

# Izračun sile na upravljač u različitim uvjetima leta za zrakoplov Cessna 172

---

**Zorić, Viktorija**

**Undergraduate thesis / Završni rad**

**2024**

*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:119:562610>

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

*Download date / Datum preuzimanja:* **2025-04-03**



*Repository / Repozitorij:*

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



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU  
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI

**ZAVRŠNI RAD**

**IZRAČUN SILE NA UPRAVLJAČ U RAZLIČITIM UVJETIMA LETA ZA  
ZRAKOPLOV CESSNA 172**

**DETERMINATION OF CONTROL FORCE UNDER DIFFERENT FLIGHT  
CONDITIONS FOR CESSNA 172 AIRCRAFT**

Mentor: izv. prof. dr. sc. Karolina Krajček Nikolić

Studentica: Viktorija Zorić

JMBAG: 0135258230

Zagreb, srpanj 2024.

**SVEUČILIŠTE U ZAGREBU  
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI**

ODBOR ZA ZAVRŠNI RAD

Zagreb, 5. svibnja 2023.

Zavod: **Zavod za aeronautiku**

Predmet: **Teorija leta II**

**ZAVRŠNI ZADATAK br. 7195**

Pristupnik: **Viktorija Zorić (0135258230)**

Studij: Aeronautika

Smjer: Pilot

Usmjerenje: Civilni pilot

Zadatak: **Izračun sile na upravljač u različitim uvjetima leta za zrakoplov Cessna 172**

Opis zadatka:

Definirati stabilnost i upravljivost zrakoplova. Navesti kriterije i uvjete za postizanje minimalne upravljivosti zrakoplova. Objasniti utjecajne veličine na upravljivost zrakoplova. Provesti eksperimentalno ispitivanje sile na upravljač u različitim uvjetima leta na primjeru zrakoplova Cessna C172. Usporediti rezultate s teorijski dobivenim vrijednostima, komentirati eventualne dobivene razlike, te izvesti zaključke.

Mentor:

Predsjednik povjerenstva za  
završni ispit:

---

doc. dr. sc. Karolina Krajček Nikolić

# IZRAČUN SILE NA UPRAVLJAČ U RAZLIČITIM UVJETIMA LETA ZA ZRAKOPLOV CESSNA 172

## Sažetak

U radu je analizirana sila na upravljač zrakoplova koristeći teorijske izračune i eksperimentalne podatke. Prvo je razvijeni teorijski model za proračun sile na upravljač, a zatim je izveden eksperimentalni let kako bi se prikupili stvarni podaci o silama koje djeluju na upravljač u različitim fazama leta. Dobiveni eksperimentalni rezultati uspoređeni su s teoretskim izračunima kako bi se procijenila točnost modela. Analiza je pokazala da teorijski modeli dobro predviđaju stvarne sile unutar prihvatljivih granica, s određenim odstupanjima koja se mogu pripisati nepredviđenim aerodinamičkim fenomenima i varijacijama u eksperimentalnim uvjetima.

**Ključne riječi:** stabilnost i upravljivost, sila na upravljač, laki zrakoplov, težište

# DETERMINATION OF CONTROL FORCE UNDER DIFFERENT FLIGHT CONDITIONS FOR CESSNA 172 AIRCRAFT

## Summary

The paper analyzes the force on the aircraft control stick using theoretical calculations and experimental data. First, a theoretical model for calculating the force on the control stick was developed, and then an experimental flight was conducted to collect real data on the forces acting on the control stick in different phases of the flight. The obtained experimental results were compared with the theoretical calculations to assess the accuracy of the model. The analysis showed that the theoretical models predict the actual forces well within acceptable limits, with certain deviations that can be attributed to unforeseen aerodynamic phenomena and variations in experimental conditions.

**Keywords:** stability and controllability, stick force, light aircraft, center of gravity

## SADRŽAJ

1. UVOD.....	1
2. STABILNOST I UPRAVLJIVOST ZRAKOPLOVA.....	2
2.1 STATIČKA STABILNOST ZRAKOPLOVA .....	2
2.2 DINAMIČKA STABILNOST ZRAKOPLOVA .....	3
2.3 UPRAVLJIVOST ZRAKOPLOVA .....	6
2.4 UTJECAJNI PARAMETRI NA UPRAVLJIVOST ZRAKOPLOVA .....	7
3. SPECIFIKACIJE ZRAKOPLOVA CESSNA 172 N .....	13
3.1 GEOMETRIJSKE I AERODINAMIČKE SPECIFIKACIJE ZRAKOPLOVA CESSNA 172.....	14
3.2 OGRANIČENJA I PERFORMANSE ZRAKOPLOVA.....	15
4. TEORIJSKI MODEL IZRAČUNA SILE NA PALICU .....	17
4.1 GRADIJENT SILE NA UPRAVLJAČ .....	20
4.2 IZRAČUN SILE NA UPRAVLJAČ U SUSTAVU MATLAB .....	21
5. PLAN PROVOĐENJA EKSPERIMENTA I REZULTATI.....	24
5.1 KORIŠTENA OPREMA I UREĐAJI .....	26
5.2 UVJETI PROVOĐENJA EKSPERIMENTA .....	28
5.3 IZVOĐENJE EKSPERIMENTA I REZULTATI.....	30
6. USPOREDBA TEORIJSKIH I EKSPERIMENTALNIH REZULTATA .....	33
7. ZAKLJUČAK .....	36
LITERATURA.....	37
POPIS SLIKA .....	38
POPIS TABLICA .....	39

# 1. UVOD

Cessna 172 je američki zrakoplov opće avijacije koji je proizveden u više od 44 000 primjeraka. Zbog svoje jednostavnosti i stabilnosti izrazito je pogodan za obuku pilota i rekreativne letove. Ovaj visokokrilac je predstavljen 1955. godine, a od tada postaje omiljen diljem svijeta.

Cilj ovog rada je izračunati silu na upravljač zrakoplova u različitim uvjetima leta za vrijeme penjanja i spuštanja zrakoplova te potom i krstarenja. Takav izračun postiže se eksperimentalnim i teorijskim metodama od kojih eksperimentalna uključuje let na zrakoplovu Cessna 172 N promatrajući relevantne promjene parametara za razliku od teorijske koja svoju točnost temelji na matematičkom modelu prema aerodinamičkim karakteristikama dostupnim iz literature.

Prvo poglavlje sačinjava uvod, a drugo poglavlje definira općenitu stabilnost i upravljivost zrakoplova kroz opis statičke i dinamičke stabilnosti zrakoplova. Također, potrebno je opisati i uvjete za postizanje minimalne upravljivosti kao i utjecajne veličine.

U trećem poglavlju opisan je zrakoplov čiji se parametri uzimaju u obzir i pri teorijskom i pri eksperimentalnom izračunu. Opisuju se općenite specifikacije zrakoplova koji će biti od velike važnosti za provođenje eksperimenta.

U četvrtom poglavlju pomoću sustava MATLAB i primjene formula za izračun sile na upravljač dobivaju se teorijske vrijednosti i model koji je kasnije potrebno usporediti s rezultatima dobivenim eksperimentom.

U petom poglavlju provodi se eksperimentalna faza s različitim postavkama brzine za simulaciju određenih uvjeta leta koji su provedeni u kontroliranim uvjetima. Eksperiment se provodi pri penjanju, spuštanju i krstarenju zrakoplova u ravnotežnom letu pri različitim brzinama.

U šestom poglavlju dana je usporedba rezultata teorijskog i eksperimentalnog izračuna kako bi se ocijenila razina podudaranja ili odstupanja.

Posljednje, slijedi zaključak na temelju rada i rezultata istaknutih u njemu.

## **2. STABILNOST I UPRAVLJIVOST ZRAKOPLOVA**

Kada je riječ o stabilnosti i upravljivosti zrakoplova, bitno je naglasiti da je stabilnost zrakoplova tendencija zrakoplova za samostalno vraćanje u stanje ravnoteže nakon djelovanja vanjskog ili unutarnjeg čimbenika poput meteoroloških utjecaja (vjetar, termalna strujanja zraka, turbulencija) ili nesvjesnog upravljanja pilota, respektivno. Postoje dvije šire kategorije stabilnosti, a to su statička i dinamička stabilnost zrakoplova. Statička stabilnost temeljito se opisuje kroz svaki svoj aspekt djelovanja u nastavku 2.1, a dinamička stabilnost u nastavku 2.2.

Kako bi zrakoplov bio dinamički stabilan primarno mora biti statički stabilan također. Uvodi se i pojam upravljivosti koji označava povratnu reakciju zrakoplova na svjesno upravljanje zrakoplovom. Stabilnost i upravljivost su u obrnuto proporcionalnom odnosu, odnosno što je zrakoplov stabilniji njegova upravljivost je manja te obrnuto.

### **2.1 STATIČKA STABILNOST ZRAKOPLOVA**

Zrakoplov je u stanju ravnoteže onda kada je suma svih sila koje djeluju na njega i suma svih pripadajućih momenata jednaka nuli. Takvo stanje narušavaju vanjski utjecaji pa će zrakoplov biti izložen nebalansiranim silama i njihovim ubrzanjima.

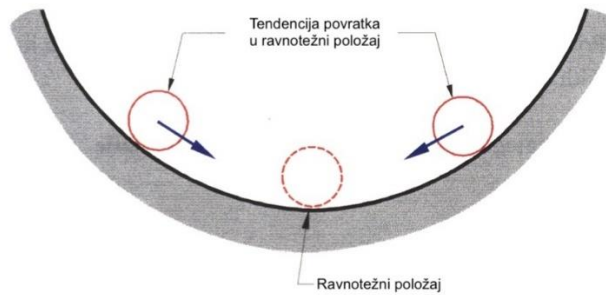
Statička stabilnost dijeli se na tri primarne kategorije kao što su pozitivna, neutralna i negativna statička stabilnost.

Pozitivna statička stabilnost postoji ukoliko zrakoplov koji je izbačen iz stanja ravnoteže posjeduje tendenciju samostalnog vraćanja u spomenuto stanje [1], vidljivo na slici 1.

Neutralna statička stabilnost postoji ukoliko zrakoplov nakon djelovanja sile ne teži povratku u ravnotežu, ali također neće nastaviti ni gibanje prema smjeru neravnoteže [1], slika 2.

Negativna statička stabilnost postoji ukoliko zrakoplov svoje gibanje nastavlja u smjeru neravnoteže i nema tendenciju povratka u ravnotežno stanje [1], vidljivo na slici 3.

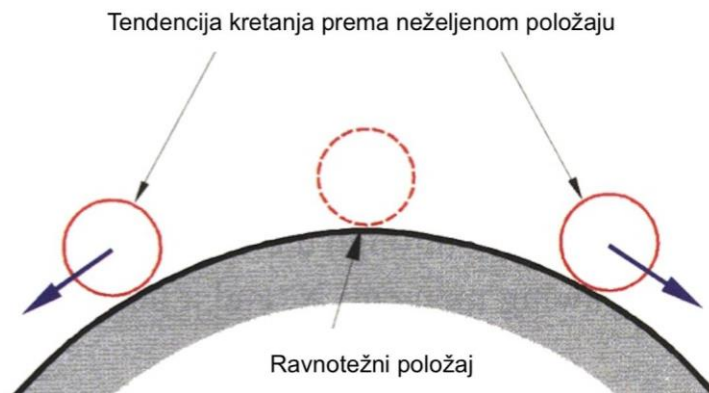
Pojam statičnosti u navedenoj stabilnosti temelji se isključivo iz razloga što nijedno posljedično gibanje nije uzeto u obzir, odnosno govori se samo o početnoj tendenciji zrakoplova [1].



Slika 1. Pozitivna statička stabilnost, [1]



Slika 2. Neutralna statička stabilnost, [1]

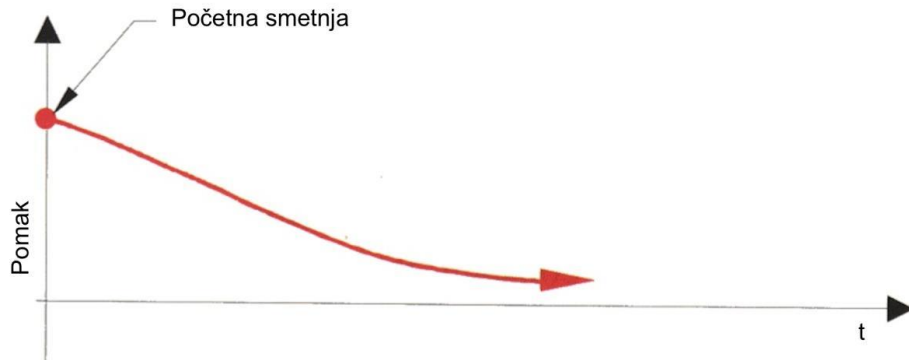


Slika 3. Negativna statička stabilnost, [1]

## 2.2 DINAMIČKA STABILNOST ZRAKOPLOVA

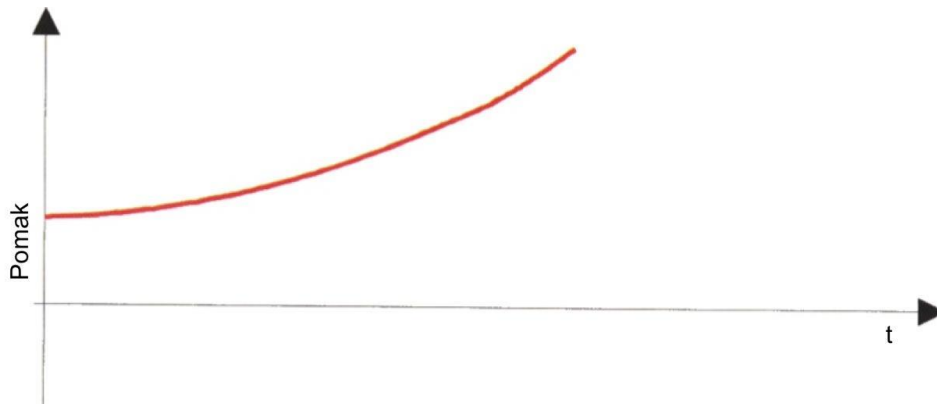
Dinamička stabilnost zrakoplova, za razliku od statičke stabilnosti definira se promatranjem tendencija zrakoplova kroz vrijeme. Ukoliko je zrakoplov izbačen iz stanja ravnoteže, njegove tendencije kroz okvir vremena prikazat će njegovu dinamičku stabilnost. Zrakoplov pokazuje da je dinamički stabilan ako se kroz neko vrijeme amplituda njegovog gibanja smanjuje prema ravnotežnom položaju [1], vidljivo na slici 4.





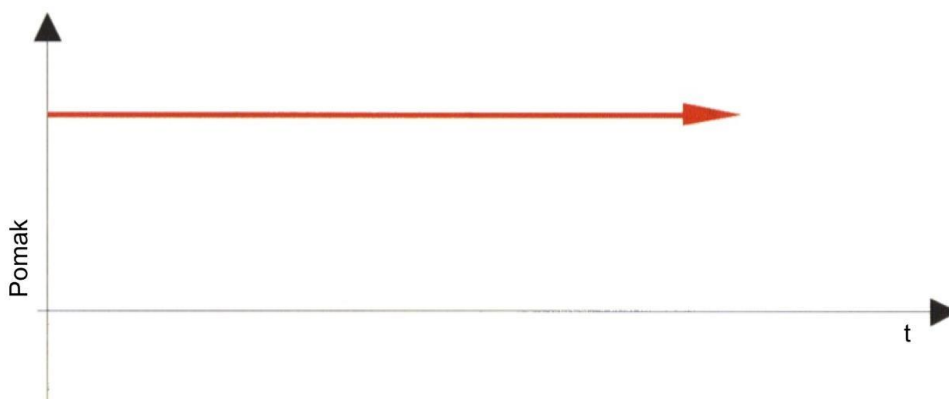
Slika 4. Pozitivna statička i dinamička stabilnost, [1]

Zrakoplov čija se amplituda vremenom povećava u smjeru neželjenog gibanja prikazuje da je dinamički negativno stabilan [1], prema slici 5.



Slika 5. Negativna statička i dinamička stabilnost, [1]

Prema slici 6., zrakoplov koji je dinamički neutralan neće povećavati amplitudu djelovanja, ali je neće ni smanjivati [1]. Konstantna amplituda označava da je zrakoplov neutralan.

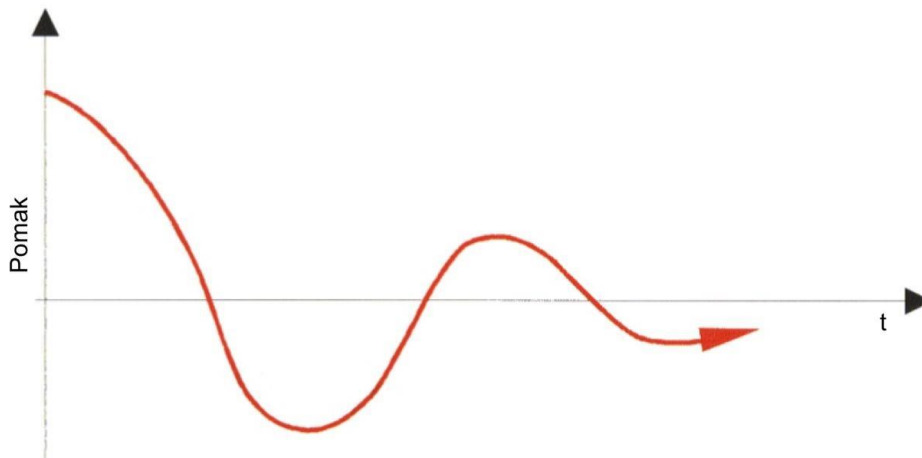


Slika 6. Neutralna statička i dinamička stabilnost, [1]

Takva gibanja predviđena su za stabilnost koja ne oscilira. Zrakoplov s druge strane može prikazati svoju dinamičku stabilnost i u slučaju osciliranja. Kod ovakvih gibanja,

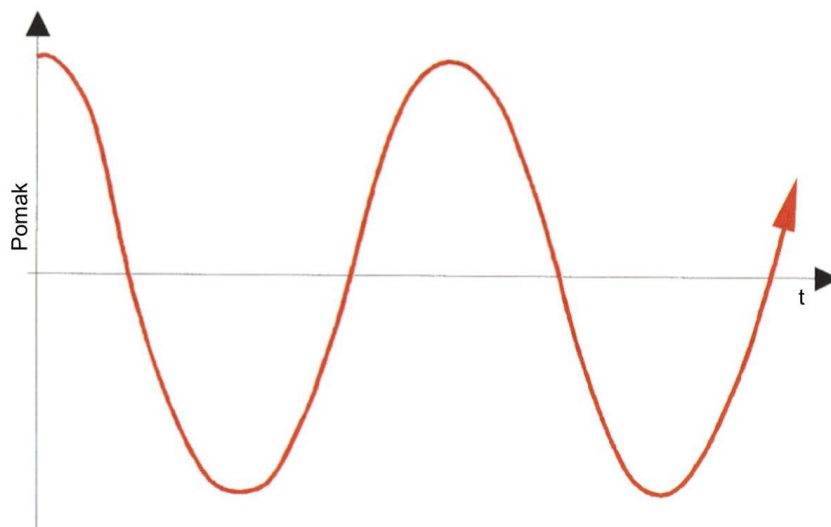
zrakoplov je statički stabilan, ali promatrajući zrakoplov kroz vrijeme, on može demonstrirati bilo koju od dinamičkih stabilnosti [1].

Prvi slučaj je kada zrakoplov koji je statički stabilan pokazuje da je i dinamički stabilan, vidljivo na slici 7. To znači da će se njegova amplituda s vremenom smanjivati, a energija razgraditi. Disipacija energije je ključna kako bi se demonstrirala pozitivna dinamička stabilnost [1].



Slika 7. Pozitivna statička i dinamička stabilnost, [1]

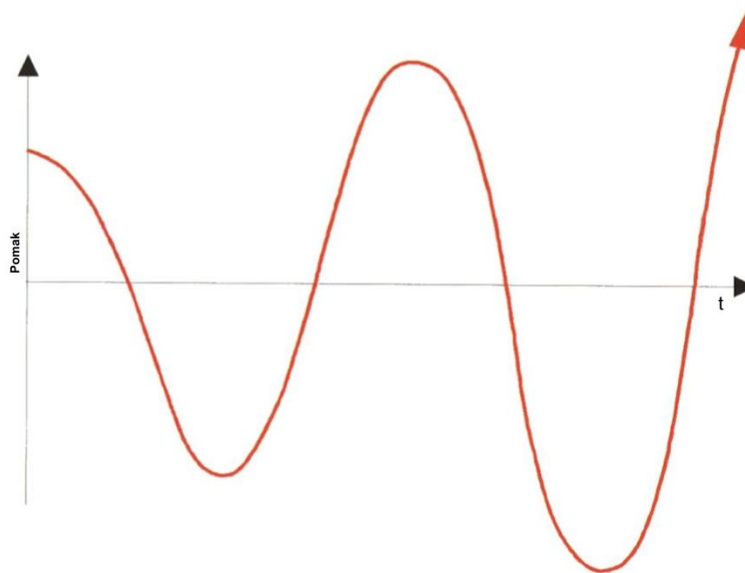
Ako sustav ne prikazuje prigušivanje amplitude, kroz određeno vrijeme ona se neće ni smanjivati. Iako takav sustav prikazuje statičku stabilnost, zrakoplov je dinamički neutralan, prema slici 8. Kada prirodno prigušivanje nije moguće, potrebne su dodatne modifikacije koje će ga proizvesti u svrhu postizanja optimalne dinamičke stabilnosti [1].



Slika 8. Pozitivna statička i dinamički neutralna stabilnost, [1]

Posljednje gibanje prema slici 9. opisuje zrakoplov koji je statički stabilan jer se nastoji vratiti u ravnotežni položaj. No, svaki pokušaj zrakoplova da se vrati u prvobitno stanje

rezultira povećanjem brzine koja s vremenom nastavlja povećavati amplitudu. To je dokaz da je zrakoplov dinamički nestabilan. Postojanje statičke stabilnosti nije temelj i za dinamičku stabilnost. Ukoliko je zrakoplov dinamički stabilan, garantirano postoji i statička stabilnost [1].



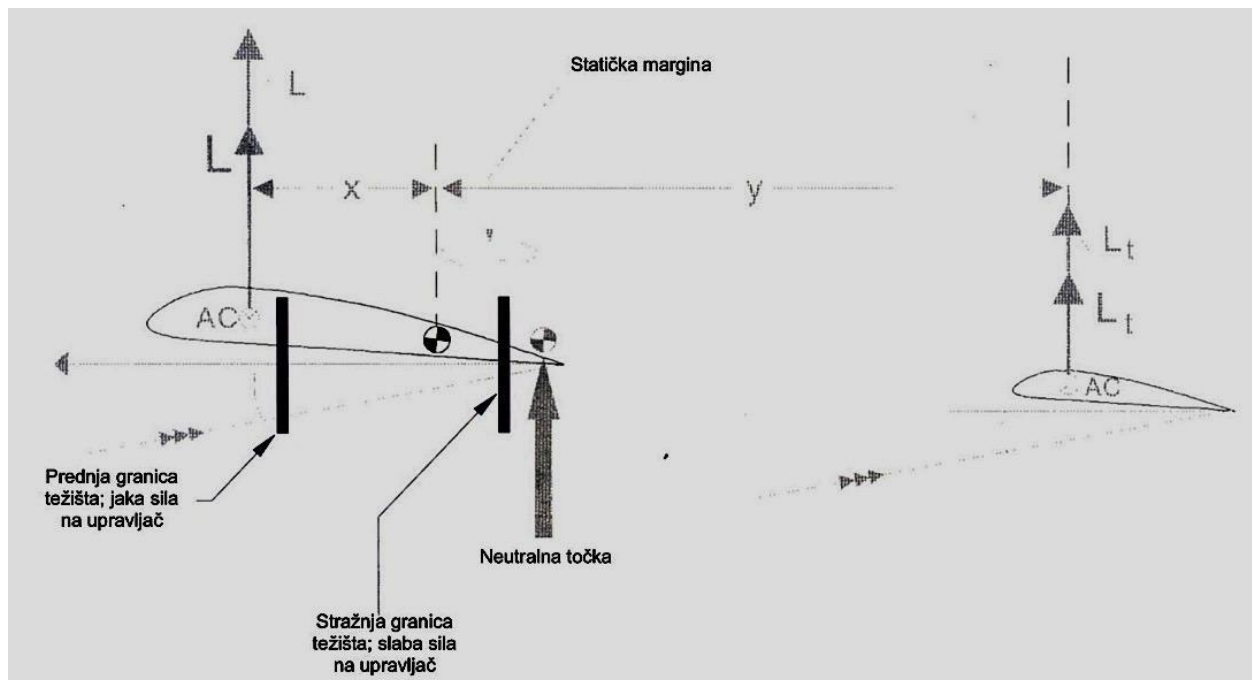
Slika 9. Pozitivna statička i dinamički negativna stabilnost, [1]

## 2.3 UPRAVLJIVOST ZRAKOPLOVA

Upravljivost zrakoplova je sposobnost zrakoplova da pruži odziv na pomak upravljačkih površina i postigne željeni položaj u letu. Dovoljna upravljivost mora biti dostupna za faze polijetanja i slijetanja, ali i za različite manevre u letu. Stabilnost i upravljivost dijele kontradiktorne zahtjeve pa što je zrakoplov stabilniji, to je manje upravljiv. Od velike važnosti za upravljivost zrakoplova je pozicija težišta.

Težište je prema definiciji točka kroz koju djeluje sila težine tijela. Pozicija težišta mora biti unutar određenih ograničenja pa prednju granicu definira djelotvornost horizontalnog stabilizatora i elevatora, dok stražnju granicu određuje potrebna razina stabilnosti koja mora biti ispred neutralne točke, prema slici 10. Prednja granica pozicije težišta utvrđuje se i za postizanje minimalne upravljivosti [1].

Neutralna točka je točka u kojoj su momenti repa i momenti krila zrakoplova jednaki. Ako se težište nalazi ispred neutralne točke, moment repa će biti veći od momenta krila. Što se težište više pomiče prema naprijed, to je i veći stupanj statičke stabilnosti zrakoplova. Dakle, što je težište bliže neutralnoj točki to je i zrakoplov upravljiviji [1]. U praksi, nikada se ne dopušta da se težište pomiče u tolikoj mjeri da dostigne neutralnu točku. U tom slučaju zrakoplov bi bio iznimno osjetljiv na pomicanje kontrola. Udaljenost težišta od neutralne točke daje mjeru statičke longitudinalne stabilnosti i zove se statička margina ili rezerva.



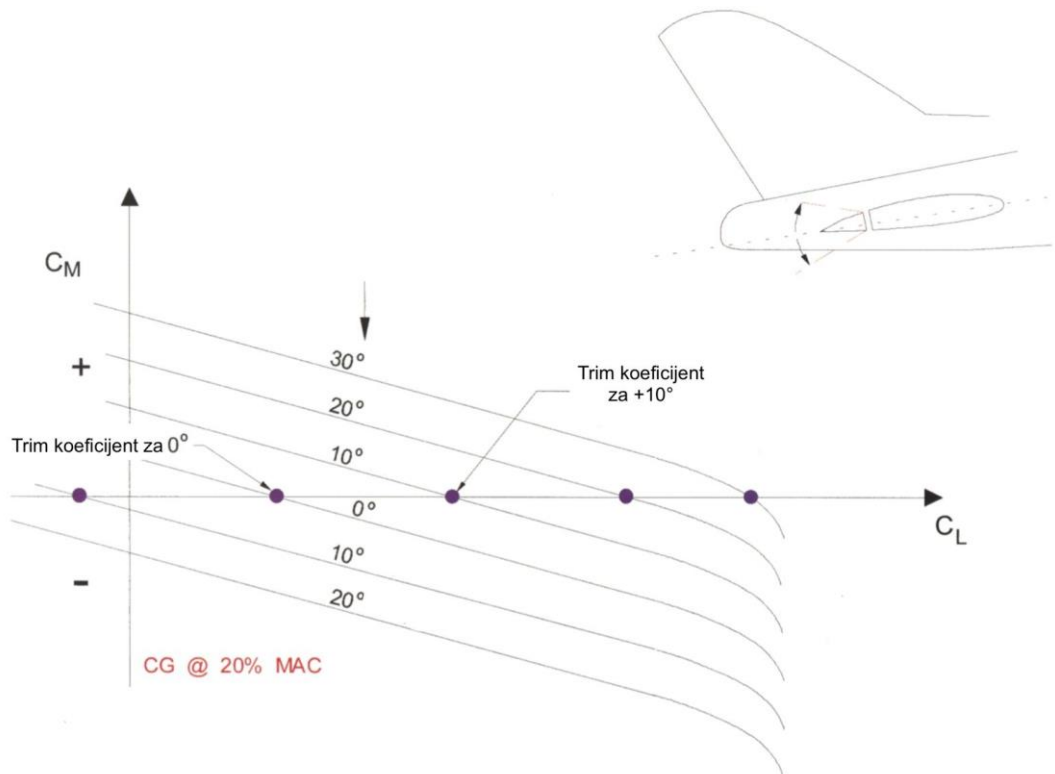
Slika 10. Prednja i stražnja granica težišta, [1]

Težište ima utjecaja i na brzinu sloma uzgona. Što je zrakoplov brži, to je i uzgon veći. Brzina sloma uzgona veća je kada je težište zrakoplova pomaknuto prema naprijed. Kod jednomotornih zrakoplova, minimalna upravljivost određena je upravo brzinom sloma uzgona  $V_S$  [2]. Ta brzina predstavlja najmanju brzinu pri kojoj je zrakoplov upravljiv.

## 2.4 UTJECAJNI PARAMETRI NA UPRAVLJIVOST ZRAKOPLOVA

Upravljačka sila zrakoplova trebala bi prikazati stabilnost zrakoplova i omogućiti pilotu pouzdanu referencu za preciznu kontrolu zrakoplova. Pozornost se pridaje i reverzibilnim odnosno nereverzibilnim upravljačkim sustavima. Reverzibilan upravljački sustav se definira kao sustav u kojem će pomicanje upravljača pomaknuti upravljačke površine, pa će i upravljačke površine pomaknuti istom amplitudom i upravljač samog pilota. U tom slučaju, struktura je čvrsto zajedno spojena. Za reverzibilan sustav, ako pilot pusti upravljač, sila će na upravljačkoj površini "nestati", a površina će lebdjeti prema poziciji u kojoj nema zglobnog momenta. Uvjeti pri kojima je zglobni moment jednak nuli nazivaju se uvjeti „slobodne komande“.

U nereverzibilnom sustavu ne postoji čvrsta struktura, nego se pomicanja odvijaju uz pomoć hidrauličkih i električnih aktuatora. U tom slučaju, djelovanje pilota na upravljač će pomicati aerodinamičke upravljačke površine, ali vanjsko pomicanje upravljačkih površina neće pomaknuti upravljač pilota. Čak i kod ovih uvjeta je potrebno izračunati karakteristike „slobodne komande“.



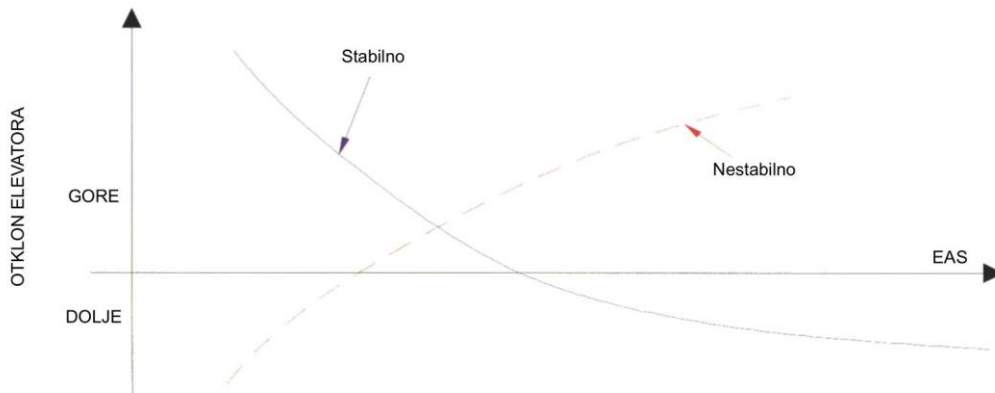
Slika 11. Utjecaj otklona elevatora, [1]

Potrebno je razmotriti utjecaj otklona elevatora. U slučaju kao na slici 11, kada se prikazuje utjecaj elevatora za momente propinjanja, rezultanta linija koja predstavlja odnos  $C_M$  i  $C_L$ <sup>1</sup> za nula stupnjeva otklona označava statičku stabilnost i ravnotežni koeficijent uzgona. Ako se otklon poveća za 10 stupnjeva (zrakoplov se uravnotežuje za nižu brzinu) stabilnost zrakoplova se ne mijenja, ali ravnotežni koeficijent uzgona se povećava. Kako se elevator pomiče u razne položaje, ravnoteža se postiže pri različitim koeficijentima uzgona. Ukoliko se težište pomiče prema stražnjoj granici jasno je da se stabilnost smanjuje pa su i veće promjene kod ravnotežnog koeficijenta uzgona. Kako svaka vrijednost koeficijenta uzgona odgovara određenoj vrijednosti dinamičkog tlaka za održavanje zrakoplova u letu, ravnotežnoj brzini može biti predodređen otklon elevatora.

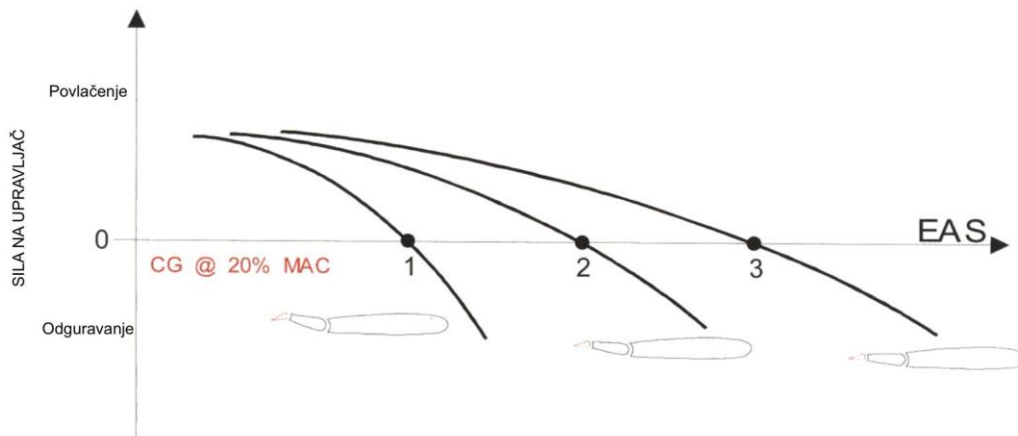
Ako je težište ispred neutralne točke i pozicija kontrole je povezana sa otklonom površine, zrakoplov dokazuje da ima stabilnost pozicije upravljača. To znači da za povećanje napadnog kuta zrakoplova pri nižoj brzini, upravljač je potrebno povlačiti, a za smanjenje napadnog kuta i povećanje brzine, pilot upravljač odguruje od sebe, vidljivo na slici 12.

Postoji inkrement sile koji zavisi od pozicije prilagodljive pomoćne površine koji također varira zajedno s dinamičkim tlakom ili kvadratom ekvivalentne brzine.

<sup>1</sup>  $C_M$  – koeficijent momenta propinjanja;  $C_L$  - koeficijent uzgona



Slika 12. Otklon elevatora u odnosu na ekvivalentnu brzinu, [1]

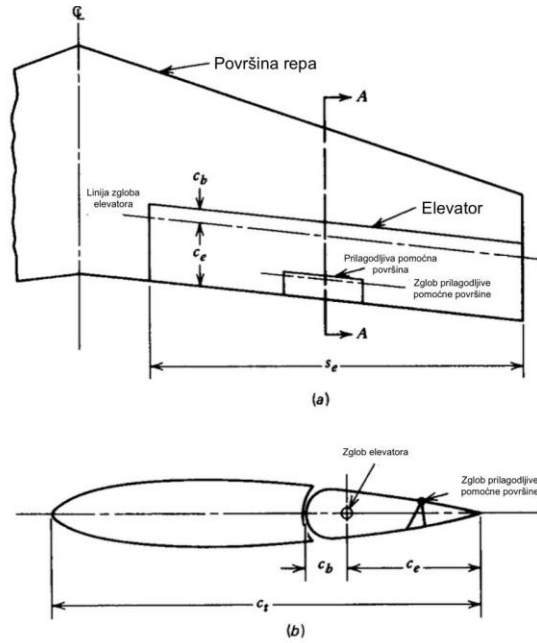


Slika 13. Utjecaj prilagodljive pomoćne površine, [1]

Slika 13. prikazuje kako se upravljačka sila mijenja u odnosu na brzinu, ali i utjecaj položaja prilagodljive pomoćne površine za silu na upravljač. Pozicija 1 dokazuje da je potreban određen otklon elevatora i sila na upravljač, uz korištenje pomoćne prilagodljive površine, je jednaka nuli. Za uravnoteženje zrakoplova pri većim brzina, potrebno je sve manje korištenja prilagodljive pomoćne površine, kao što je pokazano u točkama 2 i 3.

Još jedan bitan parametar spomenut kod reverzibilnih kontrola je i zglobni moment. Da bi se bilo koja upravljačka površina rotirala oko svojeg zgloba potrebno je primijeniti silu za savladavanje aerodinamičkih tlakova koji se odupiru promjeni položaja. Takvu silu može direktno primijeniti pilot, aktuator ili autopilot. Aerodinamičke sile bilo koje upravljačke površine stvaraju moment oko zgloba [3].

Slika 14. prikazuje tipičnu repnu površinu koja uključuje elevator i već spomenutu prilagodljivu pomoćnu površinu. Iako je utjecaj prilagodljive pomoćne površine na uzgon minimalan, na moment oko zgloba taj utjecaj je iznimno značajan. Koeficijent zglobnog momenta elevatora označava se izrazom [3]:



Slika 14. Geometrija elevatora i pomoćne površine, [3]  
a) Prikaz u ravnini; b) presjek A-A

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

(1)

U brojniku  $H_e$  označava moment oko zgloba elevatora,  $S_e$  označava površinu elevatora dok  $\bar{c}_e$  predstavlja srednju tetivu elevatora. Od svih aerodinamičkih parametara ključnih za određivanje stabilnosti i upravljivosti zrakoplova, koeficijent zglobnog momenta elevatora najteže je odrediti s visokom preciznošću. U mnogim slučajevima može se približno odrediti da je za konačne površine koeficijent zglobnog momenta elevatora linearna funkcija napadnog kuta površine za koju je upravljačka površina pričvršćena  $\alpha_s$ , kuta otklona pomoćne prilagodljive površine (koji se smatra pozitivnim prema dolje)  $\delta_t$  i kuta otklona elevatora  $\delta_e$ . Kako se već pretpostavilo da je  $C_{he}$  linearan, slijedi da je:

$$C_{he} = b_0 + b_1 \alpha_s + b_2 \delta_e + b_3 \delta_t$$

(2)

Odakle slijedi da su  $b_0, b_1, b_2, b_3$  [3]:

$$b_0 = C_{he0}$$

(3)

$$b_1 = \frac{\partial C_{he}}{\partial \alpha_s} = C_{he\alpha_s}$$

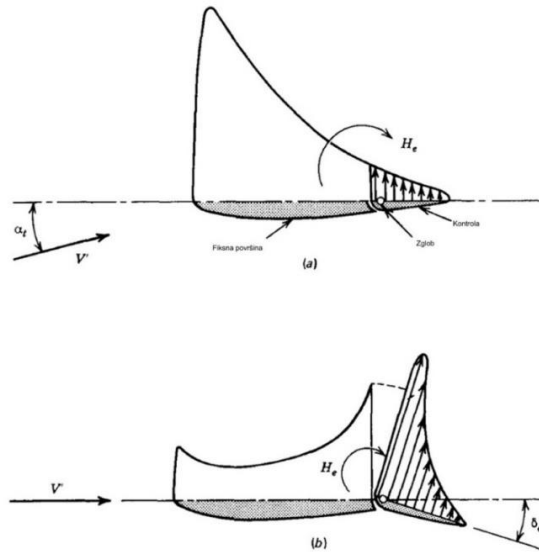
(4)

$$b_2 = \frac{\partial C_{he}}{\partial \delta_e} = C_{he\delta_e}$$

(5)

$$b_3 = \frac{\partial C_{he}}{\partial \delta_t} = C_{he\delta_t} \quad (6)$$

$C_{he}$  označava ukupni koeficijent zglobnog momenta,  $C_{he\alpha_s}$  označava zglobni moment elevatora zbog zakrivljenosti, a iznosi nula za simetričan elevatorski profil.  $C_{he\delta_e}$  označava zglobni moment zbog samog otklona elevatora, a  $C_{he\delta_t}$  označava zglobni moment zbog otklona pomoćne prilagodljive površine. Određivanjem parametara  $b_0$ ,  $b_1$ ,  $b_2$  i  $b_3$  može se odrediti zglobni moment. Sila koju upravljački sustav mora izdržati kako bi zadržao elevatorski kut u željenom kutu je direktno proporcionalna zglobnom momentu, prema slici 15.



Slika 15. Raspodjela sile iznad upravljačke površine (podzvučna brzina) [3]  
 a) Podjela sile iznad upravljačke površine za  $\alpha_t$  pri  $\delta_e = 0$ ; b) podjela sile iznad upravljačke površine za  $\delta_e$  pri  $\alpha_t = 0$

Kada je riječ o elevatoru u stanju ravnoteže, smatra se da je ukupni moment jednak nuli, a onda je i tendencija prema plutanju elevatorskog odgođena zbog tendencije prema povratku u ravnotežu. Kada ovakvo stanje postoji, može se pronaći kut lebdenja [4]:

$$\delta_{efloat} = -\frac{b_1}{b_2} \alpha_{ht} \quad (7)$$

Ako elevatorski profil ima tendenciju prema lebdenju u struji zraka (brojnik i nazivnik su negativni) onda se i sama statička longitudinalna stabilnost smanjuje, što bi bio slučaj za rigidnu strukturu. Slobodna kontrola longitudinalne statičke stabilnosti može se prikazati jednačinom:

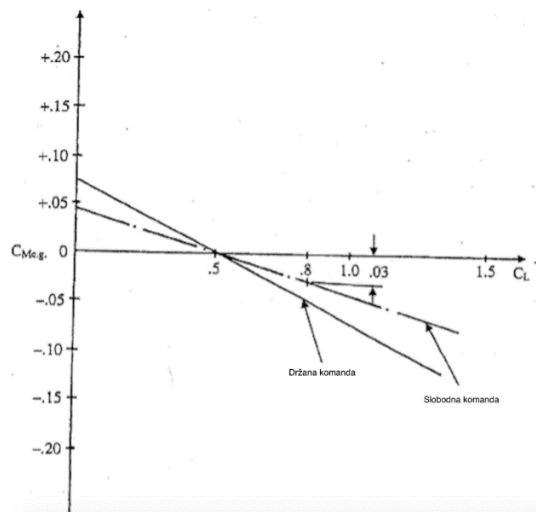


$$\left(\frac{\partial C_{m_{cg}}}{\partial C_L}\right)_{free} = \left(\frac{\partial C_{m_{cg}}}{\partial C_L}\right)_{fixed} + C_{m_{\delta e}} \left(\frac{\partial \delta_{efloat}}{\partial C_L}\right) \quad (8)$$

$C_{m_{\delta e}}$  i parametar  $\frac{\partial \delta_{efloat}}{\partial C_L}$  jesu negativni. To znači da je slobodna statička stabilnost manja nego fiksna statička stabilnost. Obzirom da slobodna statička stabilnost također sadržava elemente fiksne statičke stabilnosti ona je pod utjecajem pozicije težišta. Pomicanjem težišta dovoljno daleko prema stražnjoj granici dostiže se točka u kojoj je  $\left(\frac{\partial C_{m_{cg}}}{\partial C_L}\right)_{free}$  jednako nula. Ova točka naziva se neutralna točka slobodnog elevatora  $N'_0$ . Kada se odredi slobodna neutralna točka može se odrediti i slobodna statička longitudinalna stabilnost za bilo koju poziciju težišta jednadžbom:

$$\left(\frac{\partial C_{m_{cg}}}{\partial C_L}\right)_{free} = \frac{X_{cg}}{\bar{c}} - N'_0 \quad (9)$$

Udaljenost između težišta i slobodne neutralne točke zove slobodna statička margina ili rezerva. Stabilnost upravljačke sile može se promotriti i iz odnosa momenta propinjanja i koeficijenta uzgona. Na slici 16. se vidi da je zrakoplov uravnotežen za koeficijent uzgona 0.5. Ako je potrebno da zrakoplov uspori i leti pri koeficijentu uzgona 0.8, pilot mora savladati stabilizirajući moment propinjanja od 0.03 pri tom koeficijentu uzgona. Ako pilot ne uravnoteži zrakoplov ponovo, pri novom koeficijentu uzgona može nastaviti let jedino ako primjenjuje silu na upravljač zrakoplova. Takva sila mora biti dostatna da pomakne elevator iz njegove ravnotežne pozicije do pozicije nultog momenta propinjanja pri 0.8  $C_L$  [4].



Slika 16. Ovisnost parametra  $C_{m_{cg}}$  o parametru  $C_L$ , [4]

### 3. SPECIFIKACIJE ZRAKOPLOVA CESSNA 172 N

Cessna 172 N, slika 17., predstavlja odličan primjer lakog jednomotornog i izrazito stabilnog zrakoplova koji se ističe po svojoj pouzdanosti, jednostavnosti upravljanja i svestranosti u različitim operativnim okruženjima. Ovaj model je opremljen klipnim Lycoming O-320-H2AD motorom, koji pruža 160 konjskih snaga, omogućujući zrakoplovu impresivne performanse i upravljivost čak i u zahtjevnim uvjetima leta. Proizvođač elise fiksnog koraka je McCauley Accessory Division, ima 2 kraka, maksimalnog promjera 75 in te minimalnog 74 in. Normalan raspon brzina kreće se od 47 do 128 kt.

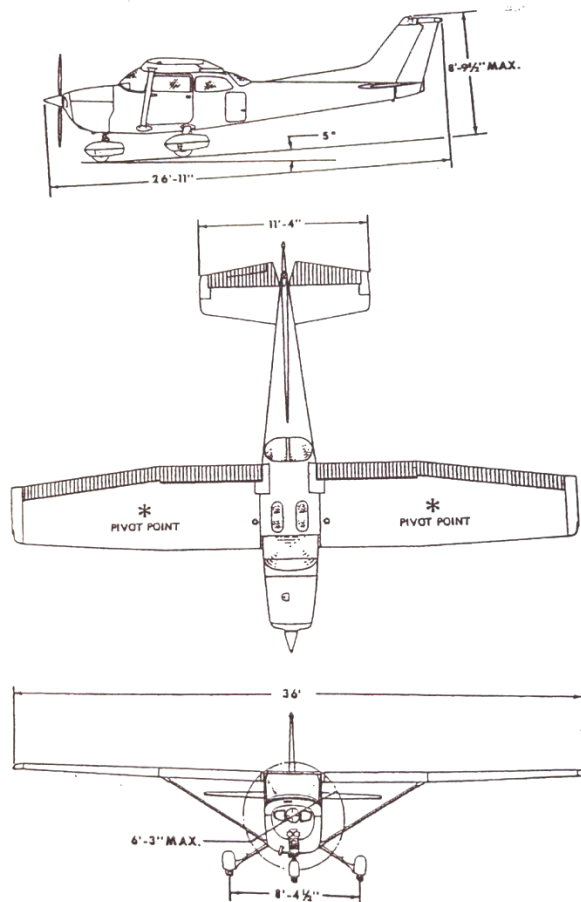
Za normalnu kategoriju, maksimalna težina u polijetanju iznosi 2300 lb, a isto toliko iznosi i u slijetanju [5]. Gorivo za Cessnu 172 N je AVGAS 100 LL plave boje te također AVGAS 100 zelene boje. Maksimalni kapacitet spremnika iznosi 43 galona, a ukupno iskoristivo gorivo je 40 galona. Operativni plafon od 4100 m omogućuje sigurno letenje na velikim visinama, što ovaj zrakoplov čini idealnim izborom za obuku pilota, osobne letove i manje komercijalne operacije. Cessna 172 ima fiksno podvozje. Uz to, kabina ovog zrakoplova je dizajnirana za četiri osobe i nudi dovoljno prostora za udobnost tijekom dužih letova, dok instrumenti i kontrole olakšavaju upravljanje i navigaciju, čime se osigurava siguran i ugodan doživljaj.



Slika 17. Cessna 172 N Skyhawk, Wikipedia

### 3.1 GEOMETRIJSKE I AERODINAMIČKE SPECIFIKACIJE ZRAKOPLOVA CESSNA 172

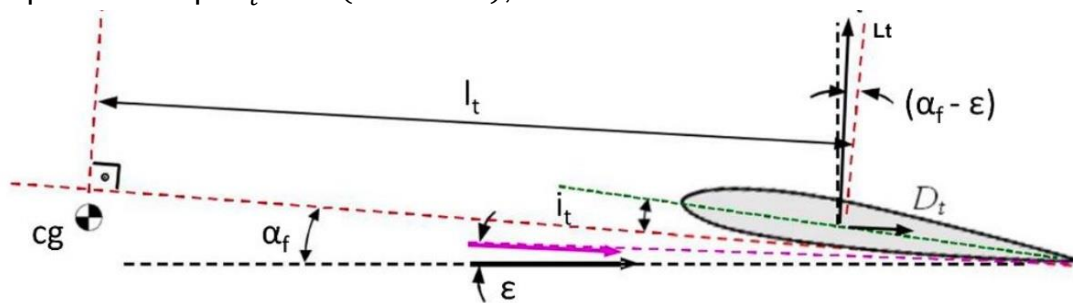
Pri dizajniranju zrakoplova potrebno je odrediti geometrijske karakteristike zrakoplova. Geometrijske karakteristike zrakoplova Cessna 172 pronalaze se u pilotskom operativnom priručniku u poglavlju 1, naziva „općenito“. Pilotski operativni priručnik sadržava pogled na zrakoplov iz tri perspektive, a to su nacrt, tlocrt i bokocrt. Na slici 18. su prikazane dimenzije raspona krila, maksimalna visina zrakoplova, dužina kotača, udaljenost propelera od tla, površina krila i minimalni polumjer zaokreta. Aerodinamičke karakteristike zrakoplova predviđaju ponašanje samog zrakoplova, odnosno daju podatak o efektivnoj korisnosti površina na zrakoplovu. Primjerice, zrakoplov Cessna 172 posjeduje aeroprofil NACA 2412 koji ima maksimalnu zakrivljenost od 2% koja se nalazi na 40% udaljenosti od prednjeg napadnog kuta uz maksimalnu debljinu aeroprofila od 12%. Kod aeroprofila ovog tipa uzgon i otpor postepeno variraju sa promjenom napadnog kuta zrakoplova posebno kod niskih brzina kao što su to brzine prilaženja i spuštanja zrakoplova. Rezultat je predvidivo i lakše upravljanje zrakoplovom, što je posebno bitno za školovanje pilota pri savladavanju tehnike slijetanja.



Slika 18. Dimenzije zrakoplova Cessna 172, [5]

Najbitnije geometrijske i aerodinamičke karakteristike za vid ovog rada jesu:

1. Aeroprofil krila NACA 2412
2. Aspektni odnos  $AR$  iznosi 7.32
3. Dužina zrakoplova  $l = 8.2 \text{ m}$  ( $26.92 \text{ ft}$ )
4. Visina zrakoplova  $h = 2.68 \text{ m}$  ( $8.79 \text{ ft}$ )
5. Raspon krila  $bw = 11\text{m}$  ( $36 \text{ ft}$ )
6. Površina krila  $S_w = 16.2 \text{ m}^2$  ( $174.37 \text{ ft}^2$ )
7. Opterećenje krila zrakoplova iznosi  $68.6 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2}$
8. Dužina tetive zrakoplova  $c = 1,4935 \text{ m}$  ( $4.9 \text{ ft}$ )
9. Raspon elevatora  $b_h = 3.4 \text{ m}$  ( $11.4 \text{ ft}$ )
10. Površina repa zrakoplova  $S_t = 2.83 \text{ m}^2$  ( $30.46 \text{ ft}^2$ )
11. Površina kormila dubine  $S_e = 1.35\text{m}^2$  ( $14.53\text{ft}^2$ )
12. Dužina tetive elevatora  $\bar{C}_e = 0.389 \text{ m}$
13. Nagib krivulje uzgona  $a = 5.143$
14. Nagib krivulje uzgona repnih površina  $a_t = 5.0$
15. *Downwash* varijacija u odnosu na apsolutni napadni kut  $\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = 0.25$ .
16. Upadni kut repa  $i_t = 4^\circ$  ( $0.069 \text{ rad}$ ), slika 19.



Slika 19. Određivanje upadnog kuta repa, [9]

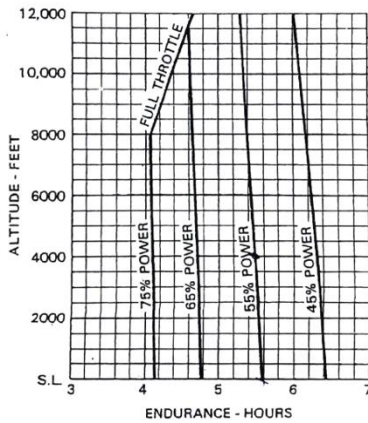
### 3.2 OGRANIČENJA I PERFORMANSE ZRAKOPLOVA

U pilotskom operativnom priručniku Cessne 172, kao i u svakom drugom POH-u, nalaze se pod sekcijom 2 i 5 poglavlja ograničenja i performanse. Najznačajnija ograničenja zrakoplova jesu njegove brzine, pa je tako brzina sloma uzgona  $V_S$  47 kt, dok je brzina koja se nikada ne smije dostići  $V_{NE}$  jednaka 160 kt. Maksimalna strukturalna brzina u krstarenju odnosno  $V_{NO}$  jednaka je 128 kt, a uz nju stoji napomena da se takva brzina ne premašuje osim u uvjetima mirnog zraka, a i tada samo uz oprez. Brzina manevriranja zrakoplovom određena je u skladu s masom zrakoplova. U sekciji performansi, dana su po dva profila za dolet i istrajnost (slike 20. i 21.), a temeljna razlika je u iskoristivoj količini goriva. Za Cessnu 172, brzina najboljeg doleta je 65 kt [5].

**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.

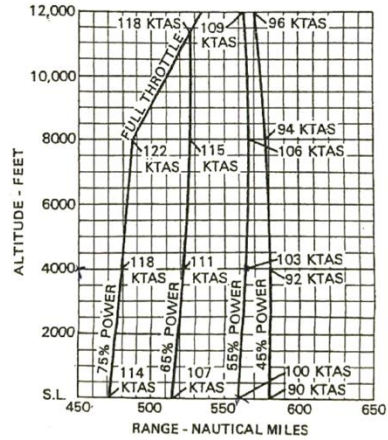


Slika 20. Istrajnost za Cessnu 172 N, [5]

**RANGE PROFILE**  
**45 MINUTES RESERVE**  
**40 GALLONS USABLE FUEL**

CONDITIONS:  
 2300 Pounds  
 Recommended Lean Mixture for Cruise  
 Standard Temperature  
 Zero Wind

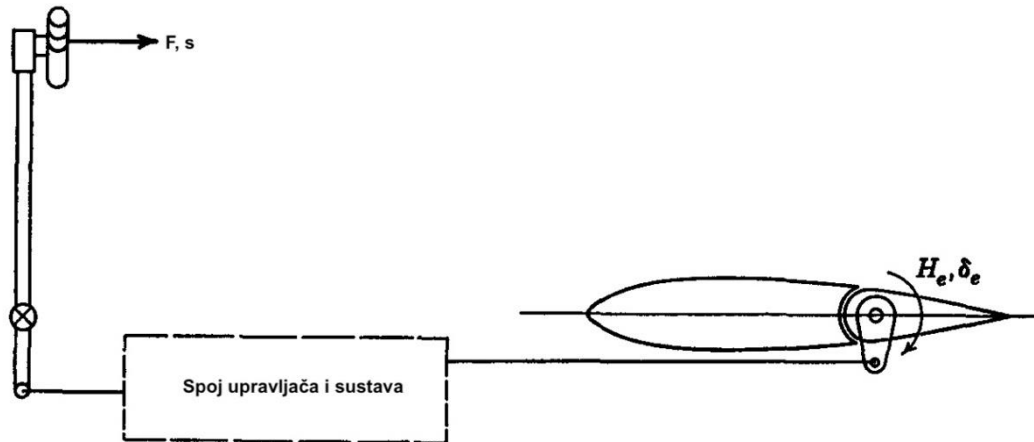
- NOTES:
1. This chart allows for the fuel used for engine start, taxi, takeoff and climb, and the distance during climb as shown in figure 5-6.
  2. Reserve fuel is based on 45 minutes at 45% BHP and is 4.1 gallons.



Slika 21. Dolet za Cessnu 172 N, [5]

## 4. TEORIJSKI MODEL IZRAČUNA SILE NA PALICU

Sila na upravljač u pilotskoj kabini iznimno je važan pokazatelj u kontroli zrakoplova. Upravljač pruža interakciju i spojnicu između pilota i upravljačkog sustava, odnosno položaja zrakoplova. Potrebno je izračunati silu na upravljač koja će pilotu pružiti amplitudu odziva upravljačkih površina. Sila na upravljač dobar je pokazatelj koliko je potrebno uravnotežiti zrakoplov da bi održao određenu brzinu. U ovom poglavlju također se pozornost pridaje i reverzibilnim odnosno nereverzibilnim upravljačkim sustavima. Reverzibilan upravljački sustav se definira kao sustav u kojem će pomicanje upravljača pomaknuti upravljačke površine, pa će i upravljačke površine pomaknuti istom amplitudom i upravljač samog pilota. U tom slučaju, struktura je čvrsto zajedno spojena. U nereverzibilnom sustavu ne postoji čvrsta struktura, nego se pomicanja odvijaju uz pomoć hidrauličkih i električnih aktuatora [3]. U tom slučaju, djelovanje pilota na upravljač će pomicati aerodinamičke upravljačke površine, ali vanjsko pomicanje upravljačkih površina neće pomaknuti upravljač pilota. Za potrebe ovog rada, dovoljno je govoriti o reverzibilnim sustavima jer je upravo takav i sustav zrakoplova Cessna 172.



Slika 22. Shematska prezentacija kontrolnog sustava elevatora [3]

Slika 22. prikazuje shematsku prezentaciju sustava koji je reverzibilan. Kvadrat pod nazivom „spoj upravljača i sustava“ predstavlja osnovne elemente upravljačkog sustava. Smatra se i da je ova struktura idealno čvrsta kako ne bi zaostao višak energije niti trenje među elementima strukture. Ovaj sustav ima jedan stupanj slobode. Sila koju pilot primjenjuje označava se  $F$ , oznaka  $s$  je pomak, a rad koji obavlja sustav pojačivača snage označava se  $W_b$ .

Ako se promatra mali, gotovo statičan pomak od ravnotežnog položaja, odnosno nema kinetičke energije u sustavu, očuvanje energije se može zapisati prema [3] kao:

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

( 10 )

Kako je  $\frac{dW_b}{ds}$  proporcionalan  $F$  ili  $H_e$  se može napisati da je sila jednaka razlici prijenosnog koeficijenta elevatora  $G_1$  (engl. elevator gearing) i  $G_2$  koji predstavlja prijenosni koeficijent pojačivača (engl. boost gearing), pa se izraz pojednostavljeno može pisati kao [3]:

$$F = GH_e \quad (11)$$

odakle slijedi da je  $G = G_1 - G_2$ . Parametar  $G$  može biti dizajniran tako da je konstantan kroz cijeli spektar  $\delta_e$ , ili se može, uz korištenje posebnih spojeva utjecati na njegovu vrijednost za željeni slučaj. Ako se predstavi utjecaj koeficijenta zglobnog momenta dobiva se izraz za silu  $F$  kako slijedi:

$$F = GC_{he}S_e\bar{C}_e\frac{1}{2}\rho V^2 \quad (12)$$

te se iz navedene formule vidi da vrijednost sile ovisi o kvadratu brzine, ali isto tako i kako koeficijent zglobnog momenta elevatora varira s brzinom. Iznos  $C_{he}$  u ravnoteži za kut pomoćne prilagodljive površine dobiva se prema formuli:

$$C_{he} = C_{he_0} + C_{he_{\alpha_{trim}}} + b_2\delta_{e_{trim}} + b_3\delta_t \quad (13)$$

što zajedno sa izrazom 13:

$$\delta_{t_{trim}} = -\frac{1}{b_3}(C_{he_0} + C_{he_{\alpha_{trim}}} + b_2\delta_{e_{trim}}) \quad (14)$$

daje izraz za  $C_{he}$ :

$$C_{he} = b_3(\delta_t - \delta_{t_{trim}}) \quad (15)$$

Iz čega se zaključuje da je koeficijent zglobnog momenta jednak nuli kada je  $\delta_t = \delta_{t_{trim}}$ . Ako se izraz 14 uvrsti:

$$\delta_{t_{trim}} = -\frac{1}{b_3}\left[C_{he_0} + \frac{C_{m_0}}{det} + (C_{he_{\alpha}}C_{L_{\delta e}} - b_2C_{L_{\alpha}}) - \frac{a'b_2}{det}(h - h'_n)C_{L_{trim}}\right] \quad (16)$$

u izraz 15 dobije se:

$$C_{he} = b_3 + C_{he_0} + \frac{C_{m_0}}{det} + (C_{he_{\alpha}}C_{L_{\delta e}} - b_2C_{L_{\alpha}}) - \frac{a'b_2}{det}(h - h'_n)C_{L_{trim}} \quad (17)$$

Za  $det$  vrijedi izraz:

$$det = C_{L\alpha} C_{m\delta_e} + C_{L\delta_e} C_{m\alpha} \quad (18)$$

U horizontalnom ravnotežnom letu, uzgon je jednak težini, pa vrijedi izraz:

$$C_{L_{trim}} = \frac{w}{\frac{1}{2\rho V^2}} \quad (19)$$

gdje parametar  $w$  predstavlja opterećenje krila. Kada se navedeni izrazi uvrste u izraz 12 proizlazi da je sila  $F$  jednaka:

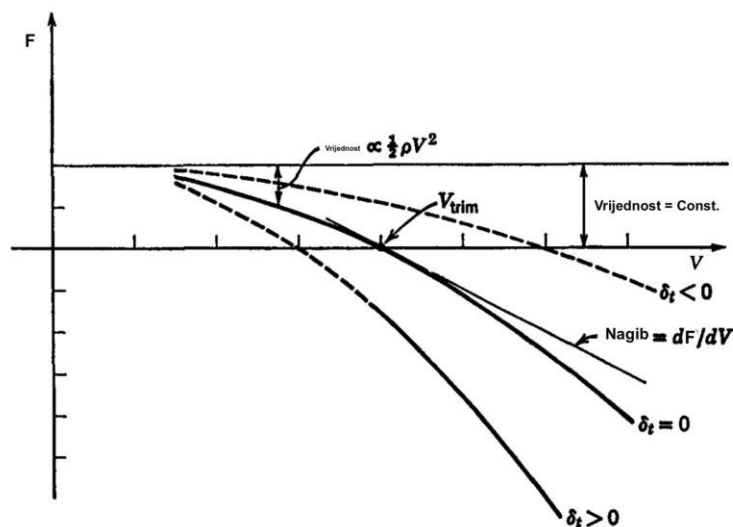
$$F = A + B \frac{1}{2} \rho V^2 \quad (20)$$

Odakle se parametri  $A$  i  $B$  računaju prema formulama:

$$A = -GS_e \bar{C}_e w \frac{\alpha' b_2}{det} (h - h_n) \quad (21)$$

$$B = GS_e \bar{C}_e \left[ b_3 \delta_t + C_{he_0} + \frac{C_{m_0}}{det} (C_{he_\alpha} C_{L\delta_e} - b_2 C_{L\alpha}) \right] \quad (22)$$

Tipičan prikaz varijacije sile  $F$  s brzinom  $V$  kada su svi aerodinamički koeficijenti konstantni vidi se na slici 23.



Slika 23. Primjer sile na upravljač pri niskoj brzini, [3]

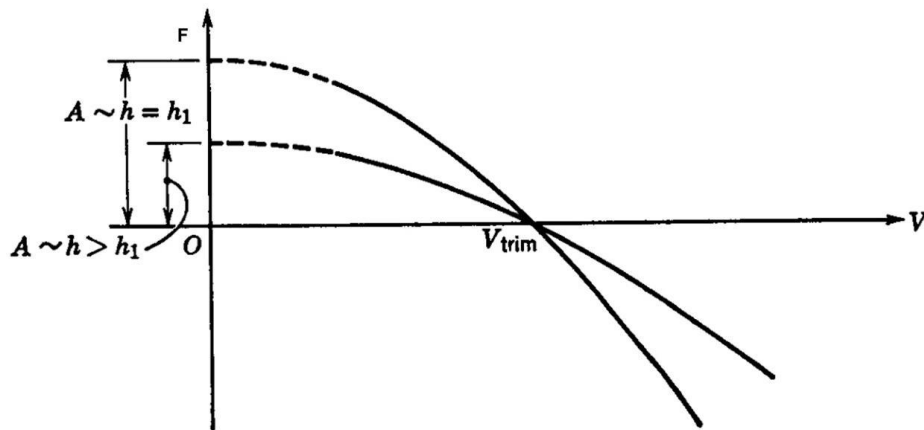


Slika 23. dala je slijedeći izvod zaključaka [3]:

- Što je površina zrakoplova veća, to je potrebna i veća sila na upravljač.
- Sila je direktno proporcionalna prijenosnom koeficijentu  $G$ .
- Pomicanje težišta prema prednjoj granici značiti će pomicanje krivulje prema gornjem smjeru.
- Težina zrakoplova uzeta je u obzir kroz parametar  $w$  odnosno opterećenje krila. Povećanje opterećenja krila ima isti efekt kao i pomicanje težišta prema prednjoj granici.
- Dio sile koji varira sa promjenom gustoće i kvadratom brzine smanjuje se s porastom visine, a povećava s kvadratom brzine.
- Svaki parametar u strukturi formule za  $B$  općenito se ne može zanemariti.
- Efekt pomoćne prilagodljive površine je promjena koeficijenta  $1/2 \rho V^2$ . Samim time događa se i promjena zakrivljenosti parabole na slici 23. U točki  $V_{trim}$  naznačena je brzina pri kojoj sila na upravljač iznosi nula.

#### 4.1 GRADIJENT SILE NA UPRAVLJAČ

Još jedna značajna karakteristika za upravljanje zrakoplovom je i gradijent sile  $F$  s brzinom  $V$  kada je sila  $F$  jednaka nuli. Način na koji se to mijenja kada se težište pomiče unatrag prikazan je na slici 24.



Slika 24. Utjecaj težišta na gradijent sile na upravljač pri fiksnoj brzini, [3]

Pretpostavlja se da prilagodljiva pomoćna površina postavljena tako da održava  $V_{trim}$ . Gradijent sile po brzini se smanjuje magnitudom kako se težište pomiče unatrag. Kada dostigne slobodnu neutralnu točku  $A = 0$  za zrakoplov sa ili bez repa te pod određenim uvjetima,  $F/V$  graf postaje linearan i leži na  $V$  osi. Ovo je jako bitna karakteristika neutralne točke, to jest kada je težište u toj točki, nije potrebna nikakva sila za promjenu brzine uravnoteženja. Sila se može prikazati kao [3]:

$$\frac{\partial F}{\partial V} = B\rho V$$

(23)

Pri brzini  $V_{trim}$ ,  $F = 0$  i  $B = -\frac{A}{\frac{1}{2}\rho V_{trim}^2}$ , slijedi da je:

$$\frac{\partial F}{\partial V} = \frac{-2A}{V_{trim}}$$

( 24 )

Odakle je  $A$  dan izrazom 21. Supstitucijom vrijednosti u formulu 24. dobiva se:

$$\frac{\partial F}{\partial V} = 2GS_e \bar{C}_e \frac{a' b_2}{det} \frac{w}{V_{trim}} (h - h'_n)$$

( 25 )

Iz izraza 25. zaključuje se da:

- Gradijent sile je proporcionalan veličini zrakoplova,
- Gradijent sile obrnuto je proporcionalan brzini uravnoteženja odnosno gradijent se povećava sa smanjenjem brzine,
- Gradijent sile je direktno proporcionalan opterećenju krila,
- Gradijent sile je nezavisan od visine u slučaju stvarne brzine leta, ali se smanjuje s visinom za fiksnu ekvivalentnu brzinu.
- Gradijent sile direktno je proporcionalan slobodnoj statičkoj margini.

Dakle, kontrola elevatora biti će najzahtjevnija pri razini mora, niskoj brzini, težištu pomaknutom prema naprijed i maksimalnoj težini zrakoplova [3].

## 4.2 IZRAČUN SILE NA UPRAVLJAČ U SUSTAVU MATLAB

Kako bi se dobio teorijski grafički model sile na upravljač u sustavu MATLAB, potrebno je uvrstiti vrijednosti dobivene izrazom 21. i 22. u izraz 20. Poznato je da se parametar  $B$  može izraziti i kao  $B = -\frac{A}{\frac{1}{2}\rho V_{trim}^2}$ , a to vrijedi kako je već rečeno za određenu brzinu  $V_{trim}$ .

Zato, uvrštavajući sve potrebne derivative i vrijednosti naznačene u tablicama, a koje su se prije izračunale putem formula naznačenih u poglavlju 4., dobio se teorijski model ponašanja sile u ovisnosti o brzini. Teorijski model primijenjen je na tri slučaja, prema kojima se provodi i eksperimentalni let.

Odabrane visine su različite, jer je prilikom promjene režima leta neizbježno bilo penjanje ili spuštanje zrakoplova. Teorijski model prikazuje ponašanje sile za slučaj a) kada je  $V_{trim} = 75$  kt, odnosno 38.6 m/s, vidljivo na slici 25., te pri visini od 3000 ft, pri kojoj vrijednost gustoće dobivena izrazom:

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

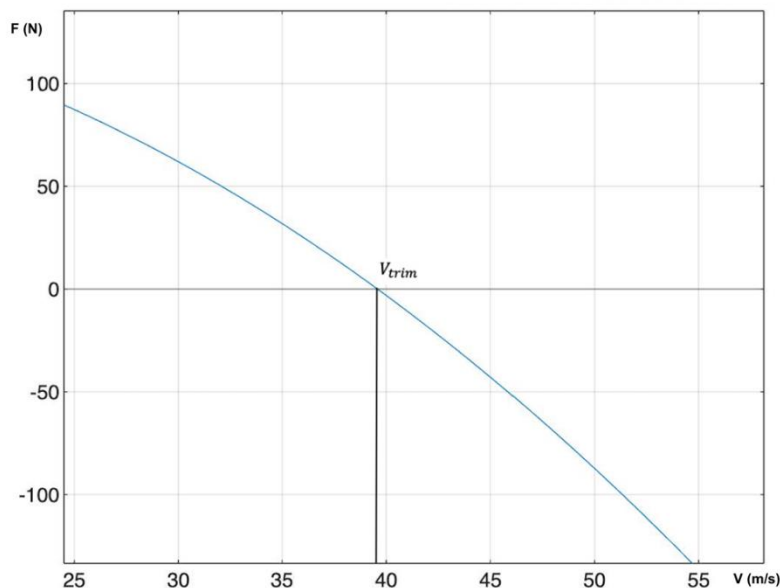
( 26 )

gdje prvi parametar označava standardnu gustoću zraka pri srednjoj razini mora od  $1.225 \text{ kg/m}^3$ . Parametar H označava visinu u metrima, pa na 3000 ft gustoća iznosi  $1.121 \text{ kg/m}^3$ , dok na visini od 5000 ft gustoća iznosi  $1.056 \text{ kg/m}^3$ . Slučaj b) prikazuje odnos sile i brzine kada zrakoplov leti na 5000 ft u krstarenju, vidljivo na slici 26., te je brzina  $V_{trim} = 46.3 \text{ m/s}$ , odnosno 90 kt, te zadnji slučaj, odnosno slučaj c) prikazuje odnos sile i brzine za  $V_{trim} = 75 \text{ kt}$ , odnosno  $38.6 \text{ m/s}$ , vidljivo na slici 27., koji se odvija na srednjoj gustoći između 3000 i 5000 ft, odnosno odabrana je srednja visina od 4000 ft i njena gustoća iznosi  $1.087 \text{ kg/m}^3$ . Razlika kod slučaja a) i c) temelji se na različitim gustoćama i različitim postavkama ručice snage.

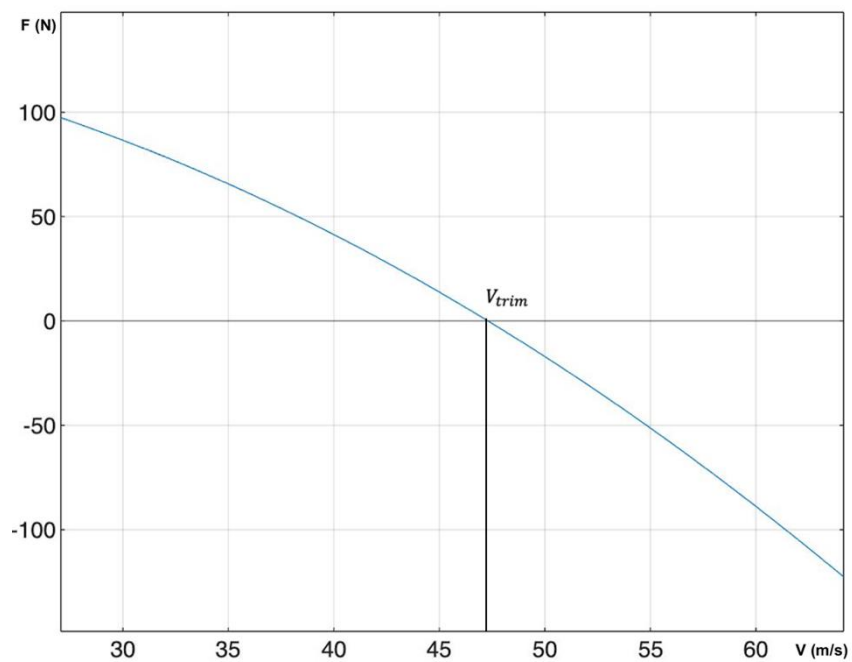
Tablica 1. Parametri korišteni za izračun sile na upravljač pri različitim visinama

Parametar	Naziv	Vrijednost
$G$	Prijenosni koeficijent prema [6]	5.3136 rad/m
$S_e$	Površina elevatora	$1.35 \text{ m}^2$
$\bar{C}_e$	Srednja tetiva elevatora	0.389 m
$w$	Opterećenje krila	672.966 N
$\alpha'$	Nagib krivulje odnosa uzgona i slobodnog elevatora	4.37137
$b_2$	Odnos koeficijenta momenta zgloba i otklon elevatora	-0.59
$det$	Matrična determinanta	-6.0275
$h - h'_n$	Statička margina (slobodni elevator)	-0.17729
$\rho$	Gustoća po visini	Varijabilna vrijednost
$V_{trim}$	Brzina	Varijabilna vrijednost

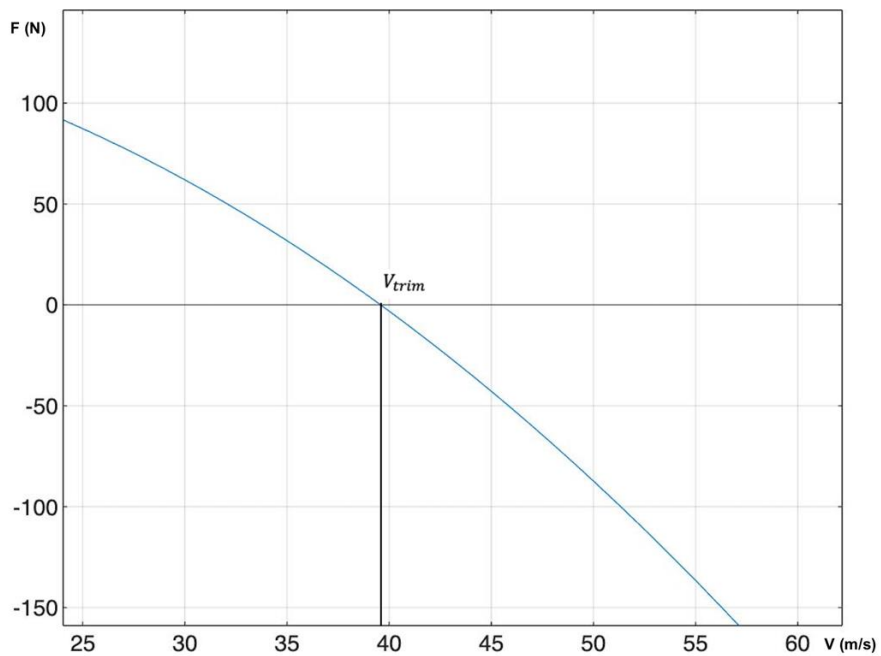
Izvor: [8]



Slika 25. Slučaj a) Odnos sile i brzine pri  $V_{trim} = 75 \text{ kt}$  ( $38,6 \text{ m/s}$ ),  $H = 3000 \text{ ft}$



Slika 26. Slučaj b) Odnos sile i brzine pri  $V_{trim} = 90$  kt (46,3 m/s),  $H = 5000$  ft



Slika 27. Slučaj c) Odnos sile i brzine pri  $V_{trim} = 75$  kt (38,6 m/s),  $H = 4000$  ft

## 5. PLAN PROVOĐENJA EKSPERIMENTA I REZULTATI

Prema dokumentu certifikacijske specifikacije 23 ili CS-23, redni broj CS23.143 stoji da:

Zrakoplov mora biti sigurno upravljiv za vrijeme svih faza leta uključujući:

1. Uzlijetanje
2. Penjanje
3. Krstarenje
4. Spuštanje
5. Manevar neuspjelog prilaženja
6. Slijetanje (uz snagu ili bez)

Također, promjena među različitim uvjetima leta mora biti izvediva bez rizika od prelaženja dostupnih ograničenja unutar bilo kojeg operativnog manevra. Ukoliko postoje rubni uvjeti koji bi zahtijevali veće fizičke napore pilota, kontrolne sile moraju biti mjerene kvantitativnim testovima.

Ni u kojem slučaju sile u uvjetima opisanima ranije ne smiju prijeći vrijednosti dane tablicom 2:

Tablica 2. Vrijednosti sile prema CS-23

Vrijednosti u njutnima (N)	Uzdužni nagib	Bočni nagib	Vertikalni nagib
Za privremenu aplikaciju:			
Upravljač	267	133	-
Volan (dvije ruke)	334	222	-
Volan (jedna ruka)	222	111	-
Pedale	-	-	667
Za produljenu aplikaciju:			
	-	-	89
	-	-	
	44.5	22	

Izvor: [7]

Europska regulativa ne određuje točne iznose gradijenta sile, već se završni dojam ostavlja subjektivnom mišljenju pilota. Prema CS 23, CS21.173, brzina zrakoplova mora se vratiti u raspon tolerancije pri popuštanju sile, a prihvatljiva tolerancija iznosi +/- 10% uravnotežene brzine [7]. Sila na upravljač mora varirati zajedno s brzinom u tolikoj mjeri da je pilot može primjetiti.

Metoda kojom se određuje neutralna točka, a samim time i sila na upravljač, odvija se istovremeno za fiksnu i slobodnu neutralnu točku. Fiksna neutralna točka se definira kao pozicija pri kojoj elevator ima konstantan otklon. S druge strane, uvjeti pri kojima je zglobni moment jednak nuli, naziva se slobodna neutralna točka. Kod ovih uvjeta, mijenjaju se aerodinamičke karakteristike, kao i neutralna točka. Primarno, pilot uravnotežava zrakoplov za određenu brzinu i postavku snage za određeni režim leta (penjanje, krstarenje ili spuštanje). Potrebno je prikupiti podatke:

- 1) Brzina na koju je zrakoplov uravnotežen
- 2) Pozicija elevatora
- 3) Upravljačka sila
- 4) Potrošeno gorivo
- 5) Postavka snage
- 6) Visina
- 7) Temperatura

Kada se potrebni podaci prikupe, brzina zrakoplova se povećava ili smanjuje korištenjem upravljačke sile bez novog uravnoteženja zrakoplova, a nova brzina se održava isključivo pomoću sile na upravljaču. Podaci od 1 do 4. prikupljaju se ponovo pri novoj brzini. Pri penjanju, potrebno je da prva brzina mjerenja bude iznad brzine uravnoteženja, pri krstarenju odabir brzina (smanjivanje ili povećanje brzine) je neznatčan, dok je kod spuštanja potrebno odabrati brzinu ispod ravnotežne zbog ekonomičnosti korištenja vertikalnog prostora. Ovaj postupak se zatim ponavlja za suprotne brzine. Kada se podaci prikupe, brzina se opet povećava ili smanjuje od ravnotežne brzine i to za minimalno 5 kt od prethodnog mjerenja. Podatke od 1 do 4. potrebno je prikupljati pri svakoj stabilnoj i novoj brzini. Po završetku prikupljanja podataka iznad i ispod brzine uravnoteženja, pilot popušta silu na upravljač sve dok se njegove/njezine ruke ne mogu pomaknuti bez ikakve promjene u brzini. Ta brzina se zatim označava kao „brzina slobodnog povratka“ [4].

Za eksperimentalni let odabire se zrakoplov Cessna 172 N. Cilj ovog eksperimenta je kvantificirati promjenu sile na upravljaču kada brzina odstupa od  $V_{trim}$  ali i razumjeti kako različiti faktori utječu na upravljivost zrakoplova u različitim uvjetima leta. Kako se promatraju tri različite faze, a to su: penjanje, krstarenje i spuštanje, neizbježna je i promjena visine. Stoga, eksperiment će se provesti na visinama od 3000 ft do 5000 ft prema standardnoj atmosferi.

Za izvođenje eksperimenta pripremljena je tablica 3. sa polazišnim točkama koje jesu: visina, ravnotežna brzina i broj okretaja (RPM). Osim tih parametara, potrebno je mjeriti i količinu goriva te temperaturu van zrakoplova. Za svaki slučaj mjerenja, zabilježi se početna i završna masa zrakoplova.

Tablica 3. Polazišni parametri eksperimenta

Faza leta	Visina (H) (ft)	$V_{trim}$ (kt)	Broj okretaja (RPM)
Penjanje	3000-5000	75	full
Krstarenje	5000	90	2300
Spuštanje	5000-3000	75	1500

Navedeni parametri omogućuju detaljnu analizu utjecaja promjena brzina na silu koja djeluje na upravljač.

Pri  $V_{trim}$  sila na upravljač jednaka je nuli. Zrakoplov se povlačenjem i odguravanjem upravljača izbacuje iz stanja ravnoteže pa je potrebna određena sila da bi se zrakoplov zadržao u novom položaju s brzinom koja odstupa od početne.

Plan eksperimenta je mijenjati brzinu za +/- 10 kt od ravnotežne brzine, a pritom mjeriti silu koja je potrebna da se zrakoplov zadrži na novoj brzini. Sila povlačenja upravljača smatra se pozitivnom, a sila odguravanja negativnom.

## 5.1 KORIŠTENA OPREMA I UREĐAJI

Za provođenje eksperimenta koristi se dinamometar SAUTER FK 500 koji mjeri silu do 500 N, a rezolucija dinamometra iznosi 0.2 N. Temperatura rada dinamometra je 10 do 30 stupnjeva Celzijevih, relativna vlažnost zraka je 15 do 80%, dok je sama masa dinamometra 720 grama. Dimenzije ekrana su 195x82x35 mm. Točnost dinamometra iznosi +/-0.5% (max). Kako kuka dinamometra nije dovoljno velika za uhvatiti upravljač, bila je potrebna dodatna kuka čija je masa 22 grama. Prikaz dinamometra nalazi se na slici 28.

Također, koristit će se standardni zrakoplovni instrumenti kao što su brzinomjer za očitavanje brzine, visinomjer za očitavanje visine te mehanički trimer za uravnoteženje brzine. Gorivo se očitava sa JPI EDM instrumenta koji prati parametre motora i potrošnju goriva, a temperatura sa indikatora vanjske temperature, a prikaz korištenih instrumenata nalazi se na slici 29. Za potrebe preciznosti rada, oba pilota i putnik izvagani su netom prije ulaska u zrakoplov, kako bi parametri bili što točniji za izradu liste mase i balansiranja.



Slika 28. Dinamometar Sauter FK 500

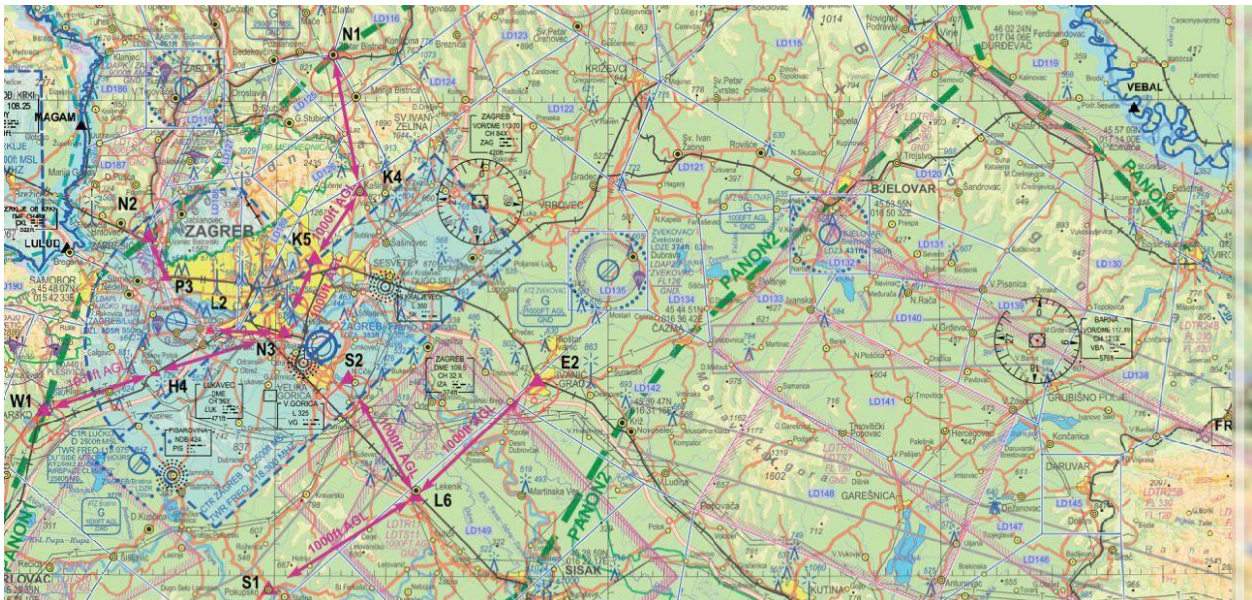


Slika 29. Instrumenti korišteni pri mjerenju: EDM, mjaerac temperature, brzinomjer, visinomjer

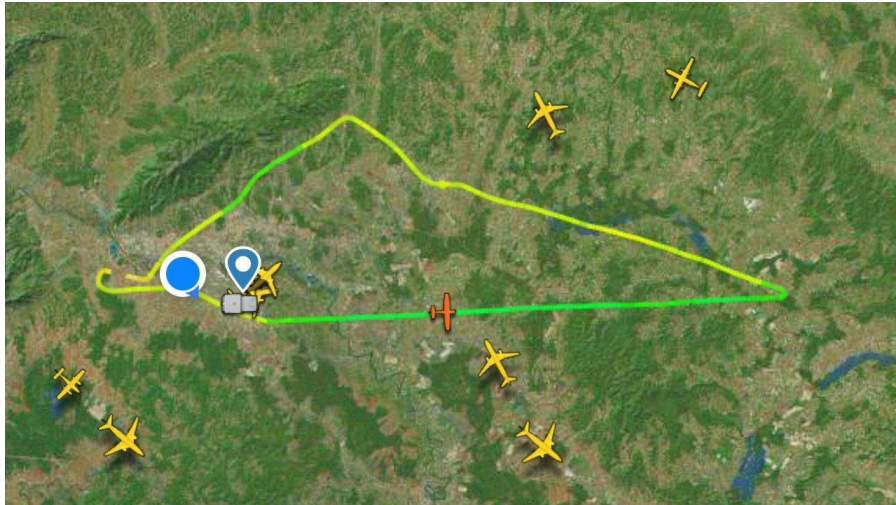


## 5.2 UVJETI PROVOĐENJA EKSPERIMENTA

Let je proveden 18. lipnja 2024. godine, a planiran je u 06:20 UTC. Prema podacima METEO portala Hrvatske kontrole zračne plovidbe, za vrijeme leta vjetar je bio varijabilan 2 kt, a u tijeku leta blago se pojačavao do maksimalnih 4 kt. Nije bilo naleta vjetra koji bi ometali izvođenje eksperimenta. Vrijednost tlaka bila je 1018 hPa, a tlak se nije mijenjao za vrijeme leta. Temperatura je bila 19 stupnjeva Celzijevih, a točka rosišta 16 stupnjeva. Za let je predan plan leta, a zrakoplov je poletio u 8:30 prema lokalnom vremenu iz Lučkog prema točkama N3-S2-VBA-S2-N3, vidljivo na slici 30. Izvođenje eksperimenta provedeno je najvećim dijelom od točke S2 do VBA, prema slici 31., kada je uslijedilo i odobrenje kontrole leta za penjanje na visinu od 3000 ft. Najviša visina leta bila je 5000 ft. Let je trajao sat vremena, a u zrakoplovu su se nalazile 3 osobe. Također, bilo je potrebno napraviti listu mase i balansiranja kako bi se odredila pozicija težišta zrakoplova. Masa praznog zrakoplova iznosi 1528.9 lb, dok je krak 39.61 in. Masu i krak bilo je potrebno pomnožiti u svakom redu da bi se dobio moment za tu vrijednost. Osim rubrike za prazan zrakoplov, bilo je potrebno uvrstiti masu iskoristivog goriva koja je u tom trenutku iznosila 138 lb, a u zrakoplovu je izmjereno 23 US gal uz pomoć pipete. Takvu vrijednost je prikazivao i EDM instrument u slučaju startanja. U izradi ovog eksperimenta sudjelovala su dva pilota, te se na stražnjem desnom sjedalu nalazio putnik. Mase pilota na prednjim sjedalima su iznosile 380.07 lb, a masa putnika je bila 157.41 lb, što je vidljivo sa slike MBZ. Prtljaga je iznosila dodatnih 11 lb, te je dobivena ukupna masa zrakoplova, od koje se oduzima faktor za start, taksiranje i zagrijavanje motora, pa je ukupna masa pri polijetanju iznosila 2208.38 lb, a pripadajući moment 93.5278. Pozicija težišta pri ovakvim podacima nalazila se, naravno, u normalnoj kategoriji te je na slici 32. označena pripadajućom oznakom.



Slika 30. Geo 2ski prikaz točkama rute, Hrvatska kontrola zračne plovidbe



Slika 31. Prikaz stvarne rute prema izvoru Flightradar

W&B C-172N 1/1

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

Registration	Date	Pilot	Signature
GA-DHB	18. 6. 24.	M. BOJINJAK P. ANDRASI	
Loading	Mass [lb]	CG arm [in]	Moment [lb-in/1000]
BEM (use data pertaining to specific airplane)	1528.3	38.61	60.6
Usable fuel (6 [lb/gal] standard tanks /40 gal max)	138	47.9	6.64
Pilot and Front PAX	380.07	37.1	14.100
Rear PAX	157.41	72.9	11.475
*Baggage Area 1 /120 lb max	11	94.8	1.0428
*Baggage Area 2 /50 lb max	/	140.0	/
Ramp Mass/Moment	2215.38	-	93.2278
Fuel allowance for start, taxi and run-up	-7	47.9	-0.3
<b>TOM /2300 lb max</b>	<b>2208.38</b>	<b>-</b>	<b>93.5278</b>

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

LOADED AIRPLANE MOMENT/1000 (KILOGRAM-MILLIMETERS)

**CENTER OF GRAVITY MOMENT ENVELOPE**

UTILITY CATEGORY

NORMAL CATEGORY

HZNS-ATO-FRM-11
14.4.2022.
Rev. 3

Slika 32. Lista mase i balansiranja u trenutku polijetanja

### 5.3 IZVOĐENJE EKSPERIMENTA I REZULTATI

Eksperiment je izveden 18. lipnja 2024. korištenjem dinamometra u zrakoplovu registracije 9A-DMB, kako je opisano u poglavlju 5.1., za precizno mjerenje sila na upravljaču zrakoplova tijekom faza penjanja, krstarenja i slijetanja. Pri pokretanju motora se u zrakoplovu nalazilo 22.7 US gal goriva. Pilot br. 1 je bio instruktor letenja Marko Bošnjak, a pilot br. 2 doc. dr. sc. tech. Petar Andrašić s Fakulteta prometnih znanosti u Zagrebu koji je bio odgovoran za mjerenje sile na upravljač. Ispitivanja su obavljena na visinama od 3000 do 5000 ft, pri čemu je zrakoplov bio u čistoj konfiguraciji. Sile su bilježene prema testnim karticama, koje su dokumentirale sve relevantne parametre za sljedeće scenarije:

#### Penjanje:

Zrakoplov je uravnotežen na brzinu od 75 kt na visini od 3000 ft punim brojem okretaja motora (RPM puni broj). Kada je zrakoplov postigao stabilnu brzinu uravnoteženja ( $V_{trim}$ ), pilot bi odgurnuo upravljač kako bi se postigla brzina 10 kt veća od  $V_{trim}$ , tj. 85 kt. U tom trenutku, dinamometar se, uz pomoć dodatne kuke, zakači za upravljač te je očitana sila odguravanja, koja se smatrala negativnom. Prosječno trajanje mjerenja sile bilo je 2 minute. Početna masa iznosila je 2193.98 lb, a završna 2190.92 lb. Nakon toga, zrakoplov se vraćao na brzinu  $V_{trim}$ , smanjujući brzinu za 10 kt (na 65 kt), i ponovno se mjerila sila, ovaj put pri povlačenju upravljača, koja se smatrala pozitivnom. Zbog praktičnih razloga, bitno je naglasiti kako drugo mjerenje nije provedeno odmah nakon prvog, odnosno poslije mjerenja sile na 85 kt zbog dostizanja visine leta od 5000 ft, pa se drugo mjerenje provelo na samom kraju eksperimenta. Međutim, ovo mjerenje je također izvedeno pri punom broju okretaja i brzini uravnoteženja od 75 kt, no razliku predstavlja krajnji rezultat u mjerenju goriva prikazan u tablicama. Dakle, u ovoj fazi nije potrošeno više goriva nego u ostalima. Brzina slobodnog povratka u stanje ravnoteže prosječno je trajala između 30 sekundi do jedne minute, oscilirajući od početne brzine za samo 2 do 3 kt. Specifično za fazu penjanja, brzina slobodnog povratka bila je nešto niža, iznoseći 73 kt. Rezultati mjerenja zabilježeni su u tablici 4.

#### Krstarenje:

Tijekom krstarenja, zrakoplov je letio na visini od 5000 ft, s brojem okretaja smanjenim na 2300 RPM.  $V_{trim}$  je iznosio 90 kt, a prva nova brzina postignuta je povećanjem na 100 kt, pri čemu se mjerila sila odguravanja kada bi zrakoplov postigao stabilnu brzinu. Nakon povratka na brzinu  $V_{trim}$ , brzina se smanjivala na 80 kt, te se mjerila sila pri povlačenju upravljača. Brzina slobodnog povratka oscilirala je između 88 i 92 kt, a prosjek trajanja povratka bio je između 30 sekundi do jedne minute. Prosječno vrijeme mjerenja sile također je iznosilo 2 minute. Početna masa u za ovo mjerenje iznosila je 2188 lb, a završna je bila za pola galona manja, odnosno 2185 lb. Rezultati mjerenja zabilježeni su u tablici 5.

## Spuštanje:

Tijekom spuštanja, zrakoplov je mijenjao visinu od 5000 do 3000 ft, s brojem okretaja smanjenim na 1500 RPM.  $V_{trim}$  je tijekom spuštanja iznosio 75 kt. Postupak mjerenja sile bio je identičan kao u prethodnim fazama, pri čemu se prvo mjerila sila pri brzini od 85 kt. Nakon povratka na brzinu  $V_{trim}$ , brzina se smanjivala na 65 kt, te se mjerila sila pri povlačenju upravljača. Brzina slobodnog povratka oscilirala je između 73 i 77 kt, a prosječno trajanje svakog mjerenja bilo je 2 minute. Početna masa zrakoplova iznosila je 2182 lb, a završna 2176,6 lb. Rezultati mjerenja zabilježeni su u tablici 6.

Za svako mjerenje uzete su 4 vrijednosti očitane sile, jer se zrakoplov ipak nalazio u realnim uvjetima i očitavanje nije moglo biti jedinstveno, pa je uzeta aritmetička sredina te 4 vrijednosti. Odstupanja su bila minimalna između tih vrijednosti te su iznosila između 0,8 i 1 lb. Potrošnja goriva između svakog mjerenja iznosila je oko 0.5 gal do 0.9 gal, što je ovisilo i o postavci snage, koja se mijenjala u skladu s potrebama eksperimenta.

Prema testnim tablicama 4, 5 i 6, može se očitati da je bila potrebna veća sila pri većim brzinama, odnosno manja sila na upravljač se očitava kod manjih brzina, kako se i pretpostavljalo. Prema eksperimentu, sile koje se osjete na upravljač kod Cessne 172 N pokazuju da je zrakoplov izrazito jednostavan za upravljanje, odnosno da sile na upravljač nisu velike, ali daju određeni odgovor na upravljanje pilota. U svakoj provedenoj fazi, testni pilot nije osjetio značajniju ili zahtjevniju silu koja bi tražila velike napore ili zauzimala kognitivni kapacitet pilota u tolikoj mjeri da pilot nije u stanju obavljati ostale potrebne procedure u zrakoplovu.

Tablica 4. Promjena sile pri  $V_{trim} = 75$  kt, RPM FULL

Faza penjanja (3000 – 5000 ft)					
RPM FULL	Promjena brzine	Nova brzina	Min. i Max. sila (lb)	Srednja sila (lb)	Srednja sila (N)
$V_{trim} = 75$ kt	0	75 kt	0	0	0
$V_{trim} = 75$ kt	+10	85 kt	10.4-11.8	11.52	51.150
$V_{trim} = 75$ kt	-10	65 kt	5.0-5.4	5.25	22.410
Temperatura zraka (°C): 19					
Gorivo (US GAL) početak faze: 20.4			Gorivo (US GAL) kraj faze: 17.5		

Tablica 5. Promjena sile pri  $V_{trim} = 90$  kt, RPM 2300

Faza krstarenja (5000 ft)					
RPM 2300	Promjena brzine	Nova brzina	Min. i Max. sila (lb)	Srednja sila (lb)	Srednja sila (N)
$V_{trim} = 90$ kt	0	90 kt	0	0	0
$V_{trim} = 90$ kt	+10	100 kt	9.2-10.8	10.35	44.480
$V_{trim} = 90$ kt	-10	80 kt	8.5-7.4	8.07	39.410
Temperatura zraka (°C): 17					
Gorivo (US GAL) početak faze: 19.2			Gorivo (US GAL) kraj faze: 18.7		

Tablica 6. Promjena sile pri  $V_{trim} = 75$  kt, RPM 1500

<b>Faza spuštanja (5000 – 3000 ft)</b>					
<b>RPM 1500</b>	<b>Promjena brzine</b>	<b>Nova brzina</b>	<b>Min. i Max. sila (lb)</b>	<b>Srednja sila (lb)</b>	<b>Srednja sila (N)</b>
$V_{trim} = 75$ kt	0	75 kt	0	0	0
$V_{trim} = 75$ kt	+10	85 kt	6.8-7.2	7	40.033
$V_{trim} = 75$ kt	-10	65 kt	4.2-5.0	4.65	19.572
Temperatura zraka (°C): 18					
Gorivo (US GAL) početak faze: 18.6			Gorivo (US GAL) kraj faze: 17.7		

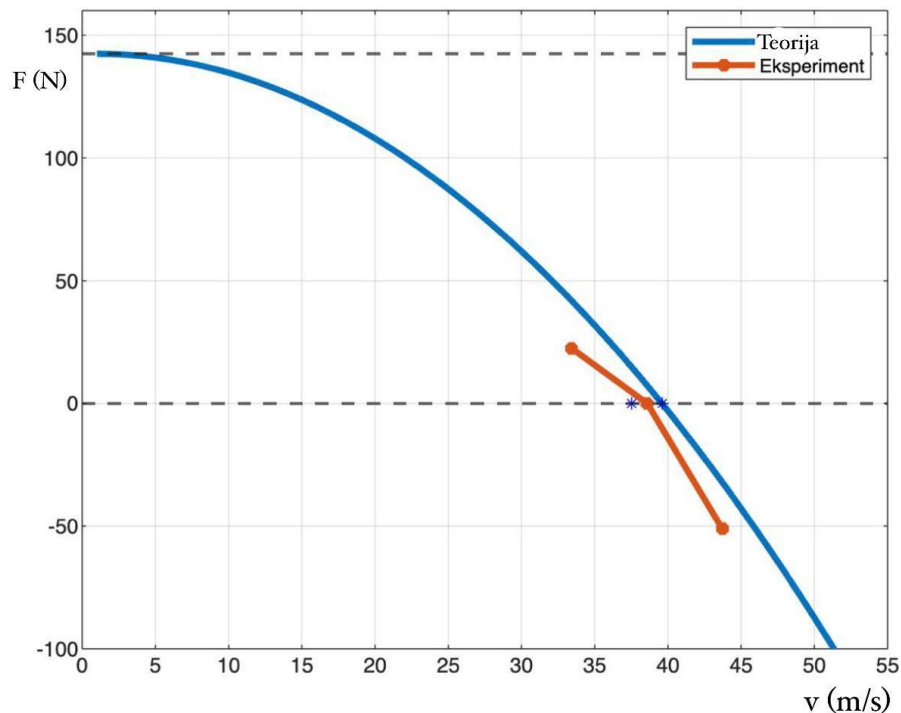
## 6. USPOREDBA TEORIJSKIH I EKSPERIMENTALNIH REZULTATA

Usporedba teorijskih i eksperimentalnih rezultata pokazuje da zrakoplov posjeduje pozitivnu stabilnost te također dobro predviđanje teorijskog modela. Provedene su tri usporedbe za slučajeve opisane ranije, odnosno kada se zrakoplov nalazio u penjanju (referentna visina 3000 ft), krstarenju (referentna visina 5000 ft) i spuštanju (referentna visina 4000 ft).

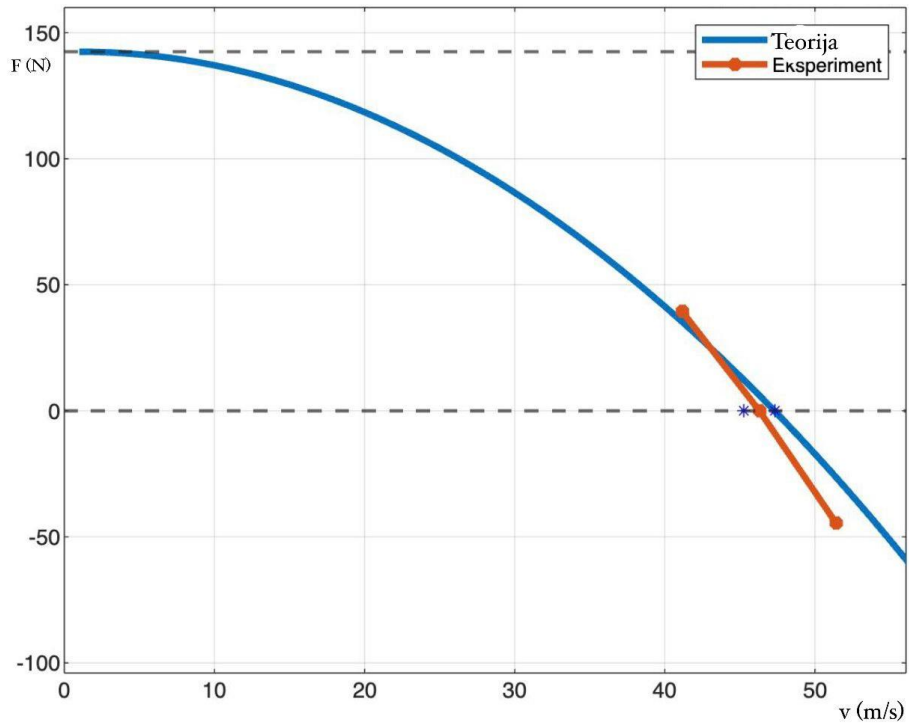
Slika 33. prikazuje usporedbu teorijskih i eksperimentalnih vrijednosti na 3000 ft. Plava krivulja prikazuje teorijske vrijednosti, crvena eksperimentalne vrijednosti, te su naznačene dvije točke na osi apscisa koje predstavljaju brzinu slobodnog povratka u ravnotežno stanje.

Slika 34. prikazuje usporedbu teorijskih i eksperimentalnih vrijednosti na 5000 ft, pri brzini uravnoteženja od 90 kt.

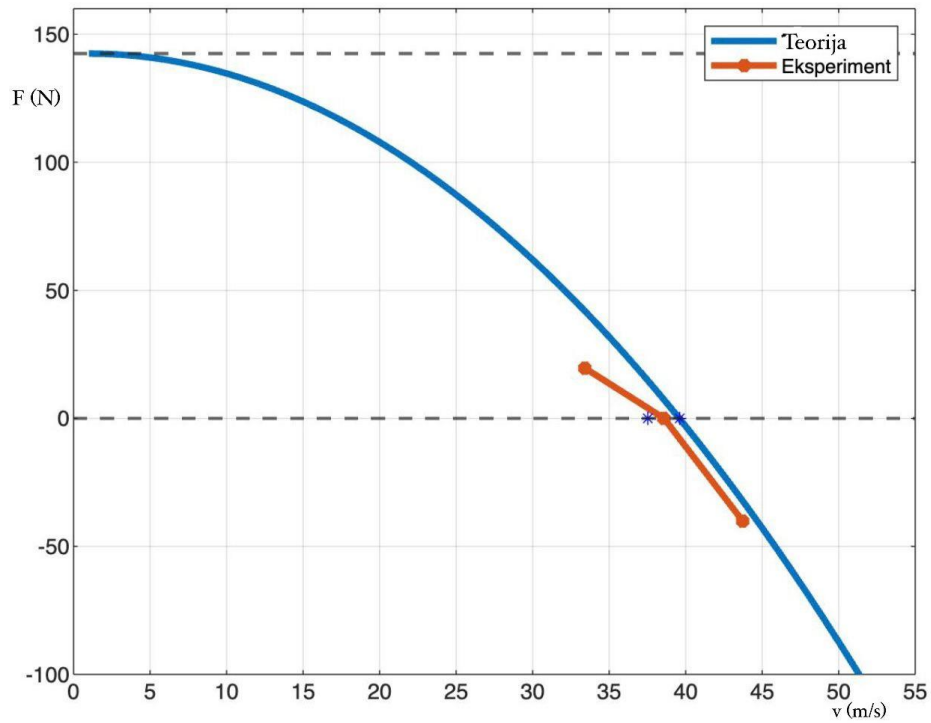
Slika 35. prikazuje usporedbu teorijskih i eksperimentalnih vrijednosti pri spuštanju, pa je uzeta srednja vrijednosti visine od 4000 ft. Brzina uravnoteženja bila je 75 kt, kao i za prvi slučaj, međutim, broj okretaja iznosio je 1500 RPM.



Slika 33. Usporedba rezultata na 3000 ft pri  $V_{trim}$  75 kt (38,6 m/s)



Slika 34. Usporedba rezultata na 5000 ft pri  $V_{trim}$  90 kt (46,3 m/s)



Slika 35. Usporedba rezultata na 4000 ft pri  $V_{trim}$  75 kt (38,6 m/s)

Kako je pri eksperimentu korišteno malo brzina, zbog ograničenog trajanja leta i ekonomičnog korištenja vertikalnog prostora, krivulje dobivene eksperimentom strmije su od krivulje dobivene teorijskim računom. Međutim, rezultati pokazuju da zrakoplov u svakom slučaju prati približne teorijske vrijednosti, a veća odstupanja se mogu pripisati realnim atmosferskim utjecajima i trenju. Može se potvrditi da je potrebna veća sila za veću brzinu, odnosno pri odguravanju upravljača. Također, može se uočiti da sila u penjanju ili spuštanju ima više zakrivljen oblik nego sila u krstarenju, čiji je oblik gotovo linearan. Brzina slobodnog povratka varirala je za maksimalnih 5 kt od ravnotežne brzine u plusu ili minusu, međutim nakon što se zrakoplov ponovo uravnotežio vlastitom tendencijom na zadanu brzinu, ta razlika se smanjila na 2 kt.



## 7. ZAKLJUČAK

Zaključci koji se mogu donijeti na temelju rezultata i usporedbe rada su sljedeći: Cessna 172 izrazito je stabilan zrakoplov, jer nakon svakog izbacivanja iz ravnotežnog položaja ovaj višenamjenski visokokrilac imao je tendenciju vlastitog povratka u ravnotežno stanje.

Sila na upravljač zrakoplova predstavlja mjeru njegove stabilnosti, pa je izvrstan pokazatelj osobina zrakoplova. Stabilnost zrakoplova ključna je karakteristika koja omogućuje jednostavnije upravljanje zrakoplovom. Ova karakteristika također doprinosi sigurnosti zrakoplova jer smanjuje mogućnost nesreća uzrokovanih neiskustvom pilota. Za slučaj Cessne 172, sila se pokazala mjerodavnom, odnosno bila je proporcionalna djelovanju pilota na upravljač te je zadovoljila kriterij zahtjeva CS-23, a to je, kako je već i rečeno, da pilot mora primijetiti silu na upravljač zrakoplova u svim operativnim uvjetima te u svim fazama leta i pripadajućim konfiguracijama. Sila ni u jednom slučaju nije bila toliko velika da bi ometala zahtjevne radnje kao što su komunikacija i navigacija koje pilot obavlja u zrakoplovu u jako malim vremenskim razmacima, pa se može zaključiti da je ovaj zrakoplov dizajniran s ciljem optimalne ravnoteže između stabilnosti i upravljivosti. Za optimalnu podjelu koncentracije pilota, nije dobra ni prevelika stabilnost ni prevelika upravljivost, jer obje karakteristike mogu povećati mentalne zahtjeve za pilota. Prema mišljenju testnog pilota, bilo je teže povlačiti upravljač, nego ga gurati od sebe, međutim sila na upravljač nije povećavala radni i mentalni opseg rada pilota. Dakle, nije bilo potrebe za stalnim ispravljanjem položaja zrakoplova, što ostavlja dovoljno vremena za sve ostale radnje, a uravnoteženje zrakoplova također pomaže i u slučaju nekog iznenadnog događaja, primjerice gubitka komunikacije ili orijentacije u letu, bez da se stvara potreba za stalnim ispravljanjem upravljača zrakoplova. Smatram da se zbog vanjskih utjecaja, primjerice vjetra, kao i dizajnerskih načina (reverzibilni sustavi sa mehaničkim načinom uravnoteženja) te također različitih postavki snage zrakoplova, otežava preciznije uravnoteženje zrakoplova. Zbog ovih razloga, rezultati eksperimenta ne mogu biti savršeno precizni, no eksperimentalni rezultati u zadovoljavajućoj mjeri prate teorijski dobivene rezultate.

Iz svega navedenog jasno je da je zrakoplov zbog svoje velike stabilnosti manje upravljiv, no upravo zato je prijateljski nastrojen prema vanjskim smetnjama, kao što su atmosferski uvjeti i slučajnim greškama pilota. Upravo zato Cessna 172 opravdava svoje visoko mjesto u generalnoj avijaciji i školovanju pilota.

## LITERATURA

1. Oxford Aviation Training. (2002.). *080 Principles of Flight* (Drugo izd.). Oxford: Jeppesen GmbH.
2. Krajček Nikolić, K. (2020.). *Merlin 2021./2022*. Preuzeto 18. travanj 2024. iz [https://moodle.srce.hr/2021-2022/pluginfile.php/5443988/mod\\_resource/content/2/mass-balance-A-1.pdf](https://moodle.srce.hr/2021-2022/pluginfile.php/5443988/mod_resource/content/2/mass-balance-A-1.pdf)
3. Etkin, B. (1996.). *Dynamics of Flight Stability and Control* (3. izd.). Jon Wiley & Sons, Inc.
4. Kimberlin, R. D. (2003.). *Flight Testing of Fixed-Wing Aircraft*. AIAA Education Series
5. Cessna Aircraft Company. Pilot's Operating Handbook Wichita, Kansas; 1977.
6. Roskam, d. J. (1986.). Part IV: Layout Design of Landing Gear and System. U *Airplane Design*. DARcorporation.
7. European Aviation Safety Agency. (n.d.). Preuzeto 16. svibanj 2024. iz Certification Specifications for Normal, Utility, Aerobatic, and Computer Category Aeroplanes CS-23: <https://www.easa.europa.eu/en/document-library/certification-specifications/group/cs-23-normal-utility-aerobatic-and-commuter-aeroplanes>
8. Kasnakoğlu, C. (26. listopad 2016.). Investigation of Multi-Input Multi-Output Robust Control Methods to Handle Parametric Uncertainties in Autopilot Design. *PLOS One*.
9. Lakshmanan, D., Vadivelu, P., Naveen, R., Mathivannan, K., & Yoges Kumar, G. (2020.). Numerical study on Longitudinal control of Cessna. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*.

## POPIS SLIKA

Slika 1. Pozitivna statička stabilnost, [1].....	3
Slika 2. Neutralna statička stabilnost, [1].....	3
Slika 3. Negativna statička stabilnost, [1].....	3
Slika 4. Pozitivna statička i dinamička stabilnost, [1].....	4
Slika 5. Negativna statička i dinamička stabilnost, [1].....	4
Slika 6. Neutralna statička i dinamička stabilnost, [1].....	4
Slika 7. Pozitivna statička i dinamička stabilnost, [1].....	5
Slika 8. Pozitivna statička i dinamički neutralna stabilnost, [1].....	5
Slika 9. Pozitivna statička i dinamički negativna stabilnost, [1].....	6
Slika 10. Prednja i stražnja granica težišta, [1].....	7
Slika 11. Utjecaj otklona elevatora, [1].....	8
Slika 12. Otklon elevatora u odnosu na ekvivalentnu brzinu, [1].....	9
Slika 13. Utjecaj prilagodljive pomoćne površine, [1]....	<b>Error! Bookmark not defined.</b>
Slika 14. Geometrija elevatora i pomoćne površine, [3].....	10
Slika 15. Raspodjela sile iznad upravljačke površine (podzvučna brzina) [3].....	11
Slika 16. Ovisnost parametra $C_{mcg}$ o parametru $CL$ , [4].....	12
Slika 17. Cessna 172 N Skyhawk, Wikipedia.....	13
Slika 18. Dimenzije zrakoplova Cessna 172, [5].....	14
Slika 19. Određivanje upadnog kuta repa, [9].....	15
Slika 20. Istrajnost za Cessnu 172 N, [5].....	16
Slika 21. Dolet za Cessnu 172 N, [5].....	16
Slika 22. Shematska prezentacija kontrolnog sustava elevatora [3].....	17
Slika 23. Primjer sile na upravljač pri niskoj brzini, [3].....	19
Slika 24. Utjecaj težišta na gradijent sile na upravljač pri fiksnoj brzini, [3].....	20
Slika 25. Slučaj a) Odnos sile i brzine pri $V_{trim} = 75\text{kt}$ , $H = 3000\text{ ft}$ .....	22
Slika 26. Slučaj b) Odnos sile i brzine pri $V_{trim} = 90\text{ kt}$ , $H = 5000\text{ ft}$ .....	23
Slika 27. Slučaj c) Odnos sile i brzine pri $V_{trim} = 75\text{ kt}$ , $H = 4000\text{ ft}$ .....	23
Slika 28. Dinamometar Sauter FK 500.....	27
Slika 29. Instrumenti korišteni pri mjerenju: EDM, mjerač temperature, brzinomjer, visinomjer.....	27
Slika 30. Geo 2ski prikaz točaka rute, Hrvatska kontrola zračne plovidbe.....	28
Slika 31. Prikaz stvarne rute prema izvoru Flightradar.....	29
Slika 32. Lista mase i balansiranja u trenutku polijetanja.....	29
Slika 33. Usporedba rezultata na 3000 ft pri $V_{trim} 75\text{ kt}$ .....	33
Slika 34. Usporedba rezultata na 5000 ft pri $V_{trim} 90\text{ kt}$ .....	34
Slika 35. Usporedba rezultata na 4000 ft pri $V_{trim} 75\text{ kt}$ .....	34

## POPIS TABLICA

Tablica 1. Parametri korišteni za izračun sile na upravljač pri različitim visinama .....	22
Tablica 2. Vrijednosti sile prema CS-23, [7].....	24
Tablica 3. Polazišni parametri eksperimenta .....	26
Tablica 4. Promjena sile pri $V_{trim} = 75$ kt, RPM FULL .....	31
Tablica 5. Promjena sile pri $V_{trim} = 90$ kt, RPM 2300.....	31
Tablica 6. Promjena sile pri $V_{trim} = 75$ kt, RPM 1500.....	32

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** 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 sile na upravljač u različitim uvjetima leta za zrakoplov Cessna 172**, u Nacionalni repozitorij završnih i diplomskih radova ZIR.

U Zagrebu, 26. lipnja 2024.

Studentica:



---

Viktorija Zorić