedinicama, te kako bi se prikazala konstantna

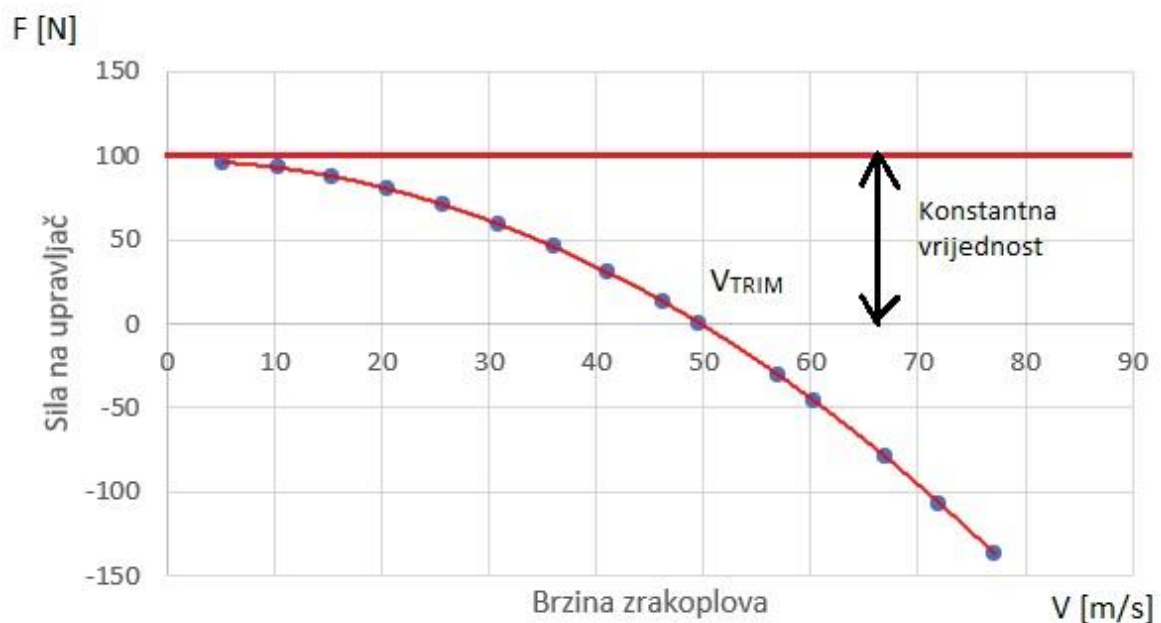
vrijednost prikazana na slici 22, preko koje F ne prelazi. Nakon uvrštavanja vrijednosti izraz će biti sljedeći:

$$F = 97.0799 - 0.06422 \cdot \frac{1}{2} \rho V^2.$$

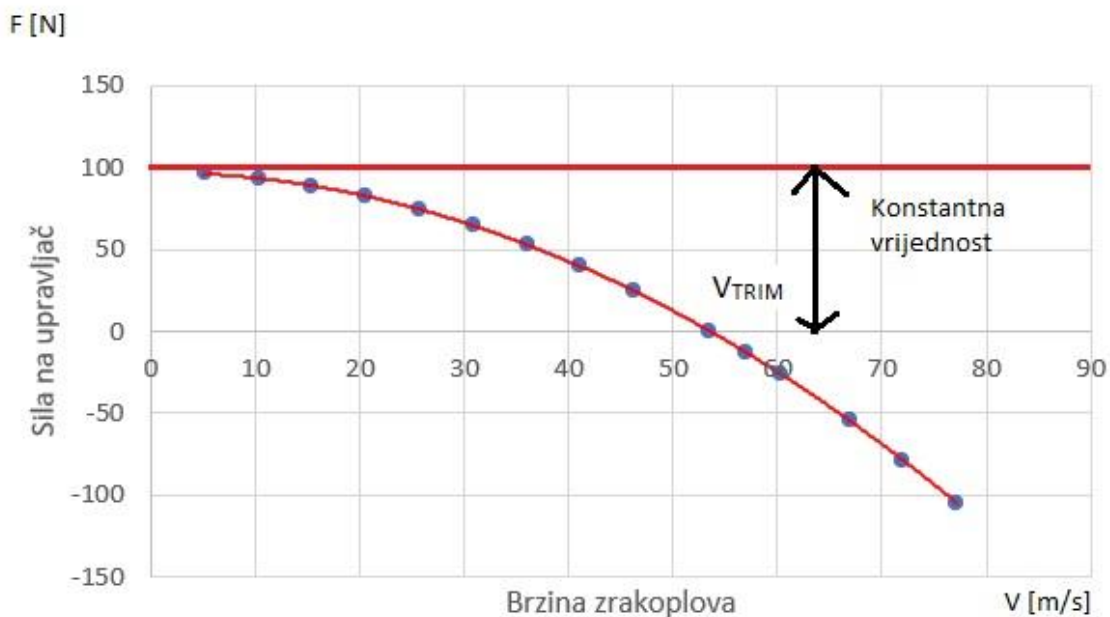
Kao što je prikazano na slici 22, potrebno je pomoću konačne jednadžbe iznad izraditi graf. Kako bi se što bolje uočila promjena sile na upravljač s visinom, koristit će se 3 visine, odnosno visina na razini mora, te visine od 5000 i 10000 ft. Gustoća zraka se mijenja tako da se smanjuje s porastom visine pomoću sljedećeg izraza (22):

$$\rho = \rho_n (1 - 2.256 \cdot 10^{-5} \cdot H)^{4.256} \quad (22)$$

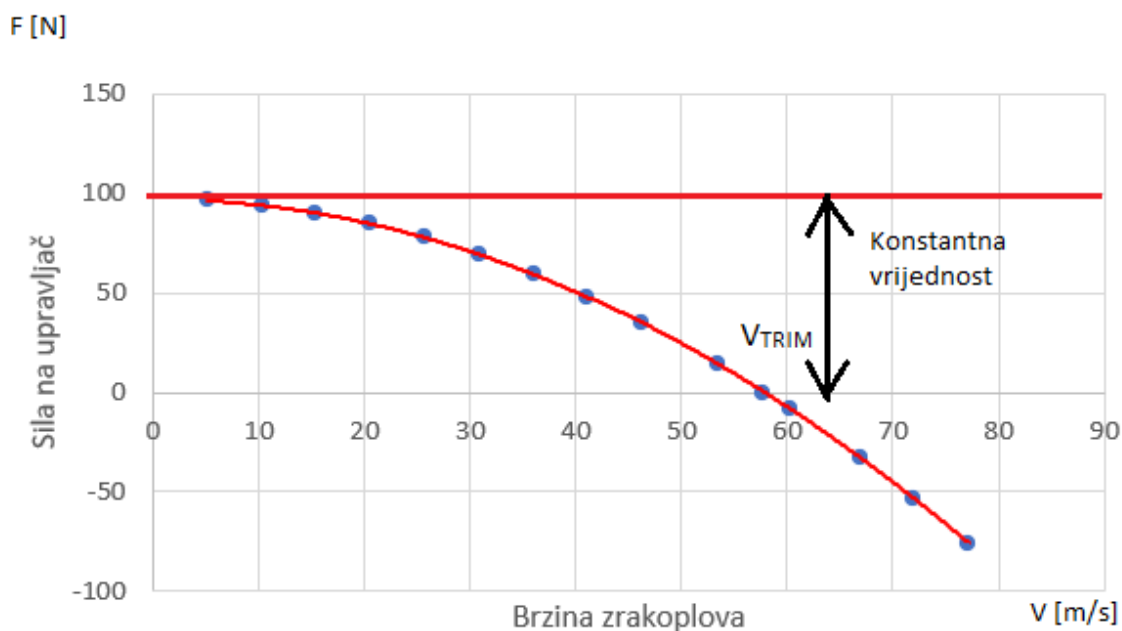
gdje ρ_n označava standardnu gustoću zraka od 1.225 kg/m^3 , a H označava visinu u metrima. Tako će za visinu na razini mora gustoća zraka iznositi 1.225 kg/m^3 , za 5000 ft ili 1524 m iznositi 1.056 kg/m^3 , dok će za 10000 ft ili 3048 m iznositi 0.9046 . Uvrštavanjem vrijednosti za P na razini mora, dobije se graf prikazan na slici 43, dok je graf za visinu od 5000 ft prikazan na slici 44 a za visinu od 1000 ft na slici 45.



Slika 43. Graf odnosa F i V na razini mora



Slika 44. Graf odnosa F i V na 5000 f



Slika 45. Graf odnosa F i V na 10000 ft

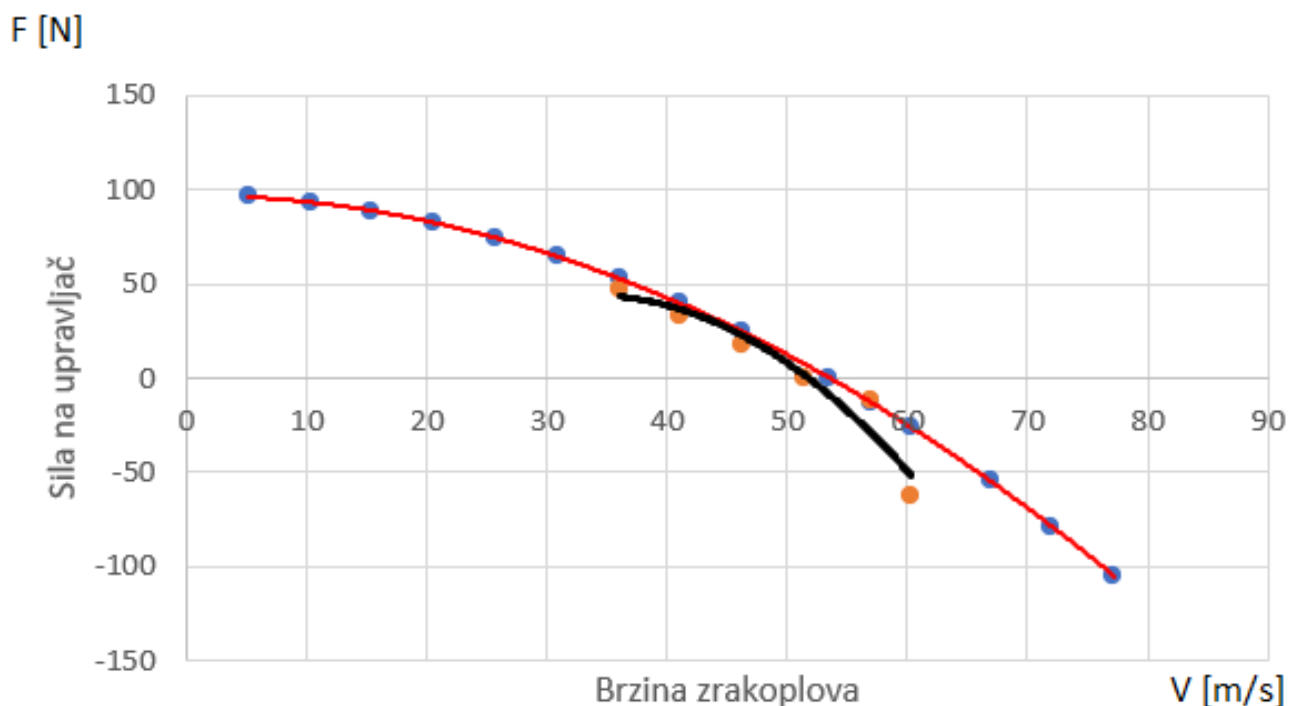
Iz prikazanih grafova je vidljivo da konstantna vrijednost kod svih slučajeva, odnosno za sve visine, za F ne prelazi preko 100 N. Dok kao što je opisano u 2.7., s povećanjem visine F se smanjuje, što je vidljivo iz toga da se V_{TRIM} s povećavanjem visine povećava, odnosno sila na upravljač je jednaka nuli pri većoj brzini, pa tako na razini mora V_{TRIM} iznosi 97 kt ili 49.7 m/s, na 5000 ft iznosi 104 kt ili 53.5 m/s, dok za 10000 ft iznosi 112 kt ili 57.8 m/s.

6.3. Usporedba eksperimentalnih i računskih rezultata

Pogledom na grafove dobivene eksperimentalnim načinom i grafove dobivene računskim načinom pojedinačno može se vidjeti da im se oblik poklapa s onim prikazanim na slici 34, odnosno poklapa se s krivuljom pozitivne stabilnosti. Također se može uočiti da će gornje krivulje kod oba slučaja težiti u neku konstantnu vrijednost, što je kod računskog slučaja izraženije jer to nije moguće u tolikoj mjeri provesti eksperimentalno u letu, ali također u letu bi pri manjim brzinama došlo do sloma uzgona, što znači da bi sila na upravljač u tom slučaju pala na nulu.

Tablica 5. Usporedba rezultata

V [kt]	V [m/s]	F [N] Eksperiment	F [N] Izračun
70	36	46.7	53.11
80	41.2	33.4	39.65
90	46.3	18.2	24.39
110	56.9	12	12.7
120	60.33	61.8	26.336
V_{TRIM} [m/s]		51.44	53.5



Slika 46. Usporedba rezultata eksperimentalne i računске metode

Na slici 46 prikazana je usporedba rezultata eksperimentalne i računске metode određivanja uzdužne statičke stabilnosti pomoću odnosa sile na upravljač F i brzine

zrakoplova V. Trend linija crvene boje prikazuje rezultate dobivene računskom metodom, a trend linija crne boje prikazuje rezultate dobivene eksperimentalnom metodom, dok plave točke prikazuju odnos sile i brzine za računsku metodu, a narančaste boje za eksperimentalnu. Za usporedba su uzeti rezultati grafa za 5000 ft za računsku metodu, te rezultati slučaj d, odnosno $V_{TRIM} = 100$ kt i $H = 5000$ ft, kako bi se usporedili rezultati dviju metoda na 5000 ft. Iz slike je vidljivo, kao što je i ranije spomenuto da oba grafa imaju oblik pozitivne stabilnosti. Također se može uočiti da su konačni rezultati eksperimentalne i računske metode kod većine mjerenja približno iste vrijednosti, dok ima i onih koji su više razlikuju poput mjerenja potrebne sile na upravljač za brzinu od 120 kt ili 60.33 m/s, te se kao razlog toga mogu uzeti u obzir ranije spomenuti meteorološki utjecaji koji su djelovali na zrakoplov tijekom izvođenja eksperimenta.. Vrijednosti sile na upravljač pri određenoj brzini za oba slučaja prikazani su u tablici 5, te će se prikazati sile na upravljač samo za brzine koje su korištene za oba slučaja, odnosno 70,80,90,100,110 i 120 kt ili 36.011, 41.1556, 46.3, 51.44, 56.9 i 60.33 m/s, također je bilo potrebno pretvoriti silu u lb dobivenu eksperimentom, u silu u N.

Zaključak

Iz svega prikazanog u radu, može se zaključiti da su stabilnost i upravljivost jedni od najbitnijih elemenata pri izvođenju letačkih operacija zrakoplova, pa tako im se kod proizvodnje i konstrukcije zrakoplova pridaje velika pažnja kako bi se osigurala potrebna razina sigurnosti.

Kao što se i pretpostavljalo, zrakoplov Cessna 172 N se pokazao iznimno stabilnim zrakoplovom. Nakon provođenja dvije vrste ispitivanja, odnosno eksperimentalno i računski, rezultati su pokazali da se radi o vrlo stabilnom zrakoplovu pri uspoređivanju grafova eksperimentalne i računске metode ispitivanja uzdužne statičke stabilnosti. Krivulje grafova odnosa sile na upravljač i brzine zrakoplova su za oba slučaja poprimile potrebne oblike, kao što su ranije prikazani na slici 34, za pozitivnu stabilnost. Također se može primijetiti, iako to nije bilo moguće odraditi u eksperimentalnom dijelu, da će gornji dio krivulje kod oba slučaja težiti prema nekoj konstantnoj vrijednosti. Iako pri izvođenju eksperimentalnog dijela meteorološka situacija nije bila savršena za izvođenje ispitivanja, radi ranije spomenutih strujanja, eksperiment je donio zadovoljavajuće rezultate, te smatram da ispitivanje stabilnosti u letu neće dati potpuno precizne rezultate kao izračuni radi različitih meteoroloških utjecaja, vidljivo na slici 46, ali će pilot u zrakoplovu Cessna 172 N moći osjetiti da se nalazi u vrlo stabilnom zrakoplovu. Radi velike stabilnosti zrakoplov, nije toliko upravljiv, ali velika većina zrakoplova tipa Cessna 172 služi za obuku novih pilota i u tom je slučaju poželjan stabilniji zrakoplov, te iz tog razloga je opravdana činjenica da se do 2015. godine proizvelo preko 44000 primjeraka.

Literatura

- [1] J. D. A. Jr., Introduction to flight, USA: McGraw-Hill book company, 1989.
- [2] Cutler C. *The 3 Types Of Static And Dynamic Aircraft Stability*. 2015. Preuzeto s: <https://www.boldmethod.com/learn-to-fly/aerodynamics/3-types-of-static-and-dynamic-stability-in-aircraft/> [Pristupljeno: 6. lipnja 2022.].
- [3] Krajček Nikolić K. *Mass & Balance*. [Prezentacija] Planiranje letenja i performanse 1. Fakultet prometnih znanosti Sveučilište u Zagrebu. 7. listopada 2020.
- [4] Etkin B, Duff Reid L. *Dynamics of Flight Stability and Control Third Edition*. Canada: John Wiley & Sons, Inc.; 1996.
- [5] European Aviation Safety Agency. *Certification Specifications for Normal, Utility, Aerobatic, and Commuter Category Aeroplanes CS-23*. Preuzeto s: <https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/agency-measures-docs-certification-specifications-CS-23-CS-23-Amdt-3.pdf> [Pristupljeno: 12. Srpnja 2022.]
- [6] Skynet. *W&B C-172N*. Preuzeto s: <https://skynet.fpz.hr/assets/files/412def0b09b2149cd693fe0b2111da3e.pdf> [Pristupljeno: 18. Srpnja 2022.]
- [7] Cessna Aircraft Company. *Pilot's operating handbook Cessna skyhawk 1978 model 172n*. Wichita, Kansas: Cessna Aircraft Company; 1978.
- [8] Kolano E. *Static longitudinal stability - Steady as She Goes?*. Preuzeto s: <https://www.eaa.org/eaaircraft-building/builderresources/next-steps-after-your-airplane-is-built/testing-articles/static-longitudinal-stability-steady-as-she-goes> [Pristupljeno: 10. lipnja 2022.].
- [9] Flying Magazine. *The Evolution of the Cessna 172*. Preuzeto s: <https://www.flyingmag.com/aircraft-pistons-evolution-cessna-172/> [Pristupljeno 12. lipnja 2022.]
- [10] Roskam J. *Airplane Design: Part IV Layout of Landing Gear and Systems*. Kansas: DAR Corporation; 2000.
- [11] Vadivelu P, Lakshmanan D, Naveen R, Mathivannan K, Yoges Kumar G. Numerical study on Longitudinal control of Cessna 172 Skyhawk aircraft by Tail arm length. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. 2020; 764: 1-15. Preuzeto s: <https://iopscience.iop.org/article/10.1088/1757-899X/764/1/012026/pdf> [Pristupljeno: 12. kolovoza 2022.].
- [12] Roskam J. *Airplane Design: Part VI Preliminary Calculation of Aerodynamic, Thrust and Power Characteristics*. Kansas: DAR Corporation; 2004.

Popis slika

Slika 1. Pozitivna statička stabilnost [2]	3
Slika 2. Neutralna statička stabilnost [2]	3
Slika 3. Negativna statička stabilnost [2]	3
Slika 4. Poremećaj ravnotežnog napadnog kuta zrakoplova [1]	4
Slika 5. Primjeri dijagrama ovisnosti amplitude poremećaja od vremena dinamički stabilnih tijela: a) aperiodičan pomak i b) prigušene oscilacije [1]	5
Slika 6. Dinamička nestabilnost [1]	5
Slika 7. Pozitivna dinamička stabilnost [2]	6
Slika 8. Dinamička nestabilnost [2]	6
Slika 9. Neutralna stabilnost [2]	6
Slika 10. Krivulja koeficijenta momenta s negativnim nagibom [1]	7
Slika 11. 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]	8
Slika 12. Krivulja koeficijenta momenta s pozitivnim nagibom [1]	8
Slika 13. Prikaz statičke nestabilnosti: (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 14. Primjer vaganja zrakoplova [3]	11
Slika 15. Utjecaj pozicije težišta u odnosu na neutralnu točku na statičku stabilnost [1]	12
Slika 16. Prikaz statičke rezerve [1]	13
Slika 17. Utjecaj težišta na krivulju C_M [4]	13
Slika 18. Utjecaj otklona elevatora na CM	14
Slika 19. Geometrija elevatora i pomoćne površine	15
Slika 20. Normalna raspodjela sile iznad upravljače površine pri podzvučnim brzinama	16
Slika 21. Shematski prikaz upravljačkog sustava elevatora [4]	17
Slika 22. Primjer F/V grafa [4]	19
Slika 23. Primjer za konfiguraciju pri krstarenju [5]	23
Slika 24. Nestabilnosti pri malim brzinama [5]	24
Slika 25. Primjer odnosa sile na upravljač i brzine pri različitim V_{TRIM} [5]	24
Slika 26. Rasprostranjenost podataka za uzdužnu statičku stabilnost [5]	26
Slika 27. Elektronska ručna ovjesna vaga	28
Slika 28. Dodatne kukice	28
Slika 29. Položaj težišta u tablici mase i balansiranja [6]	30
Slika 30. Graf za slučaj $H = 5000$ ft, $V_{TRIM} = 100$ kt	33
Slika 31. Graf za slučaj $H = 5000$ ft, $V_{TRIM} = 90$ kt	34
Slika 32. Graf za slučaj $H = 3000$ ft, $V_{TRIM} = 90$ kt	35
Slika 33. Graf za slučaj $H = 3000$ ft, $V_{TRIM} = 100$ kt	36

Slika 34. Primjer izgleda F/V grafa za pozitivnu stabilnost, neutralnu stabilnost i nestabilnost [8]	37
Slika 35. Usporedba svih eksperimentalnih mjerenja.....	37
Slika 36. Zrakoplov Cessna 172N [9]	38
Slika 37. Dimenzije zrakoplova Cessna 172 N [7]	40
Slika 38. Geometrija repa	41
Slika 39. Procjena i_t [9]	41
Slika 40. Izračun dometa za Cessnu 172 N [7]	42
Slika 41. Izračun istrajnosti za Cessnu 172 N [7].....	43
Slika 42. Derivativi za Cessnu 172 [12]	46
Slika 43. Graf odnosa F i V na razini mora	47
Slika 44. Graf odnosa F i V na 5000 f.....	48
Slika 45. Graf odnosa F i V na 10000 ft.....	48
Slika 46. Usporedba rezultata eksperimentalne i računske metode	49

Popis tablica

Tablica 1. Rezultati za slučaj $H = 5000$ ft, $V_{\text{TRIM}} = 100$ kt.....	32
Tablica 2. Rezultati za slučaj $H = 5000$ ft, $V_{\text{TRIM}} = 90$ kt	33
Tablica 3. Rezultati za slučaj $H = 3000$ ft, $V_{\text{TRIM}} = 90$ kt	34
Tablica 4. Rezultati za slučaj $H = 3000$ ft, $V_{\text{TRIM}} = 100$ kt	35
Tablica 5. Usporedba rezultata	49

Sveučilište u Zagrebu
Fakultet prometnih znanosti
Vukelićeva 4, 10000 Zagreb

IZJAVA O AKADEMSKOJ ČESTITOSTI I SUGLASNOSTI

Izjavljujem i svojim potpisom potvrđujem da je _____ završni rad _____

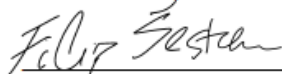
(vrsta rada)

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

Svojim potpisom potvrđujem i dajem suglasnost za javnu objavu završnog/diplomskog rada pod naslovom _____ Izračun uzdužne statičke stabilnost i upravljivosti za zrakoplov Cessna 172 _____, u Nacionalni repozitorij završnih i diplomskih radova ZIR.

U Zagrebu, ____8.9.2022,_____

Student/ica: Filip Šestan



(ime i prezime, potpis)