

Preliminarni dizajn repnih površina lakog zrakoplova

Dominić, Rajan

Master's thesis / Diplomski rad

2020

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

Permanent link / Trajna poveznica: <https://um.nsk.hr/um:nbn:hr:119:501202>

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

Download date / Datum preuzimanja: **2025-02-07**



Repository / Repozitorij:

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



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI

Rajan Dominić

**Preliminarni dizajn repnih površina lakog
zrakoplova**

DIPLOMSKI RAD

Zagreb, 2020.

SVEUŠILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI
POVJERENSTVO ZA DIPLOMSKI
ISPIT

Zagreb, 2. travnja 2020.

Zavod: **Zavod za aeronautiku**
Predmet: **Upravljanje i vobenje zrakoplova**

DIPLOMSKI ZADATAK br.
5662

Pristupnik: **Rajan Dominic (0135243257)**
Studij: **Aeronautika**

Zadatak: **Preliminarni dizajn repnih površina lakog zrakoplova**

Opis zadatka:

Dizajn repnih površina zrakoplova vrlo je bitan iz aspekta stabilnosti i upravljivosti zrakoplova. Najbitniji parametri koji definiraju aerodinamičke karakteristike repa su odnos površine horizontalnog i vertikalnog repa s površinom krila, volumni omjer horizontalnog i vertikalnog repa, udaljenost od težišta i raspon tih površina. Za neki laki zrakoplov (primjerice, Diamond DV 20 Katana) inženjerskim metodama definirati repne površine na način da pilot može:

- a. postići ravnotežni let pri krajnje zadnjem (velike brzine) i prednjem (male brzine) položaju centra mase,
- b. upravljati zrakoplovom tijekom bočnog leta i pri otkazu slijetanja (go around)
- c. pomoću horizontalnog repa postići slom uzgona,

Pored toga, potrebno je da repne površine osiguraju gradijente koji će osigurati prirodnu statičku i dinamičku stabilnost zrakoplova u skladu s definiranim zahtjevima.

Mentor:

Predsjednik povjerenstva za
diplomski ispit:

doc. dr. sc. Karolina Krajček Nikolic

Sveučilište u Zagrebu
Fakultet prometnih znanosti

DIPLOMSKI RAD

**PRELIMINARNI DIZAJN REPNIH POVRŠINA
LAKOG ZRAKOPLOVA**

**PRELIMINARY TAILPLANE DESIGN FOR
LIGHT AIRCRAFT**

Mentor: doc. dr. sc. Karolina Krajček Nikolić

Student: Rajan Dominić, 0135243257

Zagreb, rujan 2020.

SAŽETAK

U ovom radu opisan je preliminarni dizajn repnih površina malog zrakoplova Diamond DV20, koristeći osnovne zahtjeve za stabilnost i upravljivost zrakoplova certificiranih po CS 23 regulativi. Potrebne aerodinamičke i tehničke karakteristike preuzete su iz operativnog priručnika zrakoplova, izmjerene ili proračunate metodama projektne aerodinamike.

Cilj rada je prikazati međusobne odnose svih veličina potrebnih za konstrukciju repa te njihov utjecaj na stabilnost i upravljivost zrakoplova tijekom eksploatacije u svim fazama leta.

Definirani su kriteriji koji moraju biti zadovoljeni pri projektiranju horizontalnog i vertikalnog stabilizatora, te je napravljen proračun repnih karakteristika za zrakoplov Diamond DV20. Na kraju rada su rezultati svih proračunatih veličina uspoređeni sa stvarnim karakteristikama repnih površina zrakoplova Katana DV20.

KLJUČNE RIJEČI:

Diamond DV20, preliminarni dizajn repnih površina, vertikalni i horizontalni stabilizator

SUMMARY

This paper describes the preliminary design of the tail surfaces for the small Diamond DV20 aircraft, using the basic requirements for stability and control of aircraft certified according to CS 23 regulations. The required aerodynamic and technical characteristics are taken from the aircraft operations manual, measured or calculated by aerodynamic engineering methods.

The aim of this paper is to describe relation between main characteristics required for tailplane design and their influence on the stability and control of aircraft during all phases of flight.

The criteria that must be met when designing the horizontal and vertical stabilizer have been defined, and a calculation of the tailplane characteristics for Diamond DV20 aircraft has been made. At the end of the paper, the results of all calculated measures were compared with the actual characteristics of Katana DV20 aircraft tailplane surfaces.

KEYWORDS

Diamond DV 20, preliminary tailplane design, horizontal and vertical stabilizer

Sadržaj

1. UVOD.....	1
2. Osnovni pojmovi i teoretske osnove.....	2
2.1. Funkcije repnih površina.....	2
2.1.1. Trimanje zrakoplova.....	3
2.1.2. Stabilnost.....	3
2.1.3. Upravljivost zrakoplova.....	4
2.2. Izvedbe repnih površina.....	6
2.3. Pravila dizajniranja.....	8
2.4. Volumni omjer repa.....	9
2.5. Kormilo dubine i pravca.....	10
3. Minimalni zahtjevi repnih površina prema CS23 regulativi.....	12
3.1. Repne površine horizontalnog repa.....	12
3.1.1. CS 23.421 Ravnotežno opterećenje.....	12
3.1.2. CS 23.423 Opterećenje u letu.....	12
3.1.3. CS 23.425 Opterećenje prilikom udara vjetra.....	13
3.1.4. CS 23.427 Asimetrično opterećenje.....	14
3.2. Repne površine vertikalnog repa.....	14
3.2.1. CS 23.441 Opterećenje u letu.....	14
3.2.2. CS 23.443 Opterećenje prilikom udara vjetra.....	15
3.2.3. CS 23.445 Peraje i „winglet“.....	16
4. Osnove dizajniranja repnih površina.....	17
4.1. Dizajn horizontalnog repa.....	18
4.2. Zahtjevi stabilnosti pri dizajniranju horizontalnog repa.....	22
4.3. Parametri za dizajniranje horizontalnog repa.....	27
4.3.1. Aerodinamički centar.....	27
4.3.2. Koeficijent uzgona.....	28
4.3.3. Kut nultog uzgona krila.....	29
4.3.4. Kut povijanja struje zraka.....	31
4.3.5. Moment propinjanja aeroprofila u aerodinamičkom centru.....	32
4.3.6. Moment propinjanja krila u aerodinamičkom centru.....	33

4.3.7.	Gradijent povijanja struje zraka	35
4.4.	Projektiranje vertikalnog repa	35
4.5.	Zahtjevi stabilnosti pri projektiranju vertikalnog repa	37
4.6.	Parametri za dizajn vertikalnog repa	38
5.	Projektiranje repnih površina zrakoplova Katana DV20	42
5.1.	Projektiranje horizontalnog stabilizatora	42
5.2.	Projektiranje vertikalnog stabilizatora	58
5.3.	Osnove projektiranja upravljačkih površina repa zrakoplova	64
6.	ZAKLJUČAK	69
	LITERATURA	70
	POPIS SLIKA	71
	POPIS TABLICA	72

1. UVOD

U ovom radu cilj je opisati preliminarni dizajn repnih površina na primjeru zrakoplova općeg zrakoplovstva. Odabran je zrakoplov Diamond DV20 budući da nailazi na široku upotrebu u svijetu za privatne svrhe kao i školovanje budućih pilota, a svi rezultati proračuna prikazani su grafički i tablično. Objašnjen je utjecaj pojedinih komponenti te su rezultati preliminarnog dizajna uspoređeni sa stvarnim vrijednostima zrakoplova.

Diplomski rad je podijeljen u šest osnovnih poglavlja:

Prvo poglavlje predstavlja uvod.

U drugom poglavlju ovog rada detaljno su opisani osnovni pojmovi poput stabilnosti, upravljivosti, osnovnih pravila dizajniranja te različitih izvedbi repnih površina koji su potrebni za daljnje razumijevanje koraka prilikom postavljanja uvjeta i konstrukcije repnih površina.

U trećem poglavlju dani su minimalni zahtjevi repnih površina u CS23 regulativi, a služe kao preduvjet u dizajnu horizontalnog i vertikalnog stabilizatora.

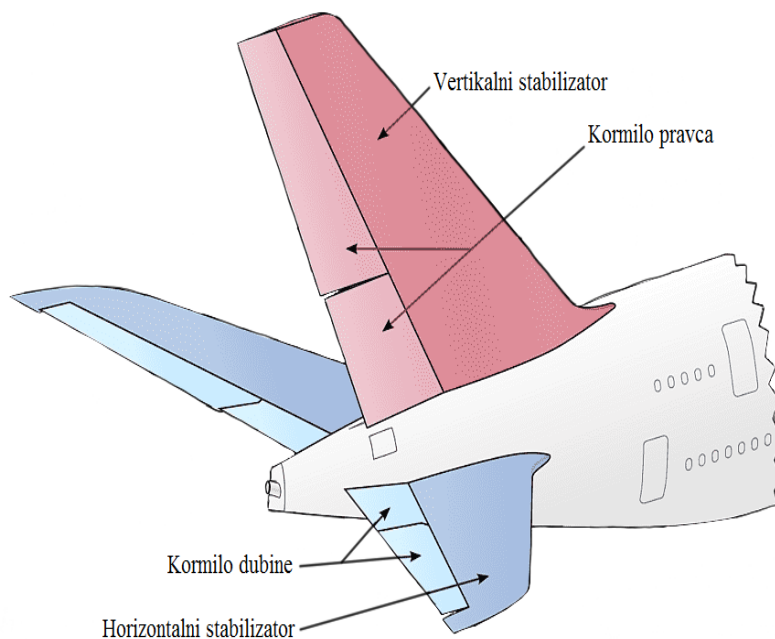
U četvrtom poglavlju objašnjene su teoretske osnove i zahtjevi koji moraju biti zadovoljeni u svrhu stabilnosti zrakoplova kao posljedica djelovanja repnih površina.

Peto poglavlje predstavlja projektiranje repnih površina na primjeru zrakoplova Diamond DV 20. Prikazan je matematički model kojim se došlo do rezultata te je objašnjen utjecaj dobivenih vrijednosti na stabilnost i upravljivost zrakoplova. Opisan je cjelokupan proces projektiranja, od postavljanja matematičkog modela, pa do praktičnih ispitivanja u aerodinamičkom tunelu i prilagođavanja karakteristika dobivenih proračunom za stvarne uvjete.

U šestom poglavlju iznesen je zaključak na temelju svih spoznaja do kojih se u radu došlo te su objašnjeni dobiveni rezultati sa stvarnim vrijednostima zrakoplova.

2. Osnovni pojmovi i teoretske osnove

Od najstarijih pa sve do najmodernijih zrakoplova, repne površine jedne su od dijelova kojima se pridavalo iznimno puno pažnje i istraživanja zato što su one vrlo važne u smislu stabilnosti i upravljivosti zrakoplova. Kao takve one su jedna od najvažnijih komponenti zrakoplova. Dizajneri repnih površina moraju utvrditi ne samo veličinu, lokaciju i konfiguraciju koju će one imati nego i osnovnu svrhu zrakoplova na kojem će se primjenjivati. Repne površine prikazane su na slici 1, a uključuju horizontalni i vertikalni rep s primarnim kontrolama, elevatorima (kormilo dubine) na horizontalnom stabilizatoru i kormilo pravca na vertikalnom stabilizatoru.



Slika 1 – Repne površine zrakoplova¹

2.1. Funkcije repnih površina

Repne površine kao posljedicu gibanja kroz struju stvaraju silu koja djeluje na određenom kraku. Budući da sila djeluje na kraku dolazi do pojave momenta oko osi. Tako horizontalni rep stvara moment oko lateralne osi, dok vertikalni rep stvara moment oko vertikalne i uzdužne osi. Krilca i zračne kočnice stvaraju moment oko longitudinalne osi. Način stvaranja sile odnosno momenta jest pomoću otklona upravljačkih površina, elevatora i kormila smjera. Postoje i ostali načini stvaranja momenta pomoću pomicanja težišta ili potiska motora (VTOL zrakoplovi). Svrha

¹ <https://www.pngegg.com/es/png-yvldt> (Preuzeto: 05.09.2020.)

repnih površina jest da osiguraju trimanje, stabilnost i upravljivost, a navedeni pojmovi će detaljnije biti opisani u sljedećim poglavljima.

2.1.1. Trimanje zrakoplova

Momenti stvoreni na repnim površinama također balansiraju preostale momente koji su stvoreni na zrakoplovu:

- Primjerice horizontalni rep balansira moment stvoren na krilima zrakoplova. Na primjeru jednomotornog zrakoplova s propelerom, struja zraka se skreće iza propelera kao posljedica rotacije te nastrojava na zadnji dio trupa kao i vertikalni rep i stvara moment.
- Prilikom gubitka motora u dvomotornom zrakoplovu također dolazi do snažnog momenta skretanja, a u oba prethodno spomenuta slučaja vertikalni rep treba kompenzirati novonastale momente.
- Kada su primarne upravljačke površine bez ikakvih sila (nema sile na upravljačkoj palici) u kontroliranom letu kažemo da je zrakoplov triman za taj režim leta [1].

Dokument CS 23.161 definira trimanje na sljedeći način: svaki zrakoplov mora zadovoljiti minimalne uvjete trimanja iz ovog poglavlja, a bez pritiska ili pomicanja primarnih kontrola ili kontrola za trimanje od strane pilota ili autopilota.

Prema CS 23.161 vrijedi da je mogućnost trimanja zrakoplova obavezno za sve pozicije težišta zrakoplova, brzine, položaje podvozja ili zakrilaca kao i za vrijeme otkaza motora [2].

2.1.2. Stabilnost

Stabilnost označava sposobnost zrakoplova da se nakon djelovanja vanjske sile ili akcije pilota samostalno vrati u prvobitan položaj. Zahtjevi su definirani u dokumentima od CS 23.171 do CS 23.181 [2]. Prema dokumentu CS 23 zrakoplov mora biti stabilan longitudinalno, lateralno i direkcionalno. Važno je napraviti razliku između statičke i dinamičke stabilnosti. Longitudinalna statička stabilnost osigurava da brzina ostaje stabilna na način koji je definiran u dokumentu CS 23.173: potrebno je povući palicu na sebe kako bi se održale brzine ispod trenutno trimane brzine, ili od sebe kako bi se održale brzine iznad trenutno trimane brzine. Lateralna statička stabilnost vraća zrakoplov u stanje bez klizanja, a prema dokumentu CS 23.177 [2]. Potrebno je osigurati sljedeće uvjete: statička lateralna stabilnost za bilo koji položaj podvozja i zakrilaca te simetrično postavljenu snagu motora ne smije biti negativna niti za jednu brzinu.

Zrakoplov će biti dinamički stabilan ako se nakon djelovanja vanjske sile ili akcije pilota vraća u prvobitan položaj tako da se amplituda oscilacija smanjuje. Ako se amplituda oscilacija

povećava, zrakoplov će se sve više odmicati od prvobitnog položaja što ga čini dinamički nestabilnim. Važno je napomenuti da zrakoplov nije nužno dinamički stabilan ako je statički stabilan [2].

Prethodno spomenute oscilacije imaju vlastite nazive za svako pojedino gibanje odnosno: oko lateralne osi (kratkoperiodično gibanje i *phugoid*) te oko longitudinalne i vertikalne osi (*spiral mode*, *Dutch roll* i *roll mode*).

Prema CS 23.181 letovi za certifikaciju zrakoplova moraju demonstrirati sljedeće:

- a) bilo koja kratkoperiodična oscilacija mora biti prigušena tako da su primarne kontrole ili slobodne ili u fiksnoj poziciji.
- b) bilo koja kombinacija lateralno – direkcionalnih oscilacija mora biti prigušena sa slobodnim kontrolama te normalnim korištenjem primarnih kontrola bez potrebe za korištenjem posebnih pilotskih vještina [1].

Kako bi zrakoplov bio stabilan, derivativ statičke longitudinalne stabilnosti C_{m_α} mora biti negativan, dok derivativ C_{m_β} mora biti pozitivan. Najveći doprinos longitudinalnoj stabilnosti ima horizontalni rep, dok je za direkcionalnu stabilnost odgovoran vertikalni rep. Doprinos lateralnoj stabilnosti daju i vertikalni i horizontalni rep [1].

Prema CS 23, ukoliko je zrakoplov uravnotežen (natriman) za određen režim leta te pilot pomakne palicu, zrakoplov se mora samostalno vratiti na prethodnu brzinu s maksimalnim odstupanjem od 10 % prvobitne brzine [2].

Prilikom promjene brzine leta, mora se promijeniti i sila na palici proporcionalno s promjenom brzine kako bi pilot za cijelo vrijeme leta mogao osjetiti promjene [2].

CS 23 dokument specificira da zrakoplov mora biti direkcionalno stabilan, odnosno da ima tendenciju „poništiti“ kut klizanja bez pomicanja kormila pravca, a to mora omogućiti za bilo koju poziciju zakrilaca ili podvozja zrakoplova prilikom polijetanja, penjanja, krstarenja, prilaza i slijetanja. To mora biti omogućeno pri brzinama od $1,2 \cdot V_{S1}^2$ pa sve do maksimalnih brzina.

Statička lateralna stabilnost je definirana kao sposobnost zrakoplova da podigne niže krilo, a bez da pilot pomiče palicu. To mora biti omogućeno pri brzinama od $1,2 \cdot V_{S1}$ u konfiguraciji za polijetanje, te za brzine od $1,3 \cdot V_{S1}$ za ostale konfiguracije. Prilikom prilaza zrakoplova, mora biti omogućeno da zrakoplov leti na trostupanjskoj liniji prilaza.

2.1.3. Upravljivost zrakoplova

U sljedećem potpoglavlju bit će opisani osnovni zahtjevi koje zrakoplov mora zadovoljiti u svrhu upravljivosti. Zrakoplov mora biti upravljiv u svim kritičnim fazama leta, a one podrazumijevaju zatrčavanje zrakoplova, polijetanje, prilaz, ponovljeni prilaz, slijetanje i

² Minimalna brzina pri kojoj je zrakoplov upravljiv u određenoj konfiguraciji.

zaustavljanje zrakoplova (CS 23.143 do CS 23.149) [2]. Zrakoplov mora biti u mogućnosti napraviti tranziciju iz jednog režima leta u drugi u bilo kojem trenutku, bez opasnosti od prekoračenja faktora opterećenja.

Kako bi zrakoplov zadovoljio longitudinalnu upravljivost nužno je osigurati da pri letu s brzinom od $1,3 \cdot V_{S1}$ postoji mogućnost postavljanja nosa zrakoplova dolje, kako bi zrakoplov posljedično ubrzao. Sve manevre pilot mora biti u mogućnosti napraviti koristeći palicu zrakoplova jednom rukom [2].

Kako bi zrakoplov zadovoljio direkcionalnu i lateralnu upravljivost, mora zadovoljiti mogućnost promjene smjera leta u bilo kojem trenutku kada leti horizontalno unutar 5° nagiba. Prethodni uvjet mora se zadovoljiti pri brzinama od $1,4 \cdot V_{S1}$ te pri promjenama smjera leta od 15° [2].

Općenito vrijedi da zrakoplov mora biti upravljiv za sve pozicije težišta, minimalne i maksimalne brzine leta, te pri svim konfiguracijama i postavkama snage motora. Minimalna brzina pri kojoj zrakoplov mora biti upravljiv u slučaju kvara kritičnog motora je V_{MC} (*Minimum control speed*). V_{MC} prilikom polijetanja ne smije biti veća od $1,2 \cdot V_{S1}$, a mora se utvrditi za najnepovoljniju poziciju težišta [2].

Sile na upravljačkoj palici ne smiju biti prevelike, odnosno prema CS 23.143 vrijedi: sile na palici te gradijent krivulje sile na palici i faktor opterećenja moraju biti unutar dozvoljenih limita. Sile moraju biti takve da ne zahtijevaju pre veliku snagu pilota te ne smiju biti toliko male da pilot lagano može preopteretiti zrakoplov (CS 23.255) [2].

Kritične točke dizajniranja repnih površina s gledišta upravljivosti za horizontalni rep su:

- nepovoljna kombinacija pozicije težišta
- položaja zakrilaca i brzine
- rotacija zrakoplova prilikom uzlijetanja
- ravnanje prilikom slijetanja.

Za vertikalni rep:

- otkaz motora u polijetanju, slijetanju ili režimu krstarenja
- otkazi motora s bočnim vjetrom (CS 23.221) [2].

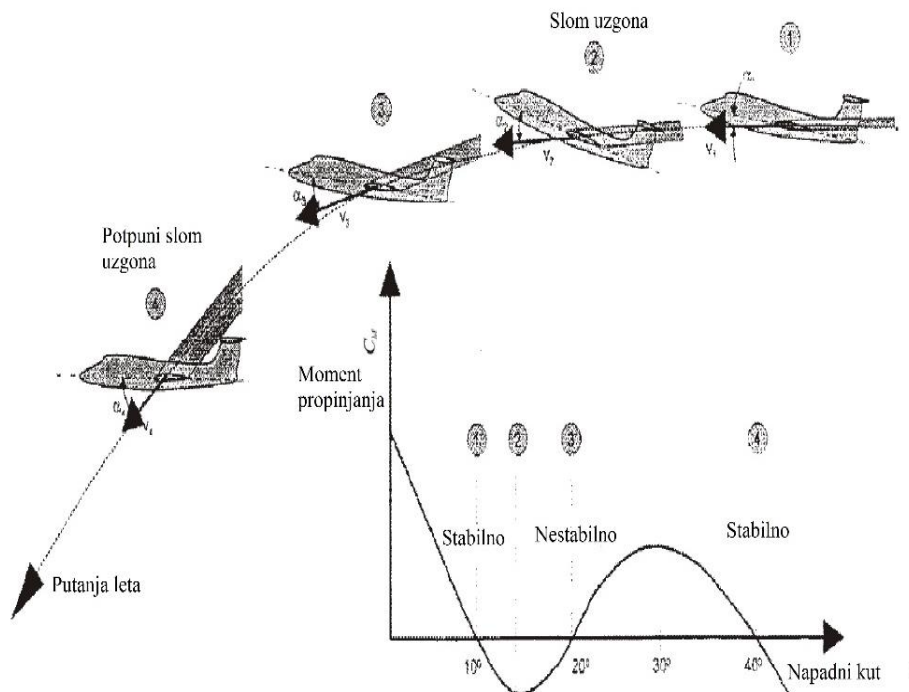
Budući da zrakoplov zbog promjena raspodjela mase (gorivo, putnici, teret) nema stalnu poziciju težišta, bitno je zadovoljiti uvjet da je upravljiv i s najnepogodnijom dopuštenom pozicijom (maksimalna stražnja). Svi zrakoplovi najmanje su upravljivi na malim brzinama zbog smanjene sile uzgona na upravljačkim površinama, zbog čega je bitno prilagoditi dizajn za male brzine i položaje zakrilaca. Vertikalni stabilizator mora biti projektiran da zrakoplov zadrži upravljivost prilikom otkaza motora stvarajući moment koji djeluje nasuprot motora u kvaru. Kako je za slijetanje s bočnim vjetrom potreban odgovarajući otklon kormila pravca, vertikalni rep mora biti dizajniran i za slijetanje u slučaju otkaza jednog od motora prilikom puhanja bočnog vjetra, kao jednog od najnepovoljnijih uvjeta za slijetanje.

2.2. Izvedbe repnih površina

U ovom poglavlju opisane su osnovne izvedbe repnih površina te njihove prednosti i nedostaci.

Najviše zrakoplova (oko 70 %) koristi izvedbu konvencionalnog repa koji je vrlo jednostavan za dizajn i konstrukciju dok istovremeno pruža optimalan odnos stabilnosti i upravljivosti. Povijanje struje zraka s krila je relativno veliko u području horizontalnog repa. Bitno je napomenuti da postavljanje motora na stražnji dio trupa nije moguć ako se koristi konvencionalni rep, a općenito je važno da vertikalni rep mora biti veći pri usporedbi s onim u T – izvedbi.

T – izvedba repa dobila je svoj naziv zbog izgleda repnih površina poput slova „T“. Konstrukcija repa je čvršća nego kod konvencionalne izvedbe zato što vertikalni rep mora držati horizontalni rep. T – izvedba repa je pogodna za postavljanje pogonske grupe na stražnji dio zrakoplovnog trupa. Iako mu je osnovna mana veća masa zbog čvršće konstrukcije i lošije karakteristike prilikom izvlačenja iz kovita, osnovna prednost je veća efektivnost horizontalnog repa jer je smješten izvan područja struje zraka iza krila te zbog toga može biti površinom manji. Govoreći o T – repu treba uzeti u obzir mogućnost potpunog sloma uzgona do kojeg dolazi pri velikim napadnim kutevima kada do repa dolazi poremećena struja zraka nastala iza krila. Ako kao dodatak, krila imaju tendenciju propinjanja situacija će se pogoršati do mjere da se zrakoplov ne može izvući iz potpunog sloma uzgona, a prethodno opisane situacije su vidljive na slici 2 [1].

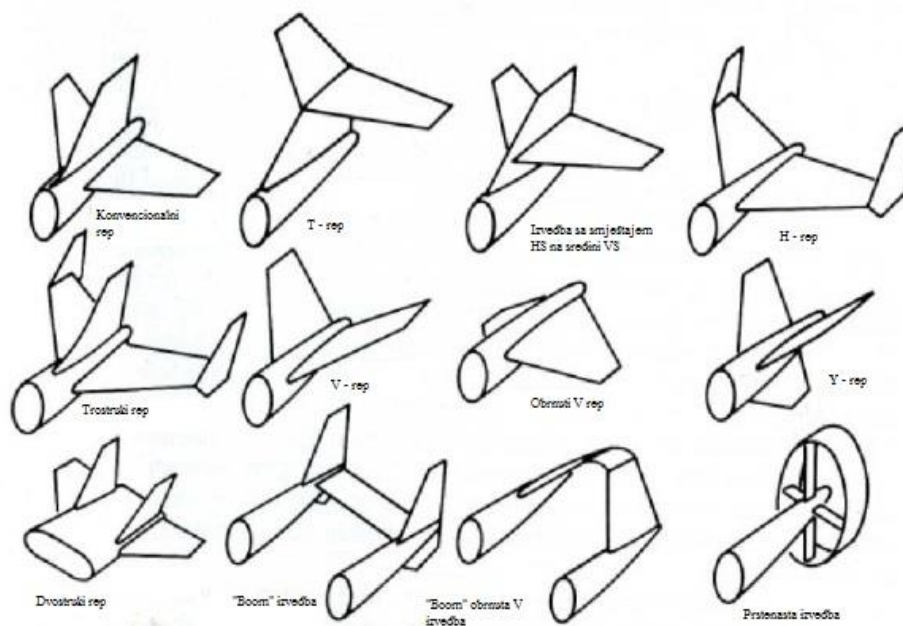


Slika 2 – Potpuni slom uzgona [1]

Križna izvedba jest kompromis između konvencionalnog repa i T – izvedbe, a omogućuje pozicioniranje motora na stražnji dio zrakoplova dok je istovremeno lakši od T – izvedbe repa.

Cilj V – repa jest postizanje manje površine u odnosu na onu koja se postiže vertikalnim i horizontalnim stabilizatorom primjerice kod konvencionalne izvedbe. U toj izvedbi repa kontrolne površine se pomiču u istom smjeru kako bi djelovale kao kormilo dubine te u suprotnom smjeru kako bi djelovale kao kormilo pravca. Primjerice ako pilot pritisne desnu pedal, desna kontrolna površina se pomiče dolje, a lijeva se pomiče gore. Jedna od mana navedene izvedbe jest velika kompleksnost izvedbe istih upravljačkih površina za različite vrste skretanja.

Dvostruki rep se koristi u slučajevima kada bi jedan vertikalni rep bio prevelik, a manje su prekriveni prednjim djelom trupa u slučaju velikih napadnih kuteva. Iz tog razloga dvostruki repovi su često viđeni kod borbenih zrakoplova koji često operiraju pri velikim napadnim kutevima. Opisane izvedbe repa zrakoplova vidljive su na slici 3.



Slika 3 – Osnovne izvedbe repa zrakoplova³

Dodaci koji se postavljaju na zrakoplov kako bi se poboljšala učinkovitost vertikalnog repa jest primjerice dorsalna peraja. Nalazi se na gornjoj strani trupa, a povećava učinkovitost pri velikim napadnim kutevima. Na donjoj strani trupa postavlja se takozvana ventralna peraja, a sprječava pojavu lateralnih nestabilnosti pri velikim brzinama leta. Obje vrste peraja prikazane su na slici 4 [1].

³ <https://unmannedengineeriablog.wordpress.com/> (Pristup 17.09.2020)



Slika 4 – Ventralna i dorsalna peraja⁴

2.3. Pravila dizajniranja

Horizontalni rep treba biti **postavljen** tako da ne leži unutar struje zraka propelera, te ako to pravilo nije primijenjeno dolazi do sljedećih posljedica:

- Strukturalni zamor na repu
- Povećana buka u kabini
- Znatne promjene u trimanju pri različitim postavkama snage.

Na mnogim malim zrakoplovima repne površine postavljene su protiv gore spomenutih pravila te zbog toga ti zrakoplovi imaju određene koristi pri polijetanju i slijetanju, no moraju prihvatiti prethodno spomenute nedostatke.

Krak repnih površina u odnosu na težište mora biti što veći kako bi posljedično repne površine bile što manje i na taj se način smanjili masa i otpor.

Aspektni odnos horizontalnog repa bi trebao biti otprilike polovicu aspektnog odnosa krila. T-izvedba repova ima mali aspektni odnos vertikalnog repa u odnosu na konvencionalnu izvedbu što omogućuje svođenje mase na minimum.

Položaj horizontalnog repa iznimno je bitna stavka kada govorimo o izvlačenju zrakoplova iz kovita. Tako će zrakoplovi s konvencionalnim repom imati najbolje mogućnosti prilikom izvlačenja iz kovita, dok je T – rep korišten samo u slučajevima kada je dokazano da krila nemaju preveliku tendenciju nos – gore.

Kritični Machov broj krila i repnih površina mora se razlikovati tako da je kritični Machov broj repnih površina veći za $\Delta M = 0.05$, odnosno one moraju biti konstruirane da zadovoljavaju operacije na visokim brzinama leta te sukladno tome treba prilagoditi debljinu (10% manja u

⁴ <https://en.wikipedia.org/> (Pristup 17.09.2020)

odnosu na vanjski dio krila), zakrivljenost kao i koeficijent uzgona kako bi se postigla potrebna razlika u kritičnim Machovim brojevima. Doprinos daje i kut strijele horizontalnog stabilizatora koji je otprilike 5° veći nego kut strijele krila.

Simetrični aeroprofili odabiru se isključivo za vertikalni rep, dok se za horizontalni rep koriste oni s relativnom debljinom od 9% - 12%. Primjerice koriste se NACA 0009 i NACA 0012 aeroprofili, dok u slučaju korištenja asimetričnog horizontalnog repa on mora biti okrenut „naopačke“ kako bi stvarao negativni uzgon.

Dihedralni kut repnih površina bira se tako da one budu izvan struje zraka iza pogonske grupe. Dihedralni kut horizontalnog repa ne koristi se u toj mjeri za stabilnost zrakoplova prilikom valjanja zato što dihedralni kut krila ima puno veću ulogu na stabilnost.

Postavni kut horizontalnog repa obično se kreće od 2° – 3° prema dolje kako bi došlo do pojave prethodno spomenutog negativnog uzgona. Mnogo efikasnije rješenje jest rep koji je u potpunosti pomičan odnosno ima mogućnost mijenjanja postavnog kuta cijelog horizontalnog repa. On je mnogo efikasniji pogotovo na većim Machovim brojevima, no ujedno je veće mase [1].

2.4. Volumni omjer repa

Volumni omjer repa pokazatelj je longitudinalne stabilnosti zrakoplova. Što je on veći, zrakoplov je stabilniji, a manje upravljiv. Vojni zrakoplovi koji zbog specifičnosti operacija moraju biti vrlo upravljivi imaju male volumne omjere repa, dok veliki civilni zrakoplovi moraju biti stabilni te imaju visoke vrijednosti volumnih omjera. To je jedan od osnovnih polaznih faktora od kojih se kreće pri projektiranju repnih površina [1].

Površina horizontalnog repa S_H i vertikalnog repa S_V pomnoženi s krakom l_H ili l_V čine volumni omjer, a za horizontalni rep računa se prema izrazu:

$$V_H = \frac{S_H \cdot l_H}{S_W \cdot c_{MAC}} \quad (2.1)$$

Volumni omjer vertikalnog repa računa se prema izrazu:

$$V_V = \frac{S_V \cdot l_V}{S_W \cdot b} \quad (2.2)$$

l_H : krak horizontalnog repa je udaljenost aerodinamičkih centara krila i horizontalnog repa [m]

l_V : krak vertikalnog repa je udaljenost aerodinamičkih centara krila i vertikalnog repa [m]

S_W : površina krila [m^2]

c_{MAC} : srednja aerodinamička tetiva [m]

b : raspon krila [m]

U tablici 1 su prikazani iznosi volumnih omjera V_H i V_V za različite tipove zrakoplova. Veličina repa može se pretpostaviti ako su poznati prethodno spomenuti omjeri i krakovi l_H i l_V , međutim ona nije fiksna dokle god nije određena točna pozicija krila.

Tablica 1 - V_H i V_V za različite tipove zrakoplova [1]

Tip zrakoplova	Horizontalni V_H	Vertikalni V_V
Generalno zrakoplovstvo	0.80	0.07
Transportni zrakoplovi	1.00	0.08
Mlazni - trenažni	0.70	0.06
Mlazni - borbeni	0.40	0.07

Ovisno o tipu zrakoplova razlikovat će se i krakovi l_H i l_V , odnosno njihova vrijednost koja čini određeni postotak trupa. Vrijednosti su prikazane u tablici 2.

Tablica 2 - krakovi l_H i l_V [1]

Konfiguracija zrakoplova	Prosječna duljina l_H i l_V
Propeler ispred trupa	60 % duljine trupa
Motori na krilu	50 ... 55 % duljine trupa
Motori na repu	45 ... 50 % duljine trupa
Zrakoplov s <i>canard</i> konfiguracijom	30 ... 50 % duljine trupa
Jedrilica	65 % duljine trupa

Ako se radi o horizontalnom stabilizatoru koji ima mogućnost trimanja, koeficijenti volumena repa mogu se smanjiti za 10 % - 15 %. U slučaju T – izvedbe repa koeficijenti se smanjuju za 5 % jer rep nije izložen poremećenoj struji zraka iza krila. Zrakoplovi koji imaju sustav EFCS (*electronic flight control system*) također mogu profitirati smanjenjem koeficijenata za otprilike 10 %, međutim bitno je napomenuti da ako postoje drugi konstrukcijski zahtjevi, primjerice zbog otkaza motora, onaj koji više limitira zrakoplov će se uzeti u obzir [1].

2.5. Kormilo dubine i pravca

Kormilom pravca upravlja pilot pomicanjem pedala u zrakoplovu lijevo ili desno, ovisno o smjeru u kojem želi zaokrenuti zrakoplov oko vertikalne osi. Kormilom dubine pilot upravlja palicom tako da je gura od sebe ili prema sebi, ovisno želi li da zrakoplov ponire ili penje. Princip

rada je da se zakretanjem upravljačkih površina u stranu povećava sila uzgona te ona posljedično djeluje na gibanje zrakoplova u smjeru u kojem pilot želi. Primjerice ako pilot gura palicu od sebe, sila uzgona na horizontalnom repu će se povećati što će podići rep i spustiti nos, a zrakoplov će krenuti spuštati. Kormilo pravca i dubine prostiru se na otprilike 90 % poluraspona repa ili u nekim slučajevima sve do vrha repa. Tetiva repnih površina odgovara 25 % - 40 % duljine tetive repa. Kormilo dubine pomiče se prema dolje maksimalnih 15° - 25° te prema gore maksimalnih 25° - 35°, dok za kormilo smjera vrijedi maksimalnih 25° - 35° u jednu od strana.

Zglobni moment računa se prema sljedećoj formuli:

$$M_c = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot C_h \cdot S_F \cdot c_F \quad (2.3)$$

V : brzina leta [m/s]

S_F : površina upravljačke površine [m²]

c_F : tetiva kormila pravca (mjerena od osi zakretanja do izlazne ivice) [m]

C_h : koeficijent zglobnog momenta

Prema prethodnoj jednakosti vidljivo je da je moment veći što je veličina zrakoplova i brzina veća. Kako sile mogu postati prevelike i nadmašiti konstrukcijska ograničenja potrebno je poduzeti određene mjere kako bi se to onemogućilo [1].

Koeficijent zglobnog momenta se računa prema izrazu:

$$C_h = C_{h0} + C_{h\alpha} \cdot \alpha + C_{h\delta} \cdot \delta \quad (2.4)$$

δ : odklon kormile dubine [°]

$C_{h\alpha}$ i $C_{h\delta}$: derivativi zglobnog momenta

α : napadni kut krila zrakoplova [°]

3. Minimalni zahtjevi repnih površina prema CS23 regulativi

U sljedećim poglavljima bit će opisani minimalni zahtjevi koje proizvođač zrakoplova mora osigurati pri dizajniranju vertikalnog i horizontalnog repa. Osnovni zahtjevi navedeni su u EASA CS23 regulativi koju je propisala *European Aviation Safety Agency*, a puni naziv dokumenta je *Certification Specification for Normal, Utility, Aerobatic, and Commuter Category Aeroplanes* [2].

3.1. Repne površine horizontalnog repa

U poglavlju repnih površina horizontalnog repa, propisani su minimalni uvjeti pri dizajniranju horizontalnog repa u smislu različitih vrsta opterećenja do kojih dolazi na horizontalne površine prilikom leta zrakoplova. Uz vrstu opterećenja navedena je i lokacija u CS23 dokumentu gdje se nalaze detaljnije informacije [2].

3.1.1. CS 23.421 Ravnotežno opterećenje

- a) Ravnotežno opterećenje horizontalnih repnih površina jest opterećenje potrebno da se održi ravnoteža u bilo kojim uvjetima leta bez akceleracije u propinjanju zrakoplova.
- b) Horizontalne stabilizirajuće površine moraju biti dizajnirane za opterećenje na bilo kojem graničnom području manevarske envelope kao i za pozicije zakrilca specificirane u CS 23.345 [2].

3.1.2. CS 23.423 Opterećenje u letu

Svaka horizontalna struktura, strukture koje služe kao potpora i krila moraju biti dizajnirane da zadovoljavaju sljedeće uvjete:

Tablica 3 – Normalna i kutna ubrzanja [2]

Stanje	Normalna akceleracija (n)	Kutno ubrzanje (rad/sec^2)
Nos – gore	1.0	$+\frac{39}{V} n_m (n_m - 1.5)$
Nos – dolje	n_m	$-\frac{39}{V} n_m (n_m - 1.5)$

n_m : pozitivan limit faktora opterećenja koji se koristi pri dizajniranju zrakoplova
V: inicijalna brzina [m/s]

- a) Svaka promjena kontrole u svrhu propinjanja zrakoplova pri brzini V_A , bilo potpuno naprijed ili potpuno unazad, mora biti ograničena komandama ili naporom pilota, koje god je kritičnije.
- b) Nagli pomak palice unazad pri brzinama iznad V_A nakon koje slijedi pomak palice unaprijed, rezultira u sljedećim kombinacijama normalnih i kutnih ubrzanja:

Uvjeti opisani u ovom poglavlju uključuju opterećenja koja podrazumijevaju pomicanje palice u jednom smjeru nakon čega slijedi pomak palice u suprotnom smjeru. Pomaci i vremensko trajanje prethodno spomenutih manevara moraju se izbjegavati ako se njima prelazi zadani faktor opterećenja. Ukupno opterećenje horizontalnih površina za nos – gore i nos – dolje jest zbroj opterećenja pri brzini V i određenom faktoru opterećenja n zajedno s inkrementalnim opterećenjem koje nastaje kao posljedica kutnih ubrzanja [2].

3.1.3. CS 23.425 Opterećenje prilikom udara vjetra

- a) Svaka horizontalna površina osim krila, mora biti dizajnirana da podnosi sljedeća opterećenja:
 - (1) Udare vjetra specificirane u CS 23.333 (c) s podignutim zakrilcima; i
 - (2) Pozitivne i negativne udare vjetra od 7.62 m/s pri brzini V_F koji odgovaraju uvjetima leta opisanim u CS 23.345 (a) (2).
- b) Prilikom određivanja ukupnog opterećenja na horizontalne površine pri uvjetima opisanim u odlomku (a) prvo se moraju opisati inicijalna ravnotežna opterećenja za jednolik pravocrtan let pri brzinama V_F , V_C i V_D . Inkrementalno opterećenje koje nastaje kao posljedica udara vjetra mora biti pridodano inicijalnom opterećenju kako bi se dobilo ukupno opterećenje [2].
- c) Inkrementalno opterećenje se računa na sljedeći način:

$$\Delta L_{ht} = \frac{\rho_0 \cdot K_g \cdot U_{de} \cdot V \cdot a_{ht} \cdot S_{ht}}{2} \cdot \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) \quad (3.1)$$

ΔL_{ht} : inkrementalno opterećenje na repu [N]

ρ_0 : gustoća zraka na razini mora [kg/m^3]

K_g : faktor opterećenja definiran u CS 23.341

U_{de} : derivirana brzina udara vjetra [m/s]

a_{ht} : nagib pravca uzgona horizontalno repa

S_{ht} : površina stražnjeg horizontalnog repa [m^2]

$\left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)$: faktor povijanja struje zraka

3.1.4. CS 23.427 Asimetrično opterećenje

- a) Horizontalne površine osim krila te strukture koje služe kao potpora moraju biti dizajnirane za asimetrična opterećenja koja nastaju kao posljedica skretanja zrakoplova i skretanja struje zraka u kombinaciji s opterećenjima za uvjete leta opisanim u CS 23.421 do 23.425.
- b) Za zrakoplove koji su konvencionalni u smislu položaja motora, krila i horizontalnih površina i trupa, vrijedi:
 - (1) 100% maksimalnog opterećenja prilikom simetričnih uvjeta leta se pretpostavlja na površinama s jedne strane ravnine simetrije; i
 - (2) Sljedeći postotak navedenog opterećenja se mora primijeniti na suprotnu stranu:

$$\% = 100 - 10 \cdot (n - 1) \quad (3.2)$$

Gdje je n faktor opterećenja, ali ne prelazi 80 %.

- c) Za zrakoplove koji nisu konvencionalni, površine i potporne strukture moraju biti dizajnirane na način da trpe opterećenja na vertikalnim i horizontalnim površinama u bilo kojoj fazi leta [2].

3.2. Repne površine vertikalnog repa

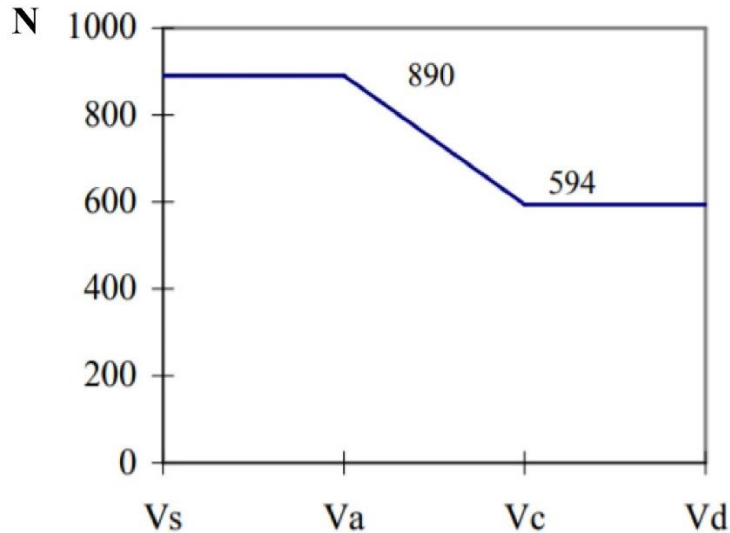
U sljedećem poglavlju opisani su minimalni zahtjevi pri dizajniranju repnih površina vertikalnog repa.

3.2.1. CS 23.441 Opterećenje u letu

- a) Pri brzinama manjim od V_A^5 vertikalne površine moraju biti dizajnirane na način da izdrže sljedeće uvjete, a pretpostavlja se da je brzina skretanja jednaka nuli:
 - (1) Zrakoplov se nalazi u jednolikom letu bez skretanja, te se pretpostavlja da je kormilo pravca pomaknuto maksimalno u jednu od strana, a limitirano je kontrolama ili silom pilota na palicu.
 - (2) Prilikom pomicanja kormila pravca kao što je objašnjeno u odlomku (1), pretpostavlja se da zrakoplov skreće u stranu kuta klizanja.
 - (3) Kut skretanja od 15° s upravljačkim površinama kormila pravca u neutralnoj poziciji.
- b) Za zrakoplove do 19 000 lbs
 - (1) Zrakoplov mora postići najveći kut klizanja s najvećim pomakom kormila pravca koji je posljedica:

⁵ Brzina iznad koje nije dopušteno naglo pomicanje upravljačkih površina na zrakoplovu.

- (i) Prestanka gibanja upravljačke površine;
- (ii) Maksimalnog napora;
- (iii) Sile pilota na komande kao što je prikazano na sljedećoj slici:



Slika 5 – Maksimalna sila pilota na upravljačke komande [2]

- (2) Kormilo pravca treba se pomaknuti s maksimalnog kuta defleksije u neutralnu poziciju.
- c) Kutevi skretanja specificirani u odlomku (a) (3) mogu se smanjiti ukoliko odabrani kutevi skretanja za određene brzine ne mogu biti premašeni u:
 - (1) U uvjetima klizanja;
 - (2) Nekoordiniranim zaokretima kao posljedica oštih zaokreta; ili
 - (3) Otkazu kritičnog motora bez korektivne akcije [2].

3.2.2. CS 23.443 Opterećenje prilikom udara vjetra

- a) Vertikalne površine moraju biti dizajnirane na način da u jednolikom letu izdrže lateralne udare vjetra pri brzinama V_C , a vrijednosti su opisane u CS 23.333 (c).
- b) Za zrakoplove ispod 19 000 lbs pretpostavlja se da je udar vjetra okomit na ravninu simetrije za vrijeme jednolikog leta pri V_B, V_C, V_D, V_F . Udari vjetra i brzine zrakoplova koje zadovoljavaju prethodne uvjete, a prikazane u CS 23.341 i 23.345, moraju se proučiti i biti uzete u obzir. Oblik udara vjetra mora biti specificirana u CS 23.333 (c) (2) (i).
- c) Opterećenje udara vjetra računa se na sljedeći način:

$$L_{vt} = \frac{\rho_0 \cdot K_{gt} \cdot U_{de} \cdot V \cdot a_{vt} \cdot S_{vt}}{2} \quad (3.3)$$

L_{vt} : opterećenje na vertikalne površine [N]

K_{gt} : faktor udara vjetra

ρ_0 : gustoća zraka na razini mora [kg/m³]

U_{de} : brzina udara vjetra [m/s]

V : brzina zrakoplova [m/s]

a_{vt} : nagib pravca uzgona vertikalnog repa

a_{ht} : nagib pravca uzgona horizontalno repa

S_{vt} : površina vertikalnog repa [m²]

3.2.3. CS 23.445 Peraje i „wingleti“

- a) Ukoliko su u horizontalne površine uključene i peraje ili „wingleti“, one također moraju biti dizajnirane za maksimalno opterećenje u kombinaciji s opterećenjima koje nastaju kao posljedica peraja ili „wingleta“.
- b) Ukoliko se peraje ili „wingleti“ nalaze iznad ili ispod horizontalnih površina, kritično vertikalno opterećenje koje je opisano u CS 23.441 i 23.443 mora se zadovoljiti za:
 - (1) Područje vertikalnih površina koje se nalaze iznad horizontalnih površina, s 80 % tog opterećenja primijenjenog na područje ispod horizontalnih površina
 - (2) Područje vertikalnih površina koje se nalaze ispod horizontalnih površina, s 80 % tog opterećenja primijenjenog na područje iznad horizontalnih površina
- c) Preostali efekti peraja i „wingleta“ moraju se uzeti u obzir zajedno s efektima skretanja na vertikalne površine opisanim u CS 23.441 i 23.443 te odlomku (b).
- d) Prilikom računanja opterećenja koja su opisana u CS 23.441, a odnose se na vertikalne površine i lg opterećenje na horizontalne površine, moraju biti uzeti u obzir, a one uključuju i opterećenje na horizontalne površine kao i momente i sile koje one trpe kao posljedica postojanja vertikalnih površina [2].

4. Osnove dizajniranja repnih površina

Optimalan dizajn repnih površina od velike je važnosti za sigurno izvođenje letačkih operacija. Dizajnom se bavi znanstvena disciplina vezana uz stabilnost i upravljivost zrakoplova, a usko je vezana uz mehaniku zrakoplova koja se nadalje bavi statičkim stanjem zrakoplova koje podrazumijeva linearne i kutne akceleracije jednake nuli te promatranjem dinamičkog stanja. Ukupnoj stabilnosti zrakoplova pridonosi doprinos svake pojedine komponente zrakoplova poput krila, horizontalnog repa, podvozja i motora zrakoplova, a moguće je detaljnije promatranje doprinosa primjerice krila te se tada razmatra utjecaj zakrilaca, pretkrilca i dr. Zatim se utjecaj svake komponente određuje oko sve tri osi te zbraja sa svim preostalim utjecajima komponenti. Tako se dobije ukupni utjecaj svih komponenti na stabilnost, a zrakoplov će letjeti jednolikom brzinom bez ubrzanja ako je zbroj svih sila jednak nuli odnosno momenti se međusobno poništavaju.

Pod pojmom dizajniranja repa podrazumijeva se proces kojim se određuje veličina, oblik i trodimenzionalna pozicija površina repa. Proces se može razložiti u nekoliko koraka.

U prvom koraku se teoretski određuje konfiguracija koja najbolje odgovara modelu koji se promatra. Potrebno je kroz studiju prikazati sve prednosti i nedostatke određene izvedbe te primijeniti onu optimalnu. Bitno je naglasiti da ne postoji savršena izvedba, već se odabire ona koja po najviše kriterija zadovoljava eksplotacijske zahtjeve. Sagledavaju se i ostali uvjeti poput kompleksnosti izvedbe, učinkovitosti, cijene, a svi preostali uvjeti opisani su u daljnjim poglavljima...

Nakon odabira željene konfiguracije, u drugom koraku odlučuje se o geometriji repa koja je temeljena na povijesnim podacima prijašnjih izvedbi koje su matematički i praktično ispitane. Bazira se na volumnom omjeru horizontalnog i vertikalnog repa kao jednog od najbitnijih parametara, a pretpostavlja se na temelju prethodno spomenutih podataka. Zatim se u ovisnosti o ostalim karakteristikama zrakoplova poput vrste i smještaja motora definiraju puno precizniji segmenti izvedbe.

U posljednjem koraku dolazi do manjih prilagodbi veličine repa u odnosi na cijeli zrakoplov kako bi on zadovoljio uvjete sigurnog leta poput mogućnosti trimanja na malim brzinama s prednjom pozicijom težišta, zadovoljavanje uvjeta malog aspektnog odnosa repnih površina kako bi se smanjila mogućnost sloma uzgona i ostalo [3].

Osnovni zahtjevi prilikom projektiranja repnih površina su [2]:

- 1) longitudinalna, direkcionalna i lateralna stabilnost,
- 2) longitudinalna, direkcionalna i lateralna mogućnost uravnoteženja zrakoplova,
- 3) upravljivost (za sve brzine i pozicije težišta),
- 4) operativni zahtjevi (pogled iz kabine),
- 5) jednostavnost korištenja (udobnost),
- 6) održavanje (sigurnost, slom uzgona repa),
- 7) mogućnost oporavka od sloma uzgona repa,

- 8) veličina
- 9) mogućnosti na tržištu
- 10) cijena.

4.1. Dizajn horizontalnog repa

Dizajn horizontalnog repa usko je vezan uz ukupan moment oko lateralne osi, a ukupan zbroj svih momenata dan je sljedećim izrazom:

$$M_{CG} = M_W + L_W \cdot x_{CG-AC} + M_F + M_E + M_N - L_H \cdot (l_H - X_{CG-AC}) + M_H \quad (4.1)$$

M_F : moment propinjanja trupa zrakoplova [N·m]

L_W : sila uzgona krila [N]

L_H : sila uzgona horizontalnog stabilizatora [N]

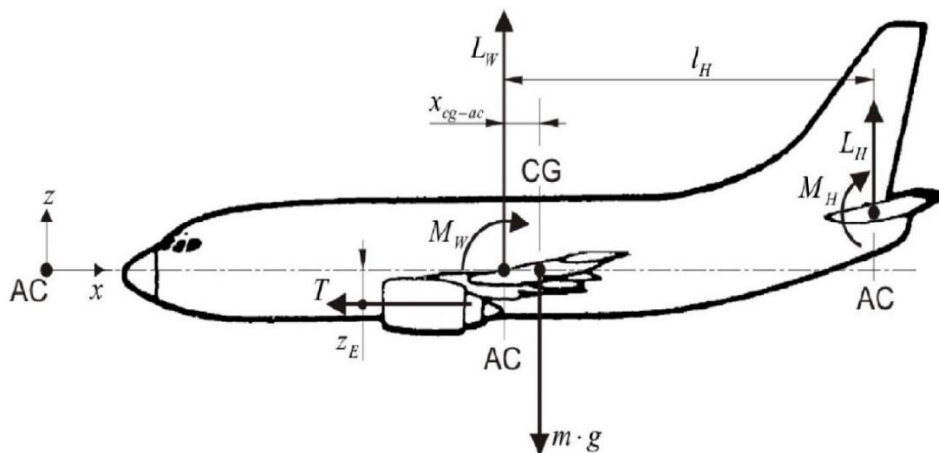
x_{CG-AC} : udaljenost između aerodinamičkog centra i težišta [m]

M_E : moment propinjanja uzrokovan položajem pogonske grupe [N·m]

M_N : moment propinjanja gondola [N·m]

M_H : moment oko y – osi na horizontalnom stabilizatoru [N·m]

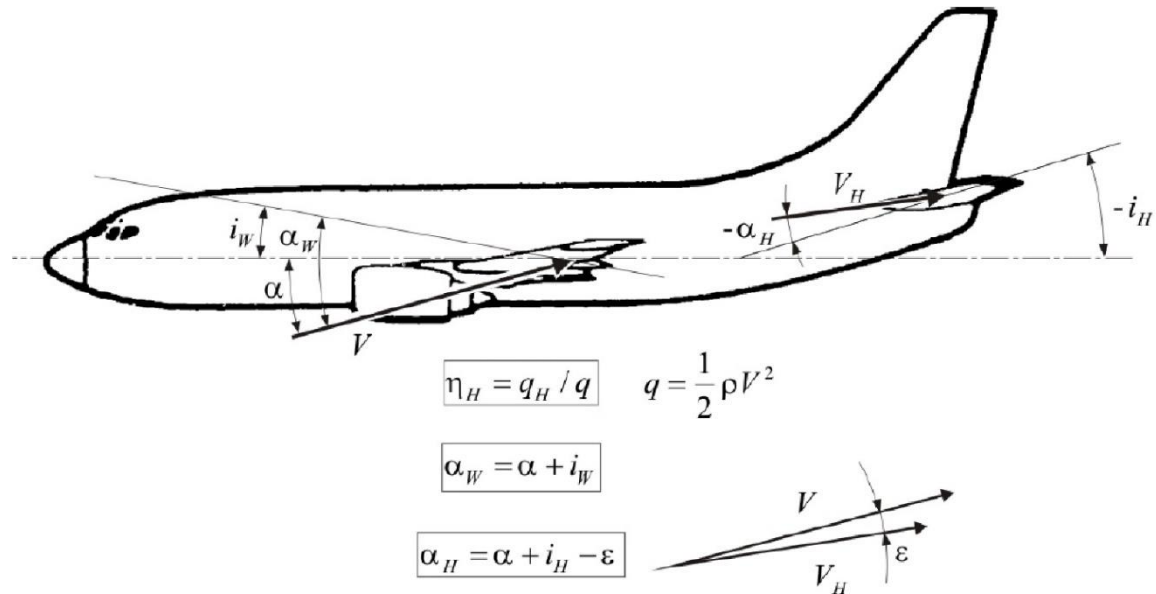
l_H : udaljenost između aerodinamičkog centra krila i horizontalnog stabilizatora [m]



Slika 6 - Prikaz osnovnih momenata i sila na zrakoplovu [4]

Važno je uzeti u obzir da se moment propinjanja može promijeniti u blizini tla zbog:

- Promjene u sili uzgona (ili negativnoj sili uzgona) na horizontalnom repu zbog „efekta tla“
- Promjene u sili uzgona na krilima zbog „efekta blizine tla“ (*ground effect*)



Slika 7 – Osnovne veličine na horizontalnom repu [4]

Uzimajući u obzir prethodno navedene činjenice, gore navedena formula se pojednostavljuje izbacivanjem vrijednosti koje su zanemarive u proračunu:

$$M_{CG} = M_W + L_W \cdot x_{CG-AC} - T \cdot z_E - L_H \cdot (l_H - X_{CG-AC}) \quad (4.2)$$

z_E : udaljenost osi zrakoplova od centra potiska motora [m]

T : sila potiska [N].

Ukupna sila uzgona na zrakoplovu s dinamičkim tlakom q slobodne struje zraka glasi:

$$L = C_L \cdot q \cdot S_W \quad (4.3)$$

Sila uzgona na krilima:

$$L_W = C_{L,W} \cdot q \cdot S_W \quad (4.4)$$

$C_{L,W}$: koeficijent uzgona krila

Uzgon horizontalnog repa:

$$L_H = C_{L,H} \cdot q_H \cdot S_H \quad (4.5)$$

L_H je negativan, odnosno sila uzgona na horizontalnom repu je negativna ako je $C_{L,H}$ negativan, a to je slučaj kada je napadni kut horizontalnog stabilizatora α_H negativan. Dinamički tlak q_H je manji nego dinamički tlak na krilu, a uzrok tome je usporavanje struje zraka uzrokovano otporom krila. Smanjenje dinamičkog tlaka računa se prema relaciji:

$$\eta_H = \frac{q_H}{q} \quad (4.6)$$

Koeficijent momenta propinjanja za krilo usko je vezan za površinu krila i srednju aerodinamičku tetivu (MAC):

$$M_W = C_{M,W} \cdot q \cdot S_W \cdot c_{MAC} \quad (4.7)$$

Analogno prethodnoj jednadžbi:

$$M_E = C_{M,E} \cdot q \cdot S_W \cdot c_{MAC} = -T \cdot z_E \quad (4.8)$$

Sređivanjem prethodne jednadžbe dobije se:

$$C_{M,E} = \frac{-T \cdot z_E}{q \cdot S_W \cdot c_{MAC}} \quad (4.9)$$

Ukupni uzgon zrakoplova dobije se zbrajanjem uzgona krila i uzgona horizontalnog stabilizatora:

$$L = L_W + L_H \quad (4.10)$$

Računaju se koeficijenti uzgona C_L i $C_{L,W}$:

$$C_L = C_{L,W} + C_{L,H} \cdot \eta_H \cdot \frac{S_H}{S_W} \quad (4.11)$$

$$C_{L,W} = C_L - C_{L,H} \cdot \eta_H \cdot \frac{S_H}{S_W} \quad (4.12)$$

$$\begin{aligned} C_{M,CG} \cdot c_{MAC} = & C_{M,W} \cdot c_{MAC} + C_{L,W} \cdot x_{cg-ac} + C_{M,E} \cdot c_{MAC} + \dots \\ & \dots - \eta_H \cdot \frac{S_H}{S_W} \cdot C_{L,H} \cdot (l_H - X_{CG-AC}) \end{aligned} \quad (4.13)$$

Kada se jednađba (4.13) podijeli s članom c_{MAC} slijedi:

$$\bar{X}_{CG-AC} = \frac{X_{CG-AC}}{c_{MAC}} \quad (4.14)$$

Dobiva se sljedeća jednakost:

$$\begin{aligned} C_{M,CG} = C_{M,W} + C_{L,W} \cdot \bar{X}_{CG-AC} + C_{M,E} - C_{L,H} \cdot \eta_H \cdot \frac{S_H}{S_W} \cdot \frac{l_H}{c_{MAC}} + \dots \\ \dots + C_{L,H} \cdot \eta_H \cdot \frac{S_H}{S_W} \cdot \bar{X}_{CG-AC} \end{aligned} \quad (4.15)$$

U jednađbu se ubacuje $C_{L,W}$ prema prethodnim jednađbama te se koristi uvjet da moment mora biti jednak nuli na način $M_{CG} = 0$ ili $C_{M,CG} = 0$:

$$\begin{aligned} 0 = C_{M,W} + C_L \cdot \bar{X}_{CG-AC} - C_{L,H} \cdot \eta_H \cdot \frac{S_H}{S_W} \cdot \bar{X}_{CG-AC} + C_{M,E} + \dots \\ \dots - C_{L,H} \cdot \eta_H \cdot \frac{S_H}{S_W} \cdot \frac{l_H}{c_{MAC}} + C_{L,H} \cdot \eta_H \cdot \frac{S_H}{S_W} \cdot \bar{X}_{CG-AC} \end{aligned} \quad (4.16)$$

Kada se pojednostavi, jednađba 4.16 je jednaka:

$$0 = C_{M,W} + C_L \cdot \bar{X}_{CG-AC} + C_{M,E} - C_{L,H} \cdot \eta_H \cdot \frac{S_H}{S_W} \cdot \frac{l_H}{c_{MAC}} \quad (4.17)$$

U gornjoj jednađbi je:

$$\frac{S_H}{S_W} \cdot \frac{l_H}{c_{MAC}} = V_H$$

Bezdimenzionalna veličina S_H/S_W dolazi od zahtjeva upravljivosti, a ovisi o poziciji težišta te je definirana na sljedeći način: $S_H/S_W = a \cdot \bar{X}_{CG-AC} + b$, gdje su članovi a i b uzeti iz sljedeće jednakosti:

$$\frac{S_H}{S_W} = \frac{C_L}{C_{L,H} \cdot \eta_H \cdot \frac{l_H}{c_{MAC}}} \cdot \bar{X}_{CG-AC} + \frac{C_{M,W} + C_{M,E}}{C_{L,H} \cdot \eta_H \cdot \frac{l_H}{c_{MAC}}} \quad (4.18)$$

Parametri u prethodnoj jednađbi:

\bar{X}_{CG-AC} : izračunato prema formuli

$C_{M,E}$: izračunato prema formuli, pozitivan za motore ispod krila, negativan za motore na kraju trupa

η_H : vrijednosti između 0,85 i 0,95, obično 0,90

$C_{L,H}$: moguće ga je izračunati ili se koristi vrijednost $C_{L,H} = -0,5$ koja osigurava da postoji negativna sila uzgona da te ne dolazi do sloma uzgona na horizontalnom repu

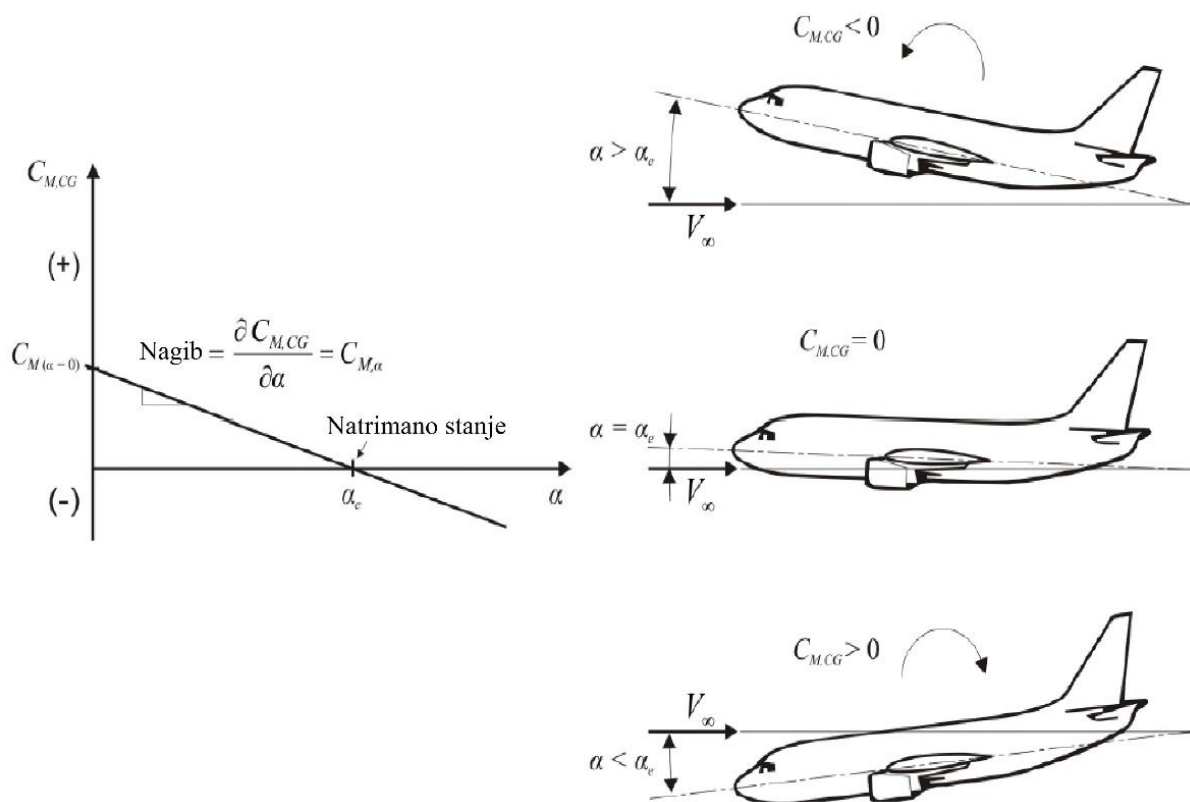
$C_{M,W}$: negativna vrijednost, povećava se sa spuštenim zakrilcima

$C_L \cdot \bar{X}_{CG-AC}$: vrijednost se povećava kako se težište pomiče unazad

$C_{L,H} \cdot l_H$: umnožak je negativan te pridonosi pozitivnom momentu [4]

4.2. Zahtjevi stabilnosti pri dizajniranju horizontalnog repa

Sljedeći primjer prikazuje gradijent koeficijenta momenta propinjanja $C_{M,CG}$ u ovisnosti o napadnom kutu ($\partial C_{M,CG}/\partial\alpha$ ili $C_{M\alpha}$). Na slikama 8 i 9 su prikazana dva osnovna slučaja za stabilnost zrakoplova oko lateralne osi (stabilno, nestabilno stanje).



Slika 8 – Stabilan zrakoplov [4]

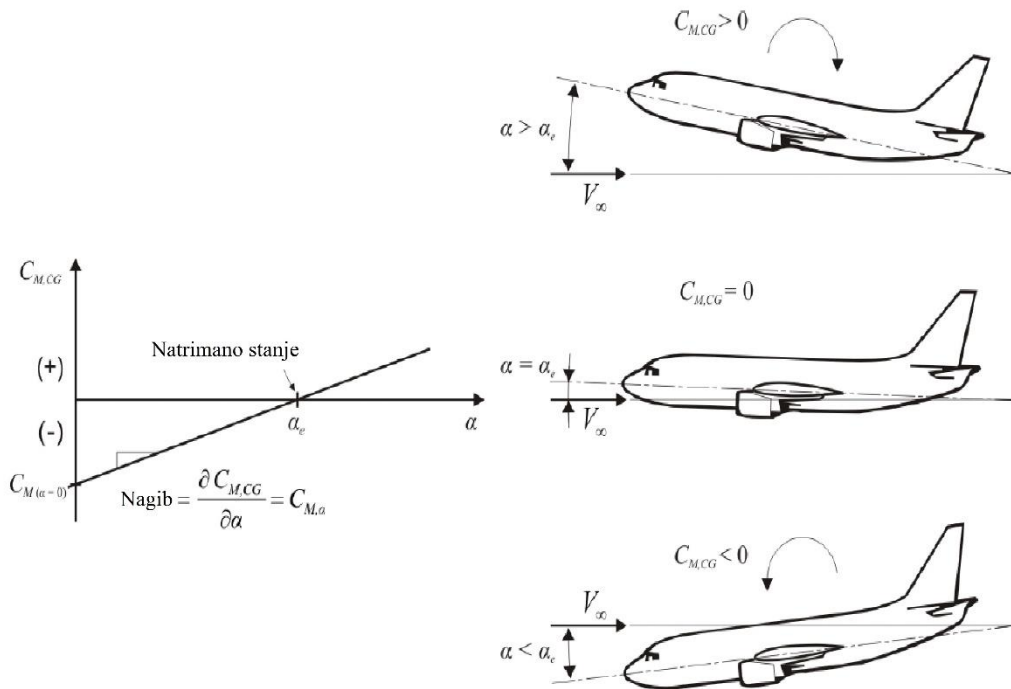
Kako bi se bolje razumjela stabilnost zrakoplova detaljnije su definirana iduća dva slučaja:

1. $C_{M\alpha} < 0$

Zrakoplov leti uravnotežen odnosno vrijedi da je zbroj svih momenata na zrakoplovu nula ($M_{CG} = 0, C_{M,CG} = 0$). Napadni kut zrakoplova na kojem dolazi do prethodno opisanog stanja jest α_e . Ako se napadni kut naknadno promijeni, bilo zbog udara vjetra ili akcije pilota, moment oko težišta će se također promijeniti kao što je prikazano na slici 8. Rezultat prikazuje da u bilo kojem slučaju moment ima tendenciju djelovanja u suprotnom smjeru od vanjskog djelovanja sile. Zrakoplov koje reagira na takav način nazivamo stabilnim oko lateralne osi što je vidljivo na slici 8.

2. $C_{M\alpha} > 0$

Ako dođe do određene promjene u napadnom kutu, moment oko težišta će se također promijeniti tako da će u slučaju prethodno opisanih događaja moment biti sve veći odnosno zrakoplov će se odmicati od prethodno ravnotežnog položaja te takav zrakoplov nazivamo nestabilnim oko lateralne osi, a opisan slučaj nalazi se na slici 9.



Slika 9 – Nestabilan zrakoplov [4]

Na temelju dva prethodno opisana slučajeja dolazimo do zaključka da su **temeljni uvjeti za statičku longitudinalnu stabilnost** sljedeći:

1. $C_{M\alpha} < 0$
2. $C_{M,CG}(\alpha = 0) > 0$

Za detaljnije razumijevanje statičke stabilnosti oko lateralne osi, u prethodno dobivenu jednadžbu uvrštavamo jednadžbe za dobivanje koeficijenata $C_{L,W}$ i $C_{L,H}$.

$$C_{M,CG} = C_{M,W} + C_{L\alpha,W} \cdot (\alpha + i_W - \alpha_{o,W}) \cdot \bar{X}_{CG-AC} + C_{M,E} + \dots \quad (4.19)$$

$$\dots - C_{L\alpha,H} \cdot (\alpha + i_H - \varepsilon - \alpha_{o,W}) \cdot \eta_H \cdot \frac{S_H}{S_W} \cdot \left(\frac{l_H}{c_{MAC}} - \bar{X}_{CG-AC} \right)$$

Prethodna jednadžba se zatim derivira po α uzimajući sljedeće pretpostavke u obzir:

$C_{M,W}$: koeficijent momenta propinjanja prema aerodinamičkom centru jest prema definiciji konstantan, stoga mu vrijednost ne ovisi o napadnom kutu

$C_{L\alpha}$: vrijednost je konstanta i za krilo i za horizontalni rep dokle god napadni kut ostaje u linearnom području, odnosno kada zrakoplov ne leti blizu kritičnog napadnog kuta. Ako zrakoplov koristi primjerice zakrilca u svrhu povećanja uzgona, i dalje vrijedi isto pravilo za linearno područje vrijednosti napadnih kuteva.

η_H : ovisi o koeficijentu otpora na napadnom kutu kada je uzgon jednak nuli, stoga se uzima kao konstanta vrijednost

i_H : postavni kut horizontalnog repa je konstantan za određeno trimano stanje zrakoplova

$i_W, \alpha_{o,W}, \alpha_{o,H}$: konstante vrijednosti (isto kao i krakovi)

Uz prethodne pretpostavke vrijedi:

$$C_{M\alpha,CG} = C_{L\alpha,W} \cdot \bar{X}_{CG-AC} - C_{L\alpha,H} \cdot \eta_H \cdot \frac{S_H}{S_W} \cdot \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) \cdot \left(\frac{l_H}{c_{MAC}} - \bar{X}_{CG-AC} \right) \quad (4.20)$$

$$0 = C_{L\alpha,W} \cdot \bar{X}_{CG-AC} + C_{M,E} - C_{L\alpha,H} \cdot \eta_H \cdot \frac{S_H}{S_W} \cdot \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) \cdot \left(\frac{l_H}{c_{MAC}} - \bar{X}_{CG-AC} \right) \quad (4.21)$$

$$\frac{S_H}{S_W} = \frac{C_{L\alpha,W} \cdot \bar{X}_{CG-AC}}{C_{L\alpha,H} \cdot \eta_H \cdot \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) \cdot \left(\frac{l_H}{c_{MAC}} - \bar{X}_{CG-AC} \right)} \quad (4.22)$$

Član l_H/c_{MAC} je puno veći od \bar{X}_{CG-AC} stoga pojednostavljujemo prethodnu jednadžbu na način:

$$\frac{S_H}{S_W} \approx \frac{C_{L\alpha,W}}{C_{L\alpha,H} \cdot \eta_H \cdot \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right)} \cdot \bar{X}_{CG-AC} \quad (4.23)$$

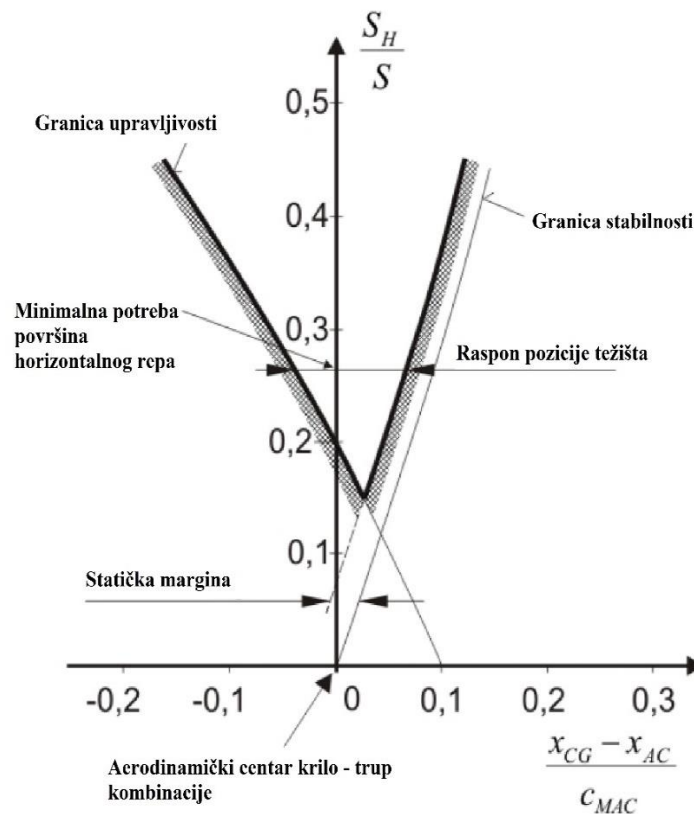
Iz konačne jednadžbe vidljivo je da odnos površine horizontalnog repa i krila S_H/S_W ovisi o poziciji težišta na zrakoplovu te je približno opisana pravcem na način:

$$\frac{S_H}{S_W} \approx a \cdot \bar{X}_{CG-AC} \quad (4.24)$$

gdje prema pravilu član a mora biti pozitivan.

Nakon što je određena osnovna jednadžba za dobivanje odnosa površine horizontalnog repa i krila S_H/S_W na slici 10 je prikazan pravac koji definira granicu upravljivosti, kao i drugi pravac koji definira granicu stabilnosti. Između ta dva pravca vidljivo je područje koje prikazuje područje kretanja težišta Δx , a njime je definirana minimalna veličina horizontalnog stabilizatora. Na slici je također vidljivo područje koje se naziva statička margina, a definirana je kao „sigurnosno područje“ koje služi kako bi se izbjeglo stanje zrakoplova u kojem on više nije upravljiv i ne postoji mogućnost vraćanja u prvobitno stanje. Statička margina je označena postotnim udjelom glavne aerodinamičke tetive (MAC) s vrijednostima između 0 i 1. Veza između koeficijenta momenta propinjanja $C_{M\alpha}$ i koeficijenta uzgona krila $C_{L,\alpha}$ sa statičkom marginom je dana sljedećom relacijom i vidljiva na slici 10 [4]:

$$C_{M\alpha} = -C_{L,\alpha} \cdot (\text{statička margina}) \quad (4.25)$$



Slika 10 – Raspon težišta i statička margina [4]

Budući da je točnu sigurnosnu marginu izrazito bitno točno odrediti, u tablici 4 su dane vrijednosti za različite modele zrakoplova.

Tablica 4 – Statička margina po kategorijama zrakoplova [4]

Kategorija zrakoplova	Statička margina
Zrakoplovi kućne izrade	10 %
Jednomotorni zrakoplovi s propelerskim pogonom	10 %
Dvomotorni zrakoplovi s propelerskim pogonom	10 %
Poljoprivredni zrakoplovi	10 %
Biznis zrakoplovstvo	5 %
Regionalni <i>turbo – prop</i> zrakoplovi	5 %
Mlazni transportni	5 %
Vojni trenažni	5 %
Borbeni zrakoplovi	5 %
Vojni transportni zrakoplovi	5 %
Leteći brodovi, amfibije	5 %
Nadzvučni zrakoplovi	5 %

Tablica 5 prikazuje okvirnu logiku kojom se dolazi do potrebne veličine repa zrakoplova.

Tablica 5 – Okvirno projektiranje repnih površina [4]

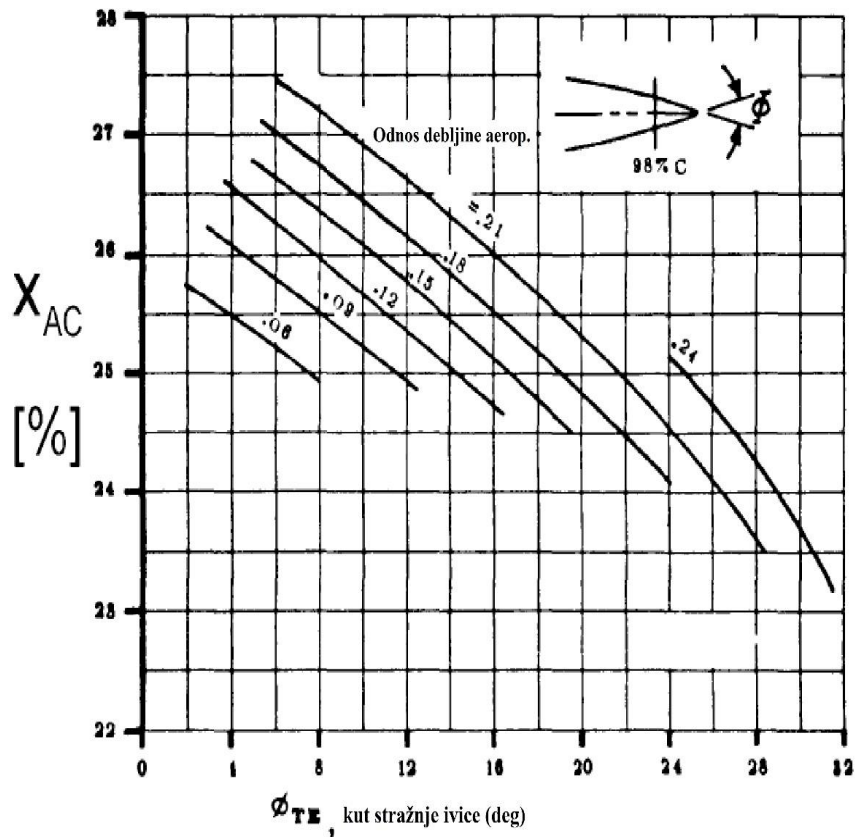
Korak 1	
l_H (krak do horizontalnog repa)	aproksimirana vrijednost
C_H (volumni koeficijent horizontalnog repa)	statistički određeno
S_H (površina horizontalnog repa)	izračunato iz l_H i C_H
Korak 2	
m_H (masa horizontalnog repa)	Izračunato iz jednadžbe
X_{CG} (1. pozicija težišta zrakoplova)	Izračunato
X_{CG} (2. pozicija težišta zrakoplova)	Prilagoditi tako da vrijedi $X_{CG,LEMAC} = 0.25 \cdot c_{MAC}$
Δx (područje težišta)	
Korak 3	
S_H (površina horizontalnog repa)	Očitano iz dijagrama
S_H - usporedba	Usporedba sa S_H iz Koraka 1, ako je razlika veća od 10 %, izračunati novu m_H
$X_{CG,aft}$ (stražnja pozicija težišta)	Očitano iz dijagrama
$X_{CG,aft}$ - usporedba	Usporedba s $X_{CG,aft}$ s listom opterećenja te ako je razlika manja od 3 % - KRAJ PRORAČUNA Ako je razlika veća, prilagodi poziciju krila
l_H (krak do horizontalnog repa) ← Ponovi postupak koraka 3	Novi proračun temeljem geometrije trupa

4.3. Parametri za dizajniranje horizontalnog repa

U sljedećim poglavljima biti će opisani osnovni parametri koje je potrebno uzeti u obzir prilikom dizajniranja horizontalnog repa zrakoplova.

4.3.1. Aerodinamički centar

Aerodinamički centar (AC) za krila za koje vrijedi $A \geq 5$ i $\varphi_{25} \leq 35^\circ$ odgovara aerodinamičkom centru aeroprofila, koji je otprilike $0,25 \cdot C_{MAC}$. Detaljniji odnosi veličina prikazani su na slici 11.



Slika 11 – Odnos aerodinamičkog centra i debljine aeroprofila [4]

4.3.2. Koeficijent uzgona

Koeficijent uzgona krila i horizontalnog repa se vrlo jednostavno izračunava iz sljedećih relacija. Računajući koeficijent uzgona za horizontalni rep $C_{L,H}$ potrebno je uzeti u obzir kut povijanja struje zraka ε do kojeg dolazi kao posljedica skretanja struje zraka s krila.

$$C_{L,W} = C_{L\alpha,W} \cdot (\alpha + i_W - \alpha_{0,W}) \quad (4.26)$$

$C_{L\alpha,W}$: nagib krivulje ovisnosti koeficijenta uzgona o napadnom kutu za krilo

$$C_{L,H} = C_{L\alpha,H} \cdot (\alpha + i_W - \varepsilon - \alpha_{0,H}) \quad (4.27)$$

$C_{L\alpha,H}$: nagib krivulje ovisnosti koeficijenta uzgona o napadnom kutu za horizontalni stabilizator

Vrlo važan faktor prilikom projektiranja repa jest odabir konfiguracije repa. Postoji nekoliko osnovnih konfiguracija, a to su nepomični, prilagodljivi i pomični rep. Nepomični rep je konfiguracija koja je najjeftinija i najmanje komplicirana prilikom dizajniranja. Ona je također sigurnija izvedba u odnosu na pomični rep koji se pomiče svojom cijelom površinom jer ne postoji mogućnost otkaza mehanizma koji je zadužen za zakretanje. S druge strane, repovi koji su potpuno pomični imaju puno veće mogućnosti prilikom upravljanja, zbog svoje veće površine koja proizvodi potreban moment. Jedna od loših strana nepomičnog repa jest da u odnosu na pomični, ima nešto veći otpor prilikom trimanja odnosno uravnoteženja zrakoplova. Uzimajući u obzir prethodno spomenute činjenice, dolazi se do zaključka kako mali zrakoplovi najčešće koriste nepomični rep zbog jeftinije cijene i veće sigurnosne margine. U prethodnim poglavljima detaljno su opisane osnovne izvedbe repnih površina, te se odabir vrši kompromisom između prednosti i mana koje pojedina izvedba pruža. Kao što je već spomenuto, najčešće se bira konvencionalna izvedba zbog najniže cijene te jednostavnosti projektiranja.

Nakon odabira konfiguracije i izvedbe repa, potrebno je odabrati aeroprofil pomoću kojeg će se konstruirati repne površine. Osnovna svrha odabira aeroprofila jest maksimalno smanjiti otpor koji on pruža prilikom leta. Kao i kod krila, krivulja ovisnosti koeficijenta uzgona s napadnim kutem horizontalnog repa mora imati što je moguće veći raspon napadnih kuteva koji se mogu koristiti prilikom leta. Odabir aeroprofila mora omogućiti pozitivne i negativne sile uzgona na repu kako bi zrakoplov mogao letjeti uravnoteženo, stoga se najčešće odabiru simetrični aeroprofili. Primjerice koriste se aeroprofili NACA 0009 ili NACA 0015 (kojima je maksimalna debljina na 9% odnosno 15% tetive).

Također je bitno naglasiti kako se u praksi ne bi trebali koristiti maksimalni koeficijenti koji osiguravaju maksimalan uzgon iz sigurnosnih razloga. U svakom režimu leta, potrebno je osigurati određeni višak uzgona kako bi ga u slučaju potrebe, zrakoplov mogao iskoristiti [4].

4.3.3. Kut nultog uzgona krila

Kut nultog uzgona krila $\alpha_{0,W}$ s linearnom promjenom zakrivljenosti krila računa se prema sljedećoj relaciji:

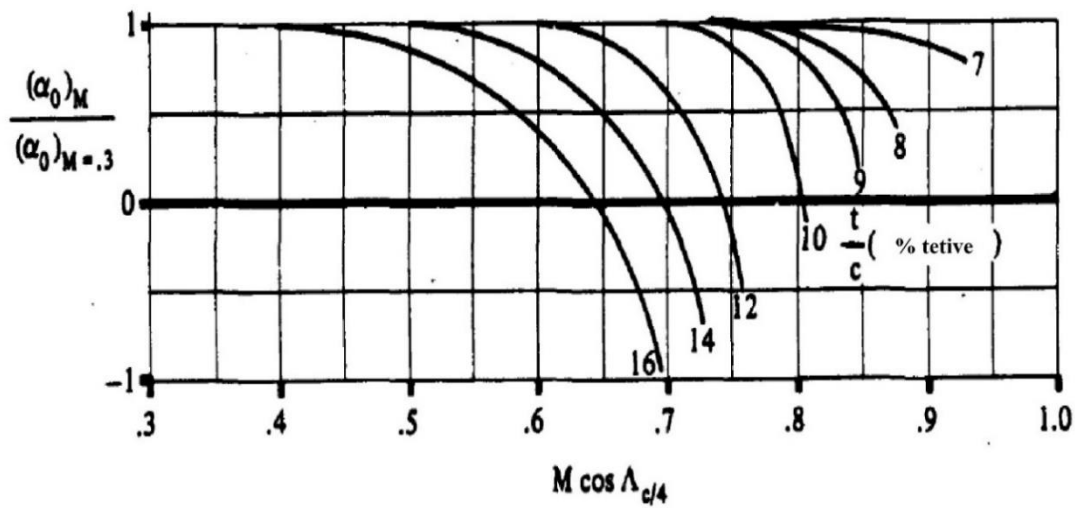
$$\alpha_{0,W} = \alpha_0 + \frac{\Delta\alpha_0}{\varepsilon_t} \cdot \varepsilon_t \cdot \frac{\alpha_{0@M}}{\alpha_{0@M=0.3}} \quad (4.28)$$

α_0 : kut nultog uzgona aeroprofila [°]

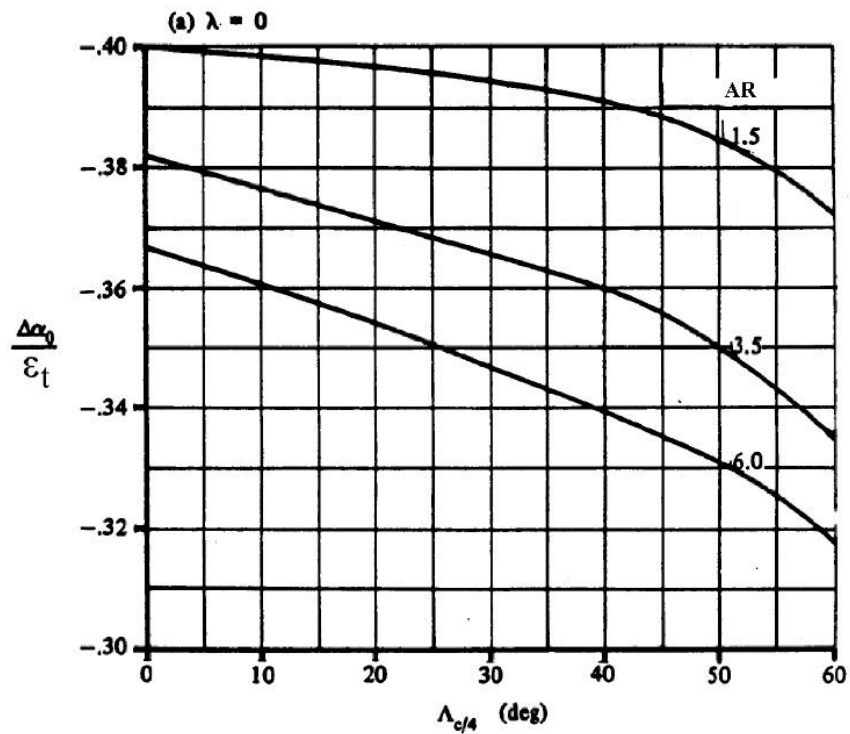
$\frac{\Delta\alpha_0}{\varepsilon_t}$: promjena kuta nultog uzgona u odnosu na zakrivljenost krila

$\frac{\alpha_{0@M}}{\alpha_{0@M=0.3}}$: korekcija za Machov broj

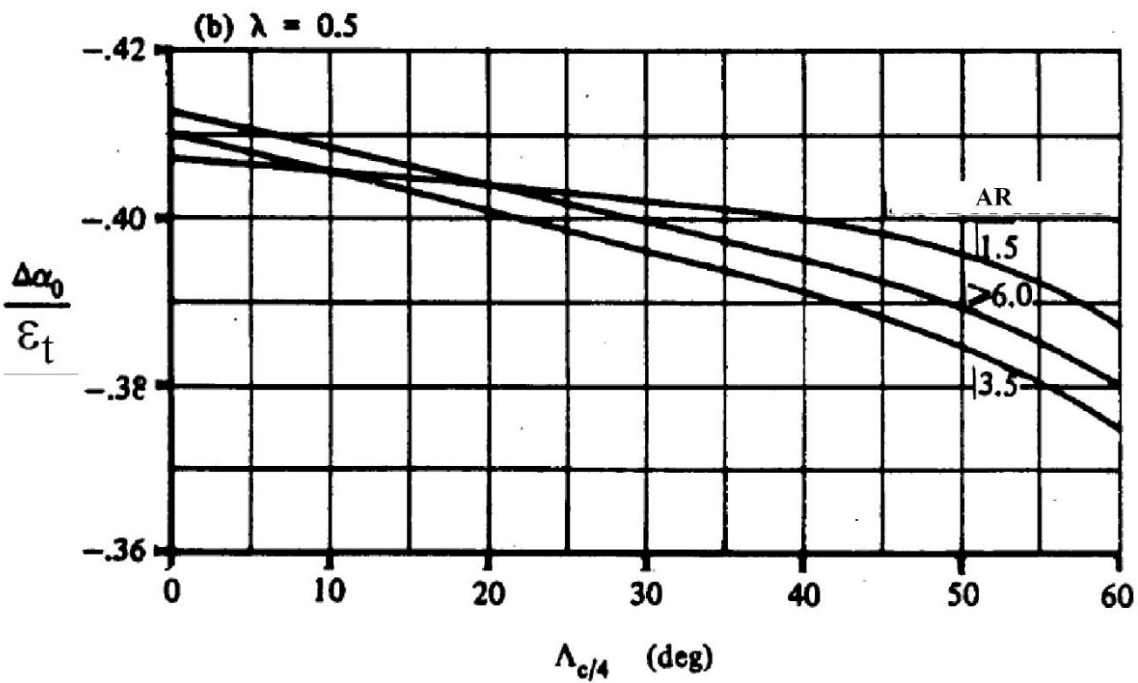
Na sljedećim slikama detaljno je prikazan odnos i zavisnost prethodno spomenutih članova jednakosti.



Slika 12 – Ovisnost $\frac{\alpha_{0@M}}{\alpha_{0@M=0.3}}$ [4]



Slika 13 - Ovisnost $\frac{\Delta\alpha_0}{\varepsilon_t}$ za $\lambda = 0$ [4]



Slika 14 - Ovisnost $\frac{\Delta\alpha_0}{\varepsilon_t}$ za $\lambda = 0.5$ [4]

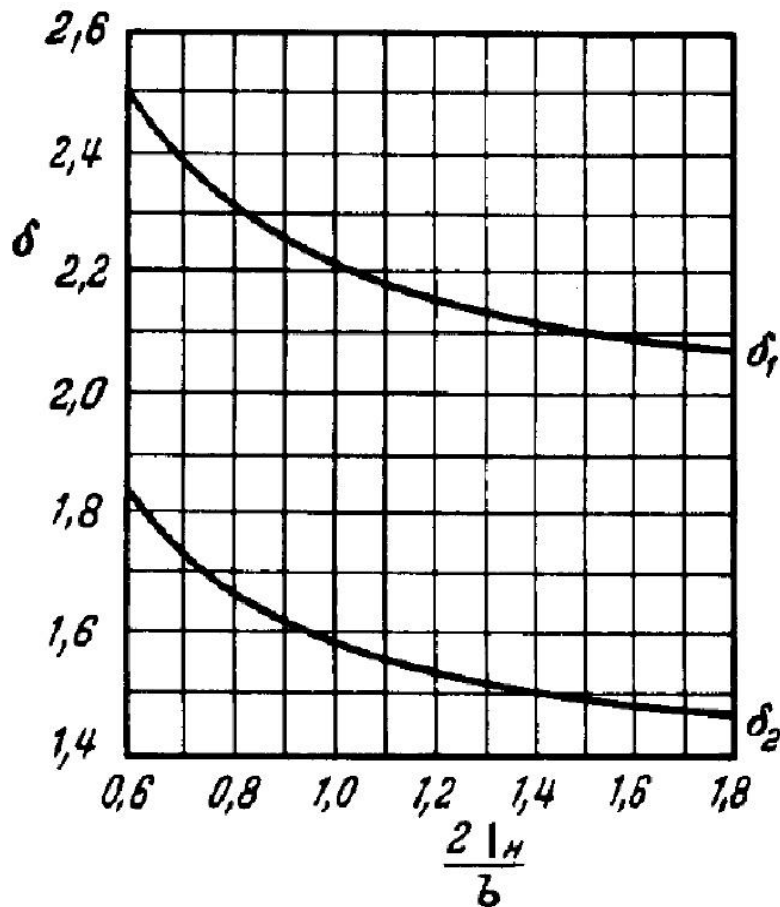
4.3.4. Kut povijanja struje zraka

Kut povijanja struje zraka računa se prema sljedećoj jednakosti:

$$\varepsilon = \frac{C_{L,W}}{\pi A} \cdot \left[\left(1 - \frac{C_{L,W}}{\sqrt{C_{L,W}^2 + 1}} \right) \cdot \delta_1 + \frac{C_{L,W}}{\sqrt{C_{L,W}^2 + 1}} \cdot \delta_2 \right] \quad (4.29)$$

U formuli se pojavljuju i dodatni parametri δ_1 i δ_2 koji se mogu iščitati iz slike 15. Ukoliko je distribucija uzgona na sredini krila (primjerice kada su spuštene zakrilca) tada je kut povijanja struje zraka na horizontalnom repu i do 10 % veći. S druge strane, ako je uzgon najveći na prednjem dijelu krila, tada je prethodno spomenuti kut i do 15 % manji na horizontalnom repu [4].

δ_1 i δ_2 : očitavanje faktora sa slike 15



Slika 15 - Parametri δ_1 i δ_2 [4]

4.3.5. Moment propinjanja aeroprofila u aerodinamičkom centru

U proračunima je bitno uzeti u obzir koeficijent momenta propinjanja aeroprofila u odnosu na aerodinamički centar $c_{M,0}$, a za simetrične aeroprofile vrijedi $c_{M,0} = 0$, dok za zakrivljene vrijedi aproksimacija od $c_{M,0} = -0.1$. Ako su spuštena zakrilca na zrakoplovu, moment propinjanja se povećava (i postaje još negativniji) te vrijedi:

$$c_{M0,zakrilca} = c_{M0} + \Delta c_M \quad (4.30)$$

U proračunima za Fowlerova zakrilca ili zakrilca s procjepom vrijedi jednakost:

$$\Delta c_M = c_{M0,zakrilca} \left(\frac{x_{AC}}{c_{MAC}} - \frac{X_{CP}}{c_{MAC}} \left(\frac{c'}{c} \right) \right) sa \frac{X_{CP}}{c_{MAC}} = 0,44 \quad (4.31)$$

Za obična zakrilca:

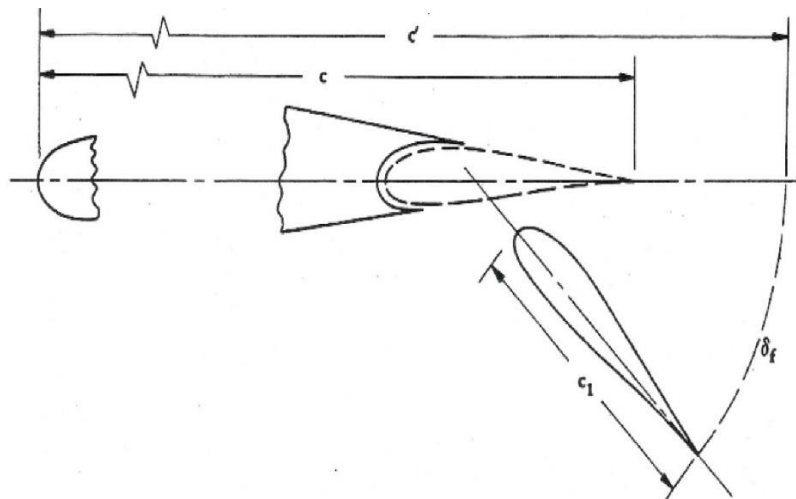
$$\Delta c_M = \Delta c_{L,zakrilca} \cdot \left(\frac{x_{AC}}{c_{MAC}} - \frac{X_{CP}}{c_{MAC}} \right) sa \frac{X_{CP}}{c_{MAC}} = -0,25 \cdot \frac{c_F}{c} + 0,5 \quad (4.32)$$

$\Delta c_{L,zakrilca}$: povećanje maksimalnog koeficijenta uzgona aeroprofila uslijed korištenja zakrilca

$\frac{x_{AC}}{c_{MAC}}$: pozicija aerodinamičkog centra u odnosu na duljinu glavne aerodinamičke tetive

$\frac{X_{CP}}{c_{MAC}}$: pozicija centra tlaka u odnosu na duljinu glavne aerodinamičke tetive

$\frac{c'}{c}$: odnos veličina koji se računa na način prikazan na slici 16 [4].



Slika 16 – Oznake veličina zakrilca [4]

4.3.6. Moment propinjanja krila u aerodinamičkom centru

Koeficijent momenta propinjanja krila u odnosu na aerodinamički centar računa se prema sljedećoj jednadžbi:

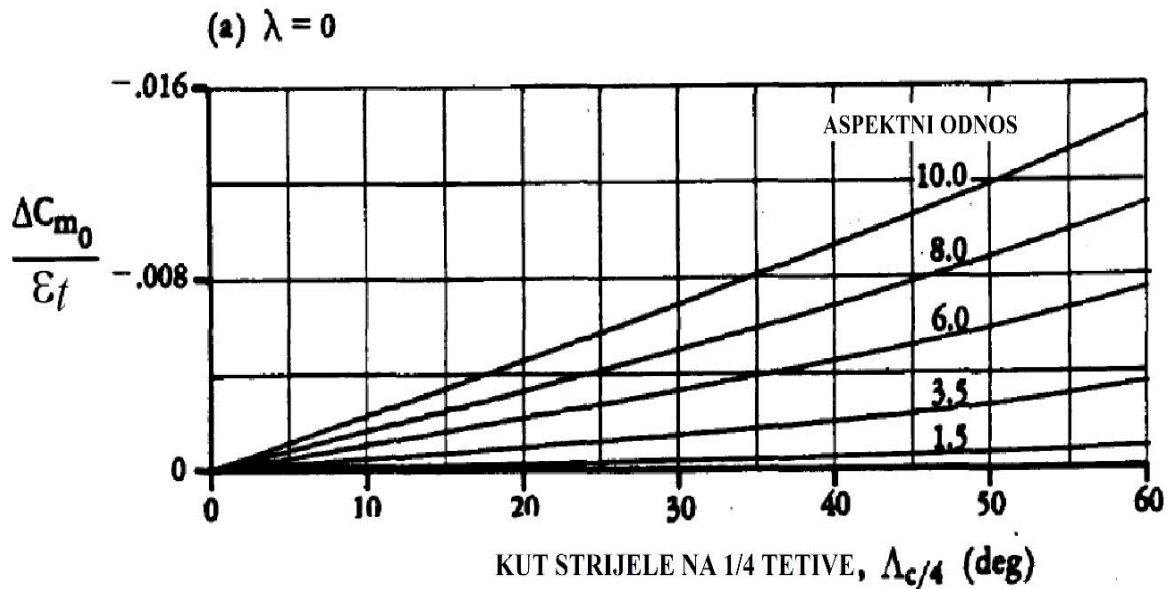
$$C_{M,W} = \left[C_{M0,zakrilca} \cdot \frac{A \cdot \cos^2 \varphi_{25}}{A + 2 \cos \varphi_{25}} + \left(\frac{\Delta C_{m0}}{\varepsilon_t} \right) \cdot \varepsilon_t \right] \cdot \frac{(C_{L\alpha})_M}{(C_{L\alpha})_{M=0}} \quad (4.33)$$

$\left(\frac{\Delta C_{m0}}{\varepsilon_t} \right)$: promjena koeficijenta momenta propinjanja u odnosu na aerodinamički centar

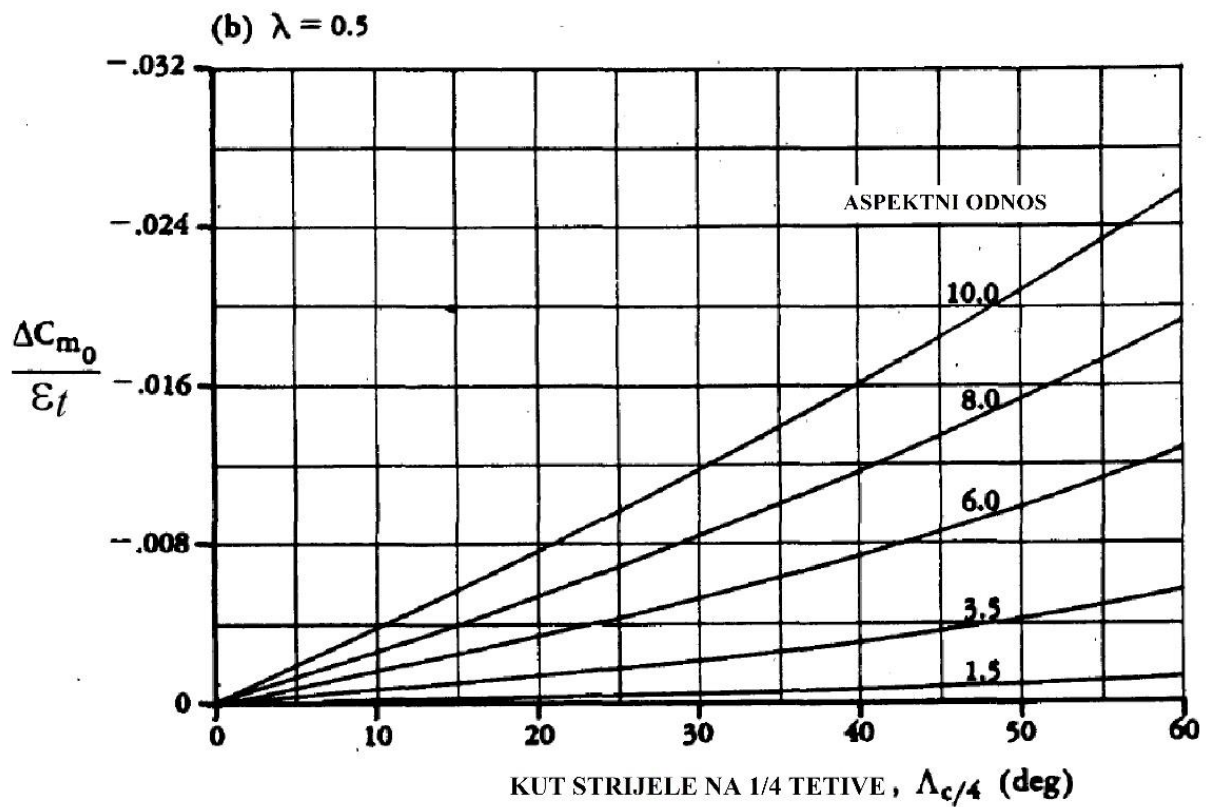
ε_t : uvijenost krila [°]

$\frac{(C_{L\alpha})_M}{(C_{L\alpha})_{M=0}}$: utjecaj Machovog broja

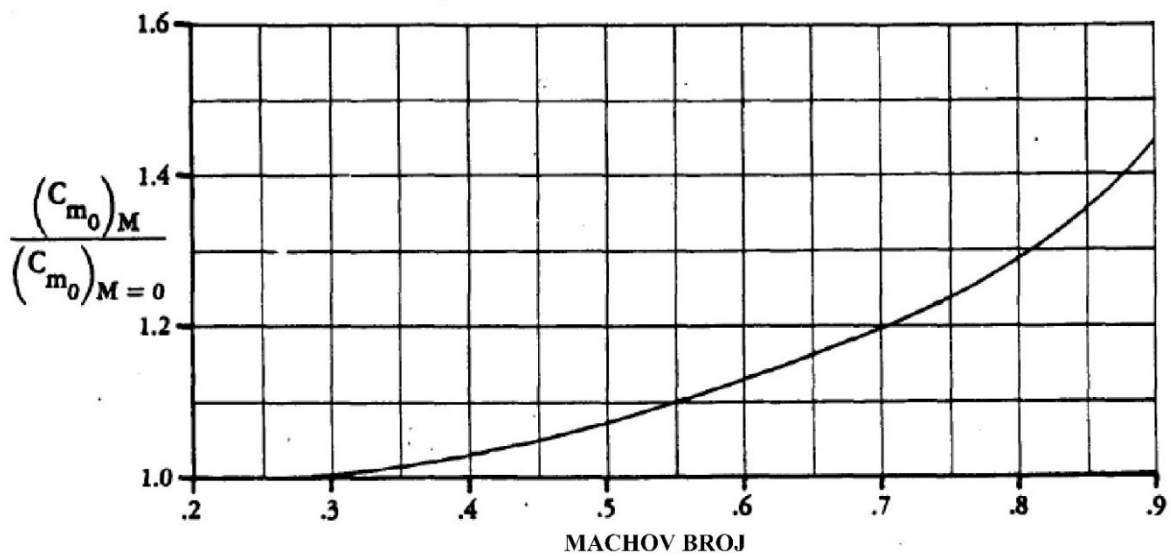
Odnosi članova prethodno napisane formule opisani su na sljedećim slikama [4].



Slika 17 - $\frac{\Delta C_{m0}}{\varepsilon_t}$ za $\lambda = 0$ [4]



Slika 18 - $\frac{\Delta C_{m_0}}{\varepsilon_t}$ za $\lambda = 0.5$ [4]



Slika 19 – Zavisnost odnosa koeficijenta momenta propinjanja i Machovog broja [4]

4.3.7. Gradijent povijanja struje zraka

Prosječan kut povijanja struje zraka $\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}$ horizontalnog repa iza krila se računa prema sljedećoj formuli, a ona vrijedi samo za područja gdje je $\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}$ linearna funkcija napadnog kuta α , odnosno za male napadne kuteve [4]:

$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} = 4,44 \cdot [k_A \cdot k_\lambda \cdot k_H \cdot \sqrt{\cos \varphi_{25}}]^{1.19} \cdot \frac{(C_{L\alpha})_M}{(C_{L\alpha})_{M=0}} \quad (4.34)$$

Aspektni odnos krila:

$$k_A = \frac{1}{A} - \frac{1}{1 + A^{1.7}} \quad (4.35)$$

Faktor suženja krila:

$$k_\lambda = \frac{10 - 3\lambda}{7} \quad (4.36)$$

Faktor pozicije horizontalnog repa:

$$k_H = \frac{1 - \left| \frac{z_H}{b} \right|}{\sqrt[3]{\frac{2l_H}{b}}} \quad (4.37)$$

4.4. Projektiranje vertikalnog repa

Jedna od osnovnih značajki vertikalnog repa je mogućnost da proizvede dovoljno velik moment skretanja prilikom otkaza jednog od motora na dvomotornom zrakoplovu prilikom polijetanja. Pilot će pedalama usmjeravati zrakoplov, a vertikalni rep mora proizvesti dovoljno velik moment skretanja koji djeluje nasuprot momenta od radećeg motora kako bi zrakoplov mogao zadržati smjer kretanja prilikom polijetanja i svih ostalih faza leta. Ukupni moment skretanja radećeg motora koji je u odnosu na neradeći motor postavljen simetrično računa se prema sljedećoj relaciji:

$$N_E = \frac{T_{TO}}{n_E} \cdot y_E \quad (4.38)$$

y_E : udaljenost između neradećeg motora i ravnine simetrije [m]

n_E : broj motora

$\frac{T_{TO}}{n_E}$: potisak pri polijetanju jednog motora [N]

Ukupan otpor koji proizvodi motor u kvaru računa se prema sljedećim jednadžbama:

- Zrakoplov s fiksnim propelerom $N_D = 0,75 \cdot N_E$
- Zrakoplov s promjenjivim korakom $N_D = 0,25 \cdot N_E$
- Mlazni zrakoplov s niskim BPR $N_D = 0,15 \cdot N_E$
- Mlazni zrakoplov s visokim BPR $N_D = 0,25 \cdot N_E$

$$N_E + N_D = N_V \quad (4.39)$$

Minimalna brzina upravljanja V_{MC} je kalibrirana brzina pri kojoj je moguće održati kontrolu zrakoplova pri otkazu kritičnog motora uz održavanje pravocrtnog leta s maksimalnim kutom nagiba zrakoplova od 5° . V_{MC} mora biti za 20 % veća od brzine pri kojoj dolazi do sloma uzgona V_S .

Ukupan moment skretanja koji stvara vertikalni rep iznosi:

$$N_V = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_{MC} \cdot \delta_F \cdot \left[\frac{C_{L\delta}}{C_{L\delta_{theory}}} \right] \cdot C_{L\delta_{theory}} \cdot K' \cdot K_\Lambda \cdot S_V \cdot l_V \quad (4.40)$$

Prema dokumentu CS 23.149 minimalna brzina upravljanja V_{MC} je minimalna potrebna brzina da zrakoplov bude upravljiv u slučaju otkaza kritičnog motora. Za odklon kormila smjera treba vrijediti sljedeće [2]:

$$\delta_F \leq 25^\circ \quad (4.41)$$

Kao što je prethodno spomenuto, svaki zrakoplov treba zadovoljiti:

$$V_{MC} = 1.2 \cdot V_S \quad (4.42)$$

Ukupna potrebna površina vertikalnog repa iznosi:

$$S_V = \frac{N_E + N_D}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_{MC} \cdot \delta_F \cdot \left[\frac{C_{L\delta}}{C_{L\delta_{theory}}} \right] \cdot C_{L\delta_{theory}} \cdot K' \cdot K_\Lambda \cdot S_V \cdot l_V} \quad (4.43)$$

4.5. Zahtjevi stabilnosti pri projektiranju vertikalnog repa

Jednadžba koja prikazuje sumu momenata skretanja oko težišta u odnosu na vertikalnu os (sve korištene jednadžbe nalaze se u literaturi [4]):

$$N_{CG} = N_W + N_F - L_V \cdot l_V \quad (4.44)$$

L_V : sila uzgona vertikalnog repa [N]

Ukupan moment N_{CG} oko težišta mora biti pozitivan te poništavati kut klizanja:

$$N_{CG} = C_{n\beta} \cdot \beta \cdot q \cdot S_W \cdot b \quad (4.45)$$

β : kut klizanja [°]

$C_{n\beta}$: koeficijent momenta skretanja uslijed kuta klizanja

Moment skretanja trupa zrakoplova ima destabilizirajući učinak:

$$N_F = C_{n\beta,F} \cdot \beta \cdot q \cdot S_W \cdot b \quad (4.46)$$

$C_{n\beta,F}$: gradijent koeficijenta momenta skretanja trupa

Ukupna sila uzgona (bočna sila) L_V na vertikalnom repu:

$$L_V = C_{Y\beta,V} \cdot \beta \cdot q \cdot S_V \quad (4.47)$$

Moment skretanja krila ima stabilizirajući efekt (pozitivan kut strijele):

$$N_W = C_{n\beta,W} \cdot \beta \cdot q \cdot S_W \cdot b \quad (4.48)$$

$C_{n\beta,W}$: gradijent koeficijenta momenta krila uslijed kuta klizanja.

Uvrštavanjem članova u jednadžbu 4.44 bez uzimanja u obzir utjecaj krila dobiva se:

$$C_{n\beta} \cdot \beta \cdot q \cdot S_W \cdot b = C_{n\beta,F} \cdot \beta \cdot q \cdot S_W \cdot b - C_{Y\beta,V} \cdot \beta \cdot q \cdot S_V \cdot l_V \quad (4.49)$$

Dijeljenjem prethodne jednadžbe s β, q, S_W, b dolazi se do sljedeće jednakosti:

$$C_{n\beta} = C_{n\beta,F} - C_{Y\beta,V} \cdot \frac{S_V \cdot l_V}{S_W \cdot b_W} \quad (4.50)$$

Sljedeće navedeni uvjeti trebaju biti zadovoljeni u svrhu statičke direkionalne stabilnosti [4]:

$$C_{n\beta} \geq 0.001 \text{ 1/deg}=0.0571/\text{rad}$$

Dolazimo do jednadžbe koja prikazuje minimalne zahtjeve u vidu površine vertikalnog repa [4]:

$$\frac{S_V}{S_W} = \frac{C_{n\beta} - C_{n\beta,F}}{-C_{n\beta,V}} \cdot \frac{b_W}{l_V} \quad (4.51)$$

4.6. Parametri za dizajn vertikalnog repa

Kormilo pravca prema dizajnu odgovara zakrilcima stoga se i njihova učinkovitost računa prema formulama za zakrilca.

$$\Delta c_{L,zakrilca} = \delta_F \cdot \left[\frac{c_{L\delta}}{c_{L\delta_{theory}}} \right] \cdot c_{L\delta_{theory}} \cdot K' \quad (4.52)$$

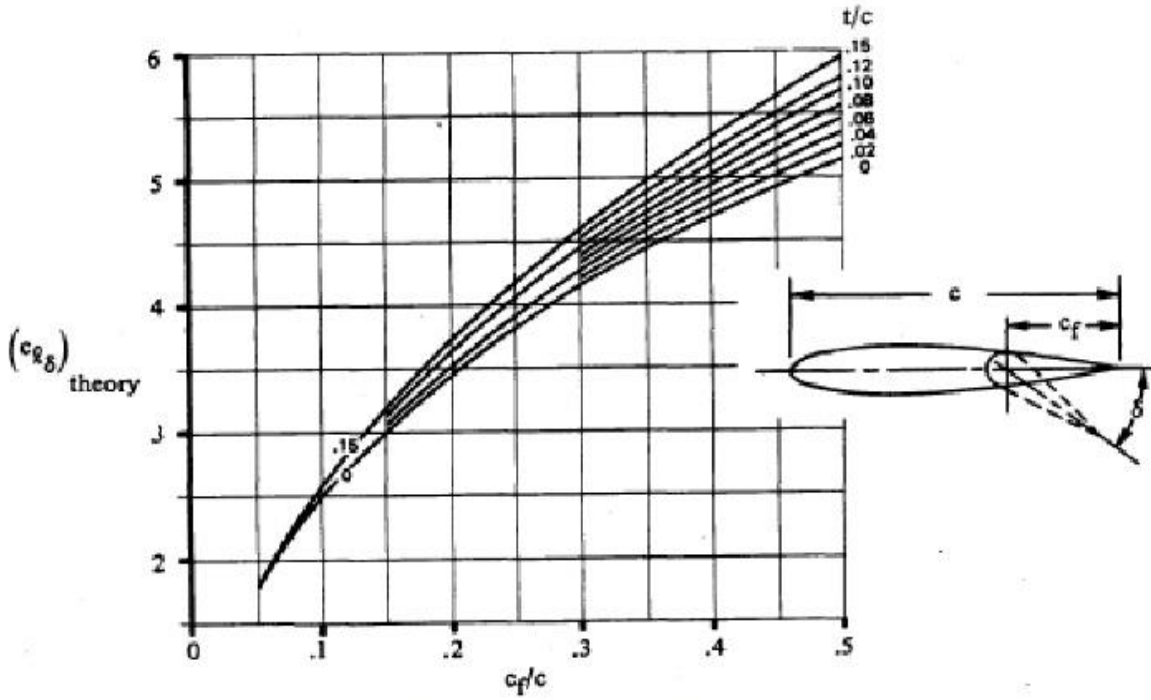
δ_F : odklon zakrilca [°]

$c_{L\delta_{theory}}$: učinkovitost zakrilca

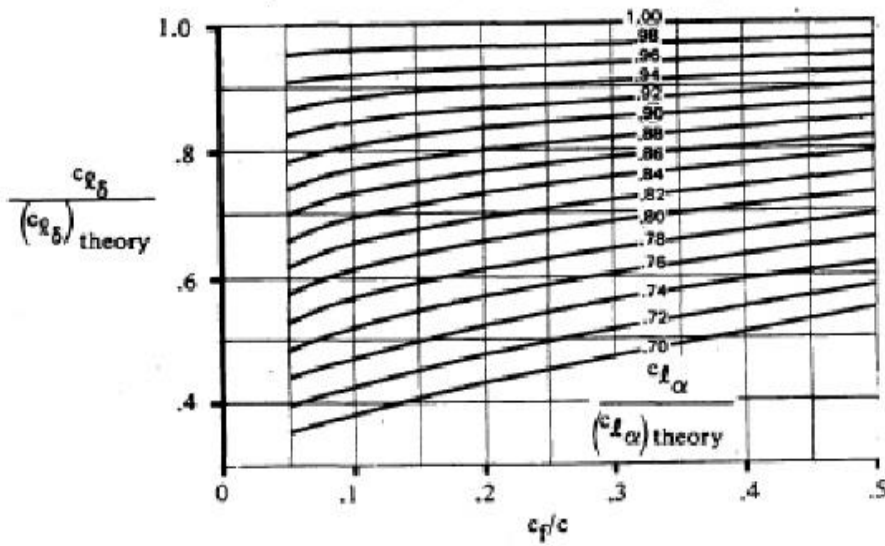
$c_{L\delta}$: koeficijent uzgona zakrilaca

K' : faktor koji se iščitava sa slike 22

Ovisnosti parametara prethodne jednadžbe prikazani su na sljedećim slikama.

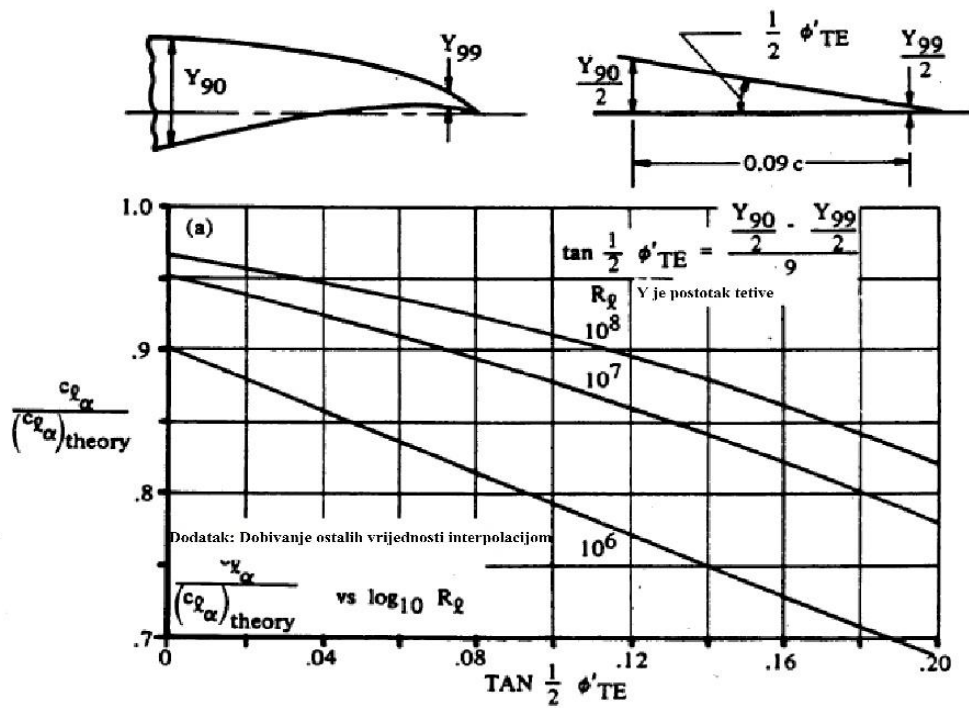


Teoretska efikasnost koeficijenta uzgona zakrilca

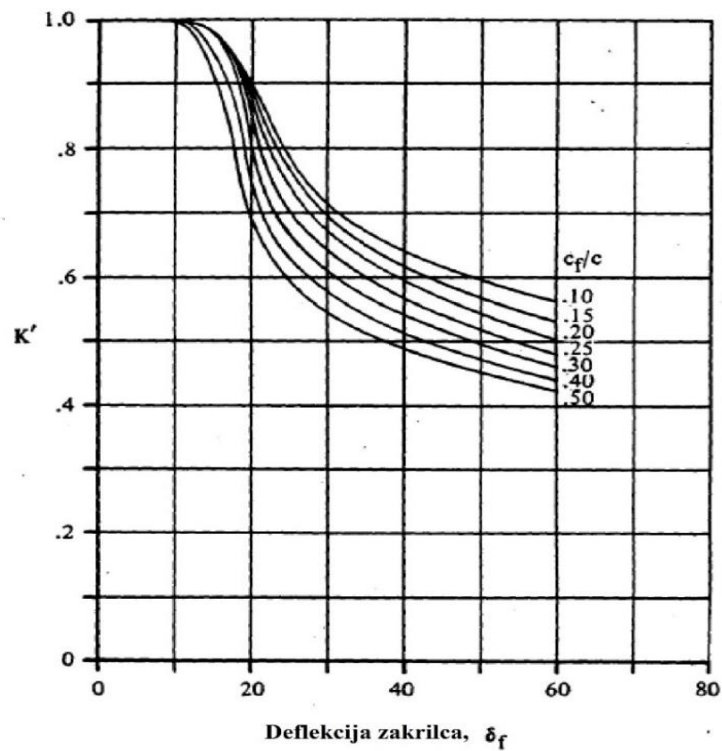


Empirijska korekcija za efikasnost koeficijenta uzgona zakrilca

Slika 20 – Empirijska korekcija za efikasnost koeficijenta uzgona zakrilca [4]



Slika 21 – Odnos $\frac{c_{L\delta}}{c_{L\delta theory}}$ [4]



Slika 22 – Odnos K' s deflekcijom zakrilca [4]

Koeficijent stabilnosti $C_{n\beta,F}$ osigurava moment skretanja N koji je posljedica kuta klizanja β zbog aerodinamičkog udara na trup zrakoplova. Uzimajući u obzir da se radi proračun za cilindrični trup zrakoplova, izračun koeficijenta se može pojednostaviti na sljedeći način [4]:

$$C_{n\beta,F} = -\frac{360}{2 \cdot \pi} \cdot k_N \cdot k_{R,l} \cdot \frac{l_F^2 \cdot d_F}{S_W \cdot b} \quad (4.53)$$

Izračun koeficijenata k_N i $k_{R,l}$ prema sljedećim jednakostima [4]:

$$k_N = 0.01 \cdot \left[0.27 \cdot \frac{x_m}{l_F} - 0.168 \ln \left(\frac{l_F}{d_F} \right) + 0.416 \right] - 0.0005 \quad (4.54)$$

$$k_{R,l} = 0.46 \log \left(\frac{R_e}{10^6} \right) + 1 \quad (4.55)$$

l_F : duljina trupa zrakoplova [m]

d_F : promjer trupa zrakoplova [m]

x_m : udaljenost nosa zrakoplova do težišta [m]

R_e : Reynoldsov broj dobije se izračunom iz brzine zrakoplova u krstarenju, duljine trupa i kinematičke viskoznosti:

$$R_e = \frac{V \cdot l_F}{\nu} \quad (4.56)$$

Koeficijent $C_{Y\beta,V}$ daje bočnu silu Y koja je kutom klizanja β zbog aerodinamičkog udara na vertikalni stabilizator. Kao i s prethodno spomenutim koeficijentom u nastavku će biti prikazan pojednostavljen proračun [4]:

$$C_{Y\beta,V} = -(C_{L\alpha})_V \quad (4.57)$$

5. Projektiranje repnih površina zrakoplova Katana DV20

U sljedećim poglavljima objašnjen je postupak izračuna svih parametara potrebnih za projektiranje horizontalnog i vertikalnog stabilizatora prema kriterijima potrebnim za stabilnost i upravljivost aviona.

5.1. Projektiranje horizontalnog stabilizatora

U ovom poglavlju opisan je proces dizajniranja repnih površina i osnovne karakteristike zrakoplova DV20 vidljivog na slici 23. Važno je napomenuti kako je proces konstrukcije repa vrlo složen proces, te se longitudinalna i direkionalna stabilnost moraju analizirati na temelju dobivenih matematičkih rezultata. Konstrukcijske veličine repa nisu fiksne, već su podložne promjenama kako bi one vršile svoju funkciju u najboljoj mogućoj mjeri. Za razliku od repnih površina, krila i trup zrakoplova se prvobitno biraju na temelju eksplotacijskih zahtjeva tog zrakoplova, te će se na temelju prethodno spomenutih komponenti i njihovog međusobnog odnosa dizajnirati rep. Svi podatci preuzeti su iz POH-a zrakoplova [6], završnog rada *Procjene aerodinamičkih karakteristika zrakoplova DV20* [8], te detaljnog proračuna svih komponenti prilikom konstrukcije repa [5].



Slika 23 – Katana DV20⁶

⁶ <https://www.planespotters.net/> (Pristup: 06.06.2020)

Zrakoplov DV20 proizveden je u Austriji u gradu Wiener Neustadt od strane proizvođača Diamond Aircraft koji je osnovan 1981. godine. Od osnivanja proizvodili su motorne jedrilice i lake zrakoplove, a 1998. službeno je odabran naziv Diamond Aircraft Industries. Od tada nadalje u svojoj ponudi nude jedrilice i zrakoplove napravljene od staklenih vlakana čime se osigurava veća čvrstoća konstrukcije uz smanjenje mase zrakoplova [8].

Katana DV20 je zrakoplov u obliku tricikla s dva sjedišta, koji s nisko ugrađenim krilima nudi odlične performanse i jednostavnost upravljanja za privatne i školske letove. DV20 nastao je kao nusprodukt razvoja motorne jedrilice Diamond HK36 Dimona zbog čega s iznimno visokom finesom ima vrlo nisku potrošnju goriva. Osnovne dimenzije i karakteristike zrakoplova vidljive su u tablicama 6 i 7 preuzete iz zrakoplovnog priručnika [6].

Tablica 6 – Osnovne dimenzije i karakteristike zrakoplova Katana DV20 [6]

Osnovne dimenzije i karakteristike zrakoplova Katana DV20	
Raspon (s bljeskalicama) [m]	10.84
Raspon (bez bljeskalica) [m]	10.78
Duljina [m]	7.28
Širina [m]	1.75
Raspon glavnog podvozja [m]	1.90
Međuosovinski razmak podvozja [m]	1.75
Raspon postavnog kuta propelera [°]	15 - 35
Promjer propelera [m]	1.70
Ukupni kapacitet spremnika goriva [l]	79
Iskoristivi kapacitet spremnika [l]	77

Tablica 7 – Dimenzije i karakteristike krila zrakoplova [6]

Dimenzije i karakteristike krila zrakoplova	
Aeroprofil	Wortmann FX 63 – 137
Površina krila [m ²]	11.6
Srednja aerodinamička tetiva [m]	1.09
Aspektni odnos	10
Kut dijedra [°]	+4
Kut strijele prednjeg brida [°]	+1
Površina krilaca [m ²]	0.658
Površina zakrilaca [m ²]	1.236

Zrakoplov ima jedan od najpouzdanijih motora na tržištu – Rotax 912 S3, koji sa 73.5 kW (100 HP) nudi dovoljno snage za let s maksimalnom masom zrakoplova od 730 kg. Detaljnije karakteristike motora dostupne su u tablici 8. Budući da je zrakoplov jeftin za održavanje, siguran i jednostavan za upravljanje, proizvedeno je više od 1000 zrakoplova koji se koriste po cijeloj Europi [6].

Tablica 8 – Karakteristike motora [6]

Karakteristike motora	
Prijenosni omjer	2.43:1
Radni volumen [l]	1.352
Maksimalna snaga	73.5 Kw (5800 rpm)

Prilikom konstrukcije repa zrakoplova, prvo se kreće od osnovne namjene zrakoplova, veličine i cjenovnog udjela koji će biti potrošen u svrhu dizajniranja. Tako je kod zrakoplova Katana DV20 odabrana nešto skuplja inačica repa u odnosu na konvencionalni rep koji ima preko 70 % zrakoplova, a to je T – izvedba. Kao što je već spomenuto u prethodnim poglavljima, takav rep je nešto čvršći i površinom manji, no masa mu je nešto veća zbog složenije konstrukcije. Zbog specifične konstrukcije takav rep može dovesti zrakoplov do potpunog sloma uzgona, a pri krstarećim brzinama ima veću efektivnost jer je smješten izvan poremećene struje zraka koja dolazi s krila.

U tablici 9 vidljivi su svi podaci koji uključuju geometrijske i aerodinamičke karakteristike krila, te ostale podatke horizontalnog i vertikalnog repa, kao i osnovne karakteristike zrakoplova s kojima se započeo proračun. Podaci koji nisu navedeni u tablici dodatno su izračunati ili im se vrijednost očitala s grafikona. Cilj proračuna je odrediti sve preostale geometrijske karakteristike vertikalnog i horizontalnog stabilizatora potrebnih za njihovo projektiranje.

Tablica 9 – Podaci za proračun horizontalnog i vertikalnog repa [6],[8]

Poznati podaci za proračun horizontalnog i vertikalnog repa	
Glavna aerod. tetiva krila \bar{c} [m]	1,09
Površina krila S [m ²]	11,6
Najveći promjer trupa D_f [m]	1,15
Masa zrakoplova [kg]	730
Brzina krstarenja V_c [m/s]	95
Kut strijele prednjeg brida krila Λ_w [°]	1
Aspektni odnos krila AR	10
Udaljenost težišta od prednjeg brida MAC [m]	0,2235
Udaljenost AC od prednjeg brida MAC [m]	0,4750
Ovisnost koeficijenta uzgona o napadnom kutu za horizontalni stabilizator $c_{l_{ah}}$ [$\frac{1}{rad}$]	6,35
Kut trupa u krstarenju α_f [°]	1,5
Suženje krila λ_w	0,9249
Efikasnost horizontalnog repa η_h	0,98

Nakon odabira izvedbe repa, proračun se započinje odabirom volumnog omjera repa, a za jednomotorne male zrakoplove on iznosi (sve jednadžbe nalaze se u literaturi [5], a podatci za proračun korišteni su iz tablice 9):

$$V_H = 0,7$$

Za proračun optimalne duljine kraka, postavlja se cilj minimiziranja otpora zrakoplova. l_{opt} predstavlja udaljenost od aerodinamičkog centra repa do težišta zrakoplova. Kako se duljina kraka povećava, tako se površina repnih površina može smanjiti budući da je potrebna manja sila za stvaranje istog momenta. Direktna utjecaj na ukupan otpor zrakoplova ima površina trupa i površina repnih površina. Ako treba povećati krak, povećati će se i ukupna površina trupa, dok će se površina repa smanjiti zbog prethodno opisanih razloga. Zaključak je da treba smanjiti ukupnu stražnju površinu zrakoplova, te izračunati optimalan krak. Ukupna oplakivana površina zadnjeg dijela zrakoplova (površina koja se uzima u obzir za utjecaj ukupnog otpora) je zbroj površine trupa i površine horizontalnog stabilizatora koja utječe na ukupni otpor:

$$S_{oplakivana} = S_{zadnji\ dio\ trupa} + S_H$$

Zatim se pretpostavlja da zrakoplov ima oblik konusa:

$$S_{zadnji\ dio\ trupa} = \frac{1}{2} \pi \cdot D_f \cdot l_{stražnji}$$

$l_{stražnji}$: stražnja duljina trupa zrakoplova [m]

D_f : maksimalan promjer trupa zrakoplova [m]

Volumni omjer horizontalnog repa definiran je kao:

$$V_H = \frac{S_H \cdot l_{opt}}{S_W \cdot c_{MAC}}$$

l_{opt} : optimalan krak [m]

Budući da je površina koja utječe na ukupni otpor okvirno duplo veća od površine horizontalnog repa, zapisuje se:

$$S_H \approx 2 \cdot \frac{S_W \cdot c_{MAC} \cdot V_H}{l_{opt}}$$

Računa se ukupna površina $S_{oplakivana}$:

$$S_{oplakivana} = \frac{1}{2} \pi \cdot D_f \cdot l_{stražnji} + \frac{S_W \cdot c_{MAC} \cdot V_H}{l_{opt}}$$

Članovi $l_{stražnji}$ i l_{opt} međusobno ovise o poziciji horizontalnog repa, no u ovom proračunu pretpostavlja se da su oni jednaki zbog jednostavnosti proračuna $l_{stražnji} = l_{opt}$, a to će se korigirati u kasnijem dijelu proračuna. Prethodno dobivenu jednadžbu potrebno je derivirati po članu l_{opt} te je kao rezultat prikazana jednadžba dobivena nakon deriviranja:

$$l_{opt} = \sqrt{\frac{4 \cdot S_W \cdot c_{MAC} \cdot V_H}{\pi \cdot D_f}}$$

Zbog prethodno spomenute pretpostavke u formulu se dodaje faktor korekcije K_c koji za male zrakoplove iznosi od 1,0 do 1,4, a za DV20 vrijedi $K_c = 1,4$.

$$l = l_{opt} = K_c \cdot \sqrt{\frac{4 \cdot S_W \cdot c_{MAC} \cdot V_H}{\pi \cdot D_f}} = 1,4 \cdot \sqrt{\frac{4 \cdot 1,09 \cdot 11,6 \cdot 0,7}{\pi \cdot 1,15}} = 4,38 \text{ m}$$

K_c : faktor korekcije koji varira od 1,0 – 1,4 ovisno o tipu zrakoplova

Zatim se računa potrebna površina repa:

$$S_H = \frac{S_W \cdot c_{MAC} \cdot V_H}{l} = \frac{1,09 \cdot 11,6 \cdot 0,7}{4,38} = 2,02 \text{ m}^2$$

Računa se koeficijent uzgona zrakoplova u krstarenju na 10 000 ft pri brzini od 95 kt. Podaci su odabrani proizvoljno, no unutar limita performansi zrakoplova (Plafon leta iznosi 13 120 ft, te brzina na toj visini od 10 000 ft iznosi iznosi maksimalnih 99 kt [6]):

$$C_{L,W} = \frac{2 \cdot W}{\rho \cdot V_c^2 \cdot S_W} = \frac{2 \cdot 730 \cdot 9,81}{0,905 \cdot (95 \cdot 0,5144)^2 \cdot 11,6} = 0,5713$$

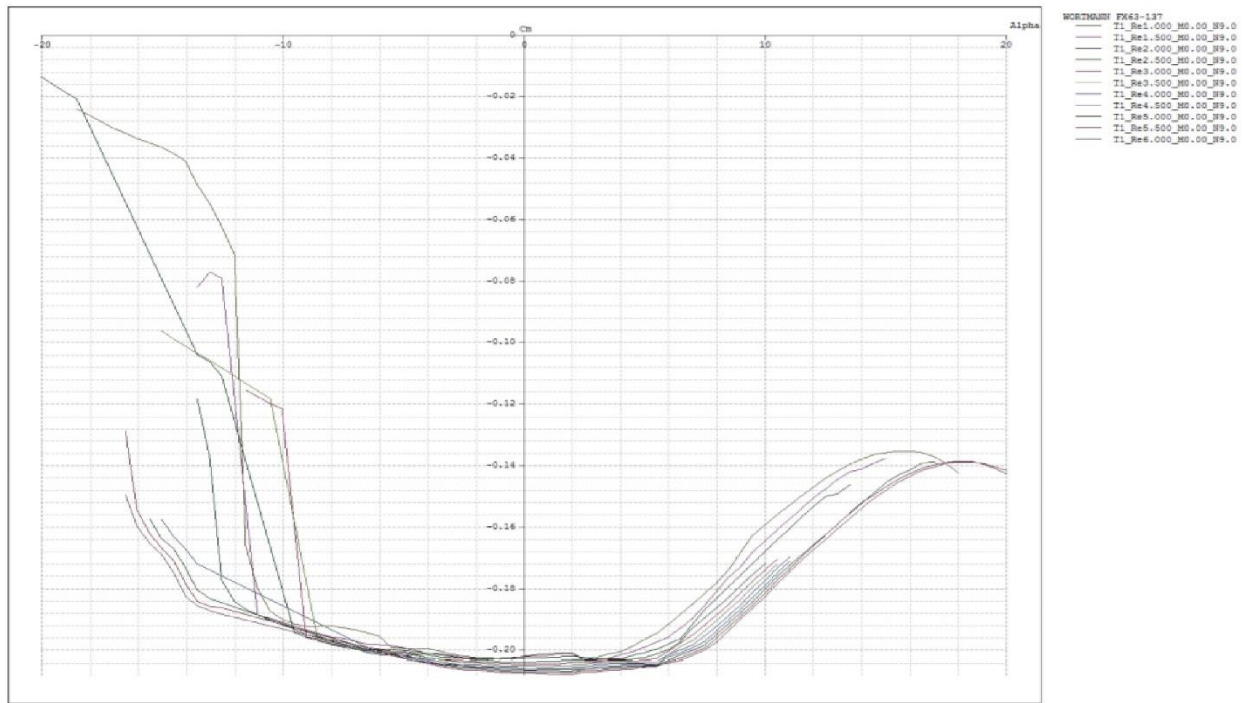
W : težina zrakoplova s maksimalnom masom polijetanja [N]

ρ : gustoća zraka na 10 000 ft [kg/m³]

V_c : brzina krstarenja [kt].

Koeficijent momenta propinjanja kombinacije krilo – trup računa se na sljedeći način, a prethodno se iz grafa sa slike 24 (ovisnost koeficijenta propinjanja o napadnom kutu) očitalo koliko iznosi koeficijent momenta propinjanja pri nultom napadnom kutu zrakoplova (aeroprofil Wortmann FX 63 – 137), $c_{m0} = -0,2045$.

Navedeni koeficijent momenta propinjanja očitava se za $Re = 3\ 600\ 000$ koji odgovara prethodno postavljenim uvjetima brzine leta zrakoplova od $V = 95$ kt.



Slika 24 – Wortmann FX 63 – 137 - ovisnost koeficijenta momenta propinjanja o napadnom kutu [8]

$$C_{m_{wb}} = c_{m0} \cdot \frac{AR \cdot \cos^2(\Lambda)}{AR + 2 \cos(\Lambda)} + 0,01 \cdot \alpha_T = -0,2045 \cdot \frac{10 \cdot \cos^2(1)}{10 + 2 \cos(1)} + 0,01 \cdot 0 = -0,1704$$

$C_{m_{wb}}$: koeficijent momenta propinjanja kombinacije krilo – trup

c_{m0} : koeficijent momenta propinjanja pri nultom napadnom kutu

AR : aspektni odnos krila

Λ : kut strijele krila [°]

α_T : kut uvijivosti krila [°]

Potrebno je izračunati optimalnu duljinu trupa zrakoplova L_f , a optimalan krak l_{opt} potrebno je podijeliti s faktorom koji za male zrakoplove tipa Katana DV20 iznosi 0,6:

$$L_f = \frac{l_{opt}}{0,6} = \frac{4,38}{0,6} = 7,3 \text{ m}$$

Za nastavak proračuna definira se koeficijent uzgona horizontalnog repa $C_{L,H}$ koristeći prethodno izračunate vrijednosti. Potrebno je odrediti poziciju težišta i aerodinamičkog centra kombinacije krilo – trup te ih izraziti u odnosu na srednju aerodinamičku tetivu zrakoplova. Iz literature [8] preuzeta je udaljenost težišta od prednjeg brida srednje aerodinamičke tetive koja iznosi 0,2436 m kao i udaljenost aerodinamičkog centra koja iznosi 0,5178 m. Odabrana je vrijednost težišta za maksimalnu masu zrakoplova. Obje vrijednosti izražene su u obliku postotka u odnosu na srednju aerodinamičku tetivu $c_{MAC} = 1,09$ m.

$$\overline{x_{CG}} = h = \frac{0,2436}{\bar{c}} = \frac{0,2436}{1,09} = 0,2235$$

$$h_0 = \frac{0,31}{\bar{c}} = \frac{0,5178}{1,09} = 0,4750$$

Uvrštavanjem poznatih i prethodno izračunatih podataka dobiva se:

$$C_{L,H} = \frac{C_{m_{wb}} + C_{L,W} \cdot (h - h_0)}{V_H} = \frac{-0,1704 + 0,5713 \cdot (0,2235 - 0,4750)}{0,7} = -0,4487$$

Prilikom dizajniranja horizontalnog stabilizatora, posebnu pozornost potrebno je obratiti na inicijalni aspektni odnos horizontalnog stabilizatora, a definiran je u odnosu na aspektni odnos krila. Aspektni odnos horizontalnog stabilizatora ima utjecaj na lateralnu stabilnost i upravljivost zrakoplova, performanse, aerodinamičku efikasnost repa te moguće pozicije težišta. Prednosti su iste kao i prednosti koje daje krilo, no u manjoj mjeri budući da je horizontalni stabilizator površinom mnogo manji. Za horizontalni rep nije potrebna eliptična raspodjela uzgona. Valja napomenuti kako je za rep poželjan manji aspektni odnos u odnosu na krilo zbog stvaranja velikog momenta savijanja u korijenu repa prilikom otklona kormila dubine. Što je manji aspektni odnos manji je negativan učinak momenta savijanja. Vrijednosti aspektnog odnosa horizontalnog repa obično se kreću između 3 i 5, a proračunom se dobiva sljedeća vrijednost:

$$AR_h = \frac{2}{3} \cdot AR = \frac{2}{3} \cdot 10 = 6,67$$

Koristeći već poznate vrijednosti, računamo nagib pravca koeficijenta uzgona, a član $C_{L\alpha,H}$ je ovisnost koeficijenta uzgona o napadnom kutu za horizontalni rep zrakoplova. Nakon uvrštavanja brojeva u jednadžbu dobivamo sljedeći nagib pravca:

$$C_{L\alpha,H} = \frac{C_{l\alpha h}}{1 + \frac{C_{l\alpha h}}{\pi \cdot AR_h}} = \frac{6,35}{1 + \frac{6,35}{\pi \cdot 6,67}} = 4,87 \frac{1}{\text{rad}}$$

Napadni kut horizontalnog stabilizatora α_H u krstarenju iznosi:

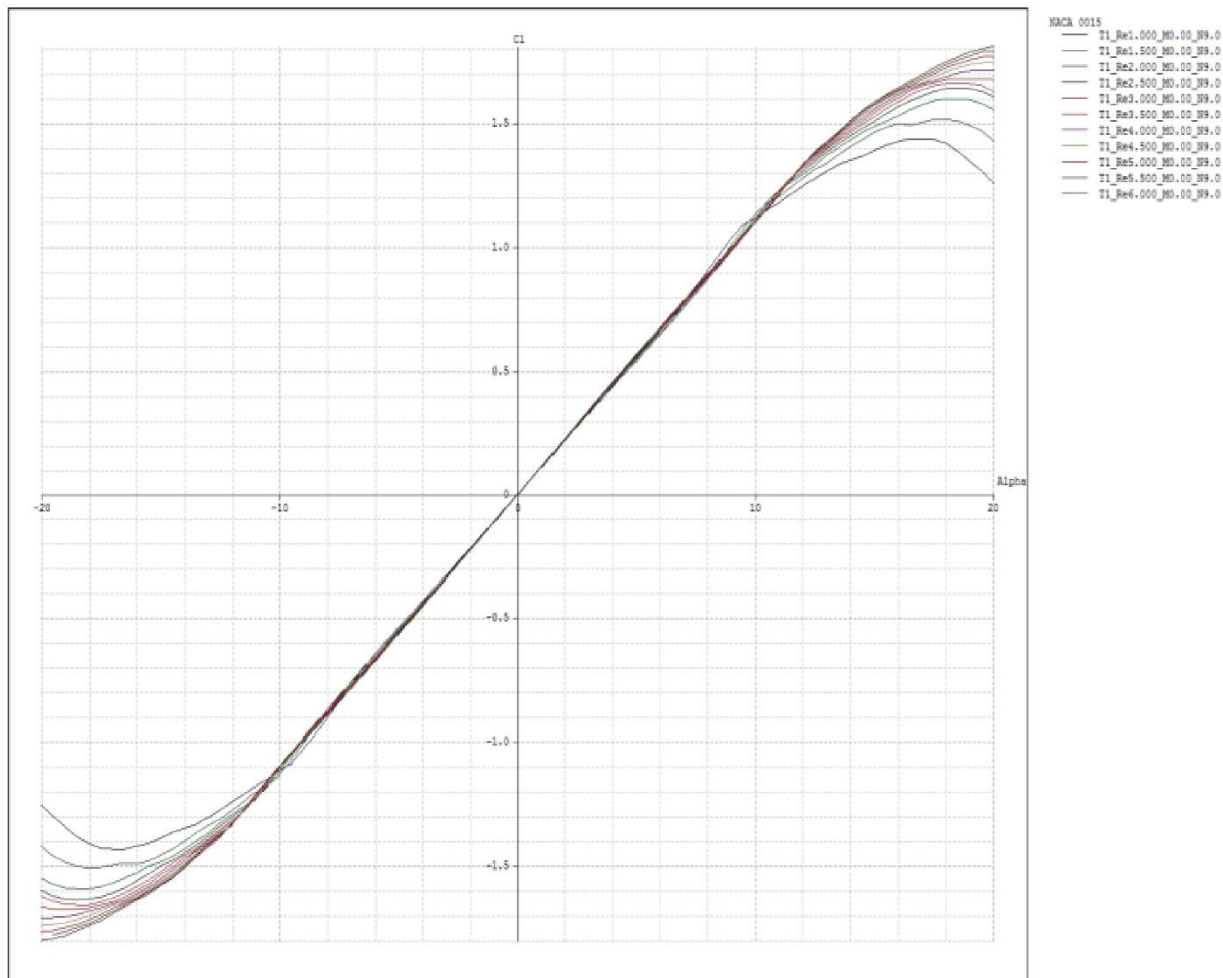
$$\alpha_H = \frac{C_{L,H}}{C_{L\alpha,H}} = \frac{-0,4487}{4,87} = \frac{-4487}{48700} \text{ rad} = -5,28^\circ$$

Kako bi se precizno izračunao ugradbeni kut horizontalnog stabilizatora, u obzir je potrebno uzeti utjecaj povijanja struje zraka koristeći jednadžbu 4.29 te očitavanje faktora sa slike 15, te se računa nagib pravca $\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}$:

$$\begin{aligned} \varepsilon_0 &= \frac{C_{L,W}}{\pi AR} \cdot \left[\left(1 - \frac{C_{L,W}}{\sqrt{C_{L,W}^2 + 1}} \right) \cdot \delta_1 + \frac{C_{L,W}}{\sqrt{C_{L,W}^2 + 1}} \cdot \delta_2 \right] \\ &= \frac{0,5713}{\pi \cdot 10} \left[\left(1 - \frac{0,5713}{\sqrt{0,5713^2 + 1}} \right) \cdot 2,3 + \left(1 - \frac{0,5713}{\sqrt{0,5713^2 + 1}} \right) \cdot 1,7 \right] \\ &= 0,0364 \text{ rad} = 2,08^\circ \end{aligned}$$

$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} = \frac{2 \cdot C_{L\alpha,W}}{\pi \cdot AR} = \frac{2 \cdot 6,657}{\pi \cdot 10} = 0,424$$

S prethodno izračunatim varijablama ε_0 i $\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}$, sa slike 25 potrebno je pri letu zrakoplova za prethodno izračunat koeficijent uzgona za krilo $C_{L,W} = 0,5713$ očitati napadni kut $\alpha_w = 5,2^\circ$ u krstarenju za zadane uvjete, te izračunati kut povijanja struje zraka:



Slika 25 – Wortmann FX 63 – 137 - zavisnost koeficijenta uzgona o napadnom kutu [7]

$$\varepsilon = \varepsilon_0 + \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \cdot \alpha_w = 0,0364 + 0,424 \cdot \frac{5,2}{57,3} = 0,0748 \text{ rad} = 4,29^\circ$$

Konačno, ugradbeni kut horizontalnog stabilizatora:

$$i_h = \alpha_h - \alpha_f + \varepsilon = -5,28 - 1,5 + 4,29 = -2,49^\circ$$

Preostale geometrijske karakteristike računamo na način prikazan ispod. Inicijalno se suženje horizontalnog stabilizator smatra istim kao suženje kod krila. Na isti način pretpostavlja se da je kut strijele stabilizatora isti kao kod krila. Kako je već spomenuto, to su samo inicijalne vrijednosti koje se koriste u preliminarnom dizajnu repa, dok će za krajnje vrijednosti biti uzeta u obzir stabilnost, upravljivost, ukupan trošak dizajna, kao i ukupne performanse zrakoplova u svim

režimima leta. Suženje horizontalnog stabilizatora ima slične prednosti kao i kod krila, no u manjoj mjeri. Za male zrakoplove obično se biraju vrijednosti između 0,7 i 1,0, dok veliki transportni zrakoplovi imaju nešto manje vrijednosti, od 0,4 do 0,7. Suženje horizontalnog stabilizatora ima utjecaj na raspodjelu uzgona, daje eliptični oblik, a točan oblik ovisit će o vrijednosti suženja. Suženje također smanjuje masu konstrukcije krila budući da će težište krila biti bliže trupu zrakoplova, što smanjuje moment savijanja. Zbog manje mase, smanjen je i moment inercije krila oko x – osi što posljedično poboljšava upravljivost zrakoplova. Ukoliko zrakoplov ima suženje krila, to utječe na troškove budući da će svako rebro aeroprofila biti dizajnirano drugačije. Samim time cijena izrade takvih aeroprofila je viša. Nadalje je prikazan odnos suženja krila i kuta strijele:

$$\lambda_w = \lambda_h = 0,9249$$

$$\Lambda_w = \Lambda_h = 1^\circ$$

Proračun srednje aerodinamičke tetive i raspona horizontalnog stabilizatora radi se rješavanjem sustava dviju jednažbi s dvije nepoznanice, temeljem poznatih vrijednosti $AR_h = 6,67$ i $S_h = 2,02 \text{ m}^2$:

$$AR_h = \frac{b_h}{\bar{c}_h}$$

$$S_h = b_h \cdot \bar{c}_h$$

$$\bar{c}_h = 0,5503 \text{ m}$$

$$b_h = 3,67 \text{ m}$$

S izračunatim podacima, nadalje se uvrštavanjem članova u formulu dobivaju preostale geometrijske karakteristike, tetiva pri vrhu horizontalnog repa $c_{h_{vrh}}$ i u korijenu repa $c_{h_{korijen}}$:

$$\bar{c}_h = \frac{2}{3} \cdot c_{h_{korijen}} \cdot \left(\frac{1 + \lambda_h + \lambda_h^2}{1 + \lambda_h} \right)$$

$$\lambda_h = \frac{c_{h_{vrh}}}{c_{h_{korijen}}}$$

$$c_{h_{vrh}} = 0,5286 \text{ m}$$

$$c_{h_{korijen}} = 0,5715 \text{ m}$$

Na samom kraju proračuna, potrebno je provjeriti da li je zrakoplov temeljem svih prethodno izračunatih podataka stabilan, a budući da je horizontalni rep Katane DV20 nepomičan, derivativ longitudinalne statičke stabilnosti zrakoplova računa se izrazom jednadžne 4.20. Kao što je opisano u prethodnim poglavljima, jedan od uvjeta stabilnosti zrakoplova je $C_{m_\alpha} < 0$ što je cilj dokazati u nastavku. Koeficijent momenta motora iznosi $C_{M,E} = 0$.

$$\begin{aligned} C_{m_\alpha} &= C_{L\alpha,W} \cdot \bar{X}_{CG-AC} + C_{M,E} - C_{L\alpha,H} \cdot \eta_h \cdot \frac{S_h}{S_W} \cdot \left(\frac{l}{c_{MAC}} - h \right) \cdot \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) \\ &= 6,657 \cdot (0,2235 - 0,4750) + 0 - 4,87 \cdot 0,98 \cdot \frac{2,02}{11,6} \cdot \left(\frac{4,38}{1,09} - 0,2235 \right) \\ &\cdot (1 - 0,424) = -3,49 \text{ rad}^{-1} \end{aligned}$$

Koristeći jednadžbu 4.25 računa se statička margina:

$$\text{statička margina} = \frac{C_{m_\alpha}}{-C_{L\alpha,W}} = \frac{-3,49}{-6,657} = 0,5243$$

U nastavku je prikazan proračun koeficijenta momenta propinjanja cijelog zrakoplova C_m koji je zbroj poznatih veličina preuzetih iz literature [8], koeficijenta momenta propinjanja kombinacije krilo – trup $C_{m_{wb}}$ i tijela zrakoplova $(C_m)_B$. Cilj proračuna je prikazati ovisnost koeficijenta momenta propinjanja o drugim parametrima. Koeficijent momenta propinjanja za horizontalni stabilizator $(C_m)_{HSB}$ potrebno je izračunati, a proračun je prikazan u nastavku:

$$C_m = C_{m_{wb}} + (C_m)_B + (C_m)_{HSB}$$

Prema otprije definiranim karakteristikama aeroprofila NACA 0015 koristi se ovisnost koeficijenta uzgona horizontalnog stabilizatora o napadnom kutu $C_{L\alpha,H}$:

$$C_{L\alpha,H} = 4,87 \frac{1}{\text{rad}}$$

Koeficijente interferencije za horizontalni stabilizator K_{BHS} i k_{BHS} moguće je proračunati na sljedeći način gdje je faktor \bar{d} omjer udaljenosti horizontalnog stabilizatora od horizontalne osi zrakoplova d_e te raspona horizontalnog stabilizatora b_h :

$$\bar{d} = \frac{d_e}{b_h} = \frac{0,1199}{3,67} = 0,0327$$

$$K_{BHS} = 1 + 3\bar{d} - \lambda_h \bar{d}(1 - \bar{d}) = 1 + 3 \cdot 0,0327 - 1 \cdot 0,0327(1 - 0,0327) = 1,0665$$

$$k_{BHS} = \left(\frac{1 + 0,41 \cdot \bar{d}}{1 + \bar{d}} \right)^2 \cdot K_{BHS} = \left(\frac{1 + 0,013407}{1 + 0,0327} \right)^2 \cdot 1,0665 = 1,027$$

Računa se normalna sila horizontalnog stabilizatora $(C_N)_{HSB}$, a u proračun se ulazi s pretpostavkom da je kut otklona kormila dubine jednak nuli $\delta_m = 0$, što pojednostavljuje daljnji proračun (stabilnost zrakoplova ne ovisi o kutu otklona elevatora):

$$\begin{aligned} (C_N)_{HSB} &= \frac{S_h}{S_{ref}} \cdot \left(C_{L\alpha,H} \cdot (K_{BHS}\alpha + k_{BHS}i_{HS}) + (C_{N\delta})_{HS} \delta_m \right) \\ &= \frac{2,02}{11,6} \cdot (4,87 \cdot (1,0665\alpha_h + 1,027i_{HS}) + (C_{N\delta})_{HS} \cdot 0) \\ &= 0,9045\alpha_h + 0,8709i_{HS} \end{aligned}$$

Zatim je potrebno izračunati član α_h te se postavlja osnovna jednadžba, a u nastavku je prikazan cjelokupan proračun. Iako je prethodno član α_h izračunat, u nastavku je cilj prikazati ovisnost napadnog kuta horizontalnog stabilizatora o drugim komponentama:

$$\alpha_h = \alpha - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \alpha_{ef}$$

Koristi se već izračunato skretanje struje zraka kombinacije krilo – trup $\frac{d\varepsilon}{d\alpha}$:

$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} = 0,424$$

Nadalje je potrebno definirati ekvivalentni napadni kut α_{ef} , a prije samog proračuna potrebno je prikazati koeficijente interferencije krilo – trup K_{BW} i k_{BW} . Kut nultog uzgona aeroprofila Wortmann FX63-137 iznosi $-7,781^\circ$, što će se također koristiti u daljnjem proračunu:

$$\bar{d} = \frac{d_{max}}{b} = \frac{1,21}{10,78} = 0,1122$$

$$K_{BW} = 1 + 3\bar{d} - \lambda_w \bar{d}(1 - \bar{d}) = 1 + 3 \cdot 0,1122 - 0,9249 \cdot 0,1122(1 - 0,1122) = 1,2445$$

$$k_{BW} = \left(\frac{1 + 0,41 \cdot \bar{d}}{1 + \bar{d}} \right)^2 \cdot K_{BW} = \left(\frac{1 + 0,046}{1 + 0,1122} \right)^2 \cdot 1,2445 = 1,1008$$

$$\begin{aligned}\alpha_{ef} &= K_{BW}\alpha + k_{BW}(i_w - \alpha_{L_0}) = 1,2445\alpha + 1,1008 \left(i_w - \frac{-7,781}{\frac{180}{\pi}} \right) \\ &= 1,2445\alpha + 1,1008i_w + 0,1494\end{aligned}$$

Računa se α_h :

$$\begin{aligned}\alpha_h &= \alpha - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\alpha_{ef} = \alpha - 0,424(1,2445\alpha + 1,1008i_w + 0,1494) \\ &= \alpha - 0,5277\alpha - 0,4667i_w - 0,0633 = 0,4723\alpha - 0,4667i_w - 0,0633\end{aligned}$$

Zatim se u prethodno dobivenu jednadžbu uvrštava član α_h :

$$\begin{aligned}(C_N)_{HSB} &= 0,9045\alpha_h + 0,8709i_{HS} = 0,9045(0,4723\alpha - 0,4667i_w - 0,0633) + 0,8709i_{HS} \\ &= 0,4271\alpha - 0,4221i_w + 0,8709i_{HS} - 0,0573\end{aligned}$$

Na kraju se računa koeficijent momenta propinjanja $(C_M)_{HSB}$ koristeći udaljenost srednje aerodinamičke tetive horizontalnog stabilizatora do prednjeg brida tetive krila h_{0HS} , a vrijednost je preuzeta iz literature [8] te korigirana za duljinu tetive horizontalnog stabilizatora dobivenu proračunom. U formuli je prikazan umnožak normalne sile horizontalnog stabilizatora s krakom te sile. Član h_{0HS} je udaljenost prednjeg brida tetive horizontalnog stabilizatora i aerodinamičkog centra zrakoplova, a vrijednost je preuzeta iz literature [8] i korigirana za duljinu tetive horizontalnog stabilizatora koja je dobivena proračunom:

$$h_{0HS} = 4,871 \text{ m}$$

$$(C_M)_{HSB} = -(0,4271\alpha - 0,4221i_w + 0,8709i_{HS} - 0,0573)(4,871 - h)$$

Kako bi se utvrdilo da li je zrakoplov stabilan, potrebno je odrediti koeficijent momenta propinjanja cijelog zrakoplova C_m . Utjecaj horizontalnog repa na stabilnost $(C_M)_{HSB}$ prethodno je izračunat, dok su preostale vrijednosti preuzete iz literature gdje se metodama projektne aerodinamike došlo do rezultata [8]. Detaljan opis dobivenih veličina vidljiv je na kraju petog poglavlja. $C_{m_{wb}}$ prethodno je izračunat i izražen kao brojčana vrijednost, no u nastavku proračuna je preuzeta vrijednost zbog cilja prikazivanja ovisnosti o svim parametrima koji imaju utjecaj na koeficijent momenta propinjanja:

$$C_m = C_{m_{wb}} + (C_m)_B + (C_m)_{HSB}$$

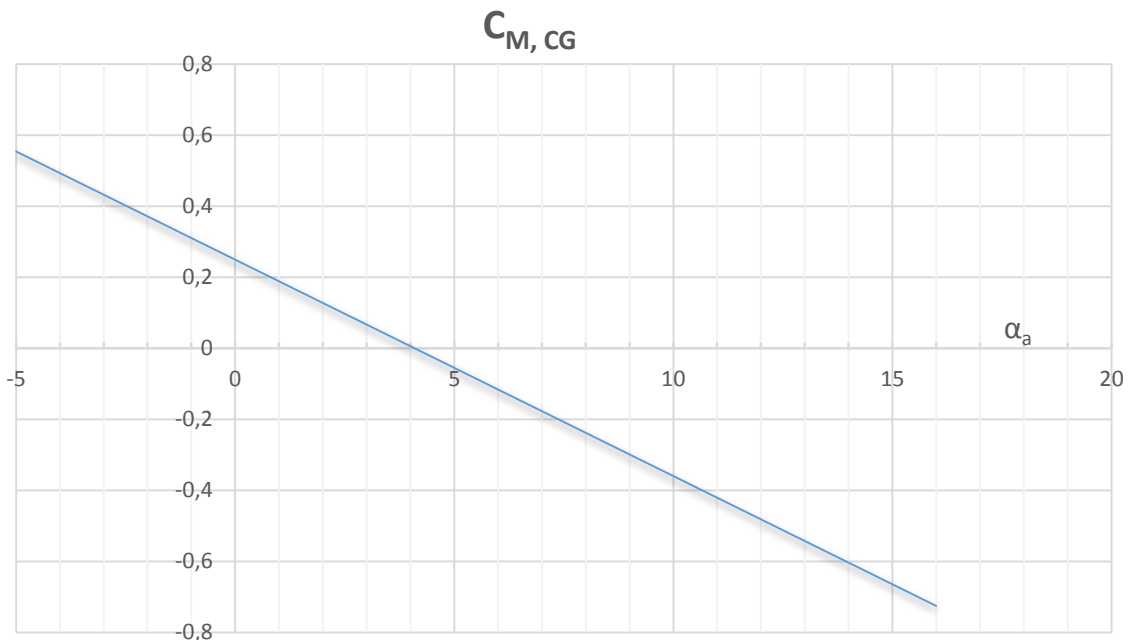
$$\begin{aligned}C_m &= (-(2,7486 - 5,7866h)\alpha - (2,4312 - 5,1184h)i_w - 1,8062 + 0,6951h) + (0,5938\alpha) \\ &\quad + (-(0,4271\alpha - 0,4221i_w + 0,8709i_{HS} - 0,0573)(4,871 - h))\end{aligned}$$

Kako je već dokazan jedan od uvjeta stabilnosti, potrebno je provjeriti i drugi uvjet, a to je $C_{m0} > 0$. U nastavku je prikazana jednadžba 4.19. koja je derivirana po apsolutnom napadnom kutu, a kao rezultat dobiju se parametri koji utječu na C_{m0} . Nakon uvrštavanja svih vrijednosti, računa se:

$$\begin{aligned} C_{m0} &= C_{m_{wb}} + C_{M,E} - C_{L\alpha,H} \cdot (i_H - \varepsilon) \cdot \eta_H \cdot \frac{S_H}{S_W} \cdot \left(\frac{l_H}{c_{MAC}} - \bar{X}_{CG-AC} \right) \\ &= -0,1704 + 0 - 4,87 \cdot \left(\frac{-2,49}{57,3} - 0,0748 \right) \cdot 0,98 \cdot \frac{2,02}{11,6} \\ &\quad \cdot \left(\frac{4,38}{1,09} - (0,2235 - 0,4750) \right) = 0,2492 \end{aligned}$$

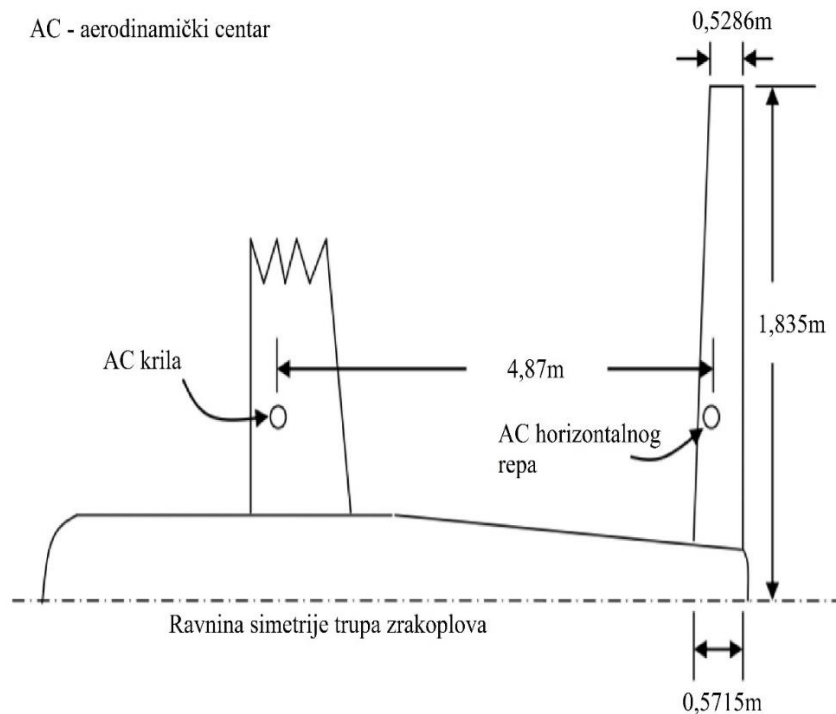
Na slici 26 prikazan je grafički prikaz uzdužne statičke stabilnosti, odnosno ovisnost koeficijenta propinjanja cijelog zrakoplova $C_{M,CG}$ o napadnom kutu α . Iz slike se iščitava napadni kut pri kojem zrakoplov leti uravnoteženo $\alpha_e(\text{equilibrium}) = 4^\circ$. Pravac je nacrtan pomoću osnovne jednadžbe statičke uzdužne stabilnosti:

$$C_{M,CG} = C_{m0} + C_{m\alpha} \cdot \alpha$$



Slika 26 – Grafički prikaz uzdužne statičke stabilnosti

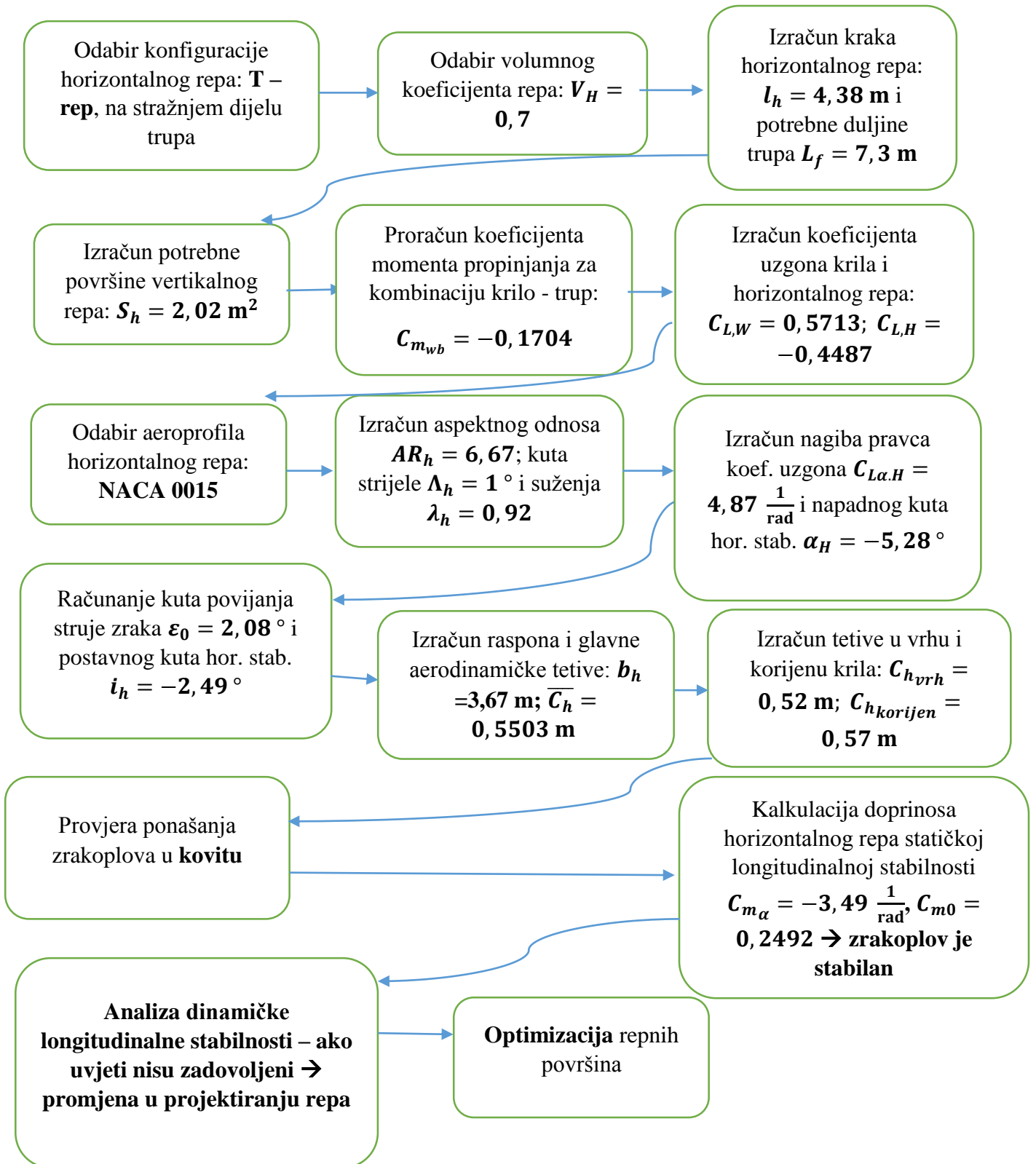
Na slici 27 prikazani su geometrijske karakteristike horizontalnog stabilizatora koje su prethodno izračunate, a u sljedećem poglavlju analizirani su dobiveni rezultati te je dana usporedba sa stvarnim vrijednostima zrakoplova DV20. U tablici 10 prikazani su proračunati podaci koji su uspoređeni sa stvarnim vrijednostima, a detaljniji opis rezultata nalazi se na kraju poglavlja. Na dijagramu toka na slici 28 grafički je opisan cjelokupni proračun horizontalnog stabilizatora.



Slika 27 – Prikaz proračunatih geometrijskih karakteristika

Tablica 10 – Usporedba rezultata i stvarnih podataka za horizontalni rep

	Rezultat proračuna	Stvarni podatci
S_h [m ²]	2,02	1,69
b_h [m]	3,67	2,64
i_h [°]	- 2,49	- 2,00
L_f [m]	7,30	7,28
AR_h	6,67	4,12
Λ_h [°]	1	10
\bar{c} [m]	0,5503	0,6567
λ_h	0,9249	0,5718
$c_{h_{vrh}}$ [m]	0,5286	0,4668
$c_{h_{korijen}}$ [m]	0,5715	0,8150



Slika 28 – Dijagram toka projektiranja horizontalnog repa [11]

5.2. Projektiranje vertikalnog stabilizatora

Nakon dizajniranja horizontalnog repa slijedi dizajn vertikalnog repa, a prvi korak je određivanje kraka vertikalnog repa koji je isti kao krak horizontalnog repa:

$$l_v = l_h = 4,38 \text{ m}$$

Zatim se određuje volumni omjer vertikalnog repa, a za male zrakoplove tipa Katana DV20 on iznosi $V_v = 0,04$. Nakon određivanja volumnog koeficijenta repa računa se potrebna površina vertikalnog repa S_v koristeći prethodno izračunate podatke:

$$S_v = \frac{b \cdot S_w \cdot V_v}{l_v} = \frac{9,57 \cdot 11,6 \cdot 0,04}{4,38} = 1,01 \text{ m}^2$$

Nakon proračuna za potrebnu površinu vertikalnog stabilizatora potrebno je odrediti aspektni odnos repa. Budući da aspektni odnos ima utjecaj na mnoge faktore, bitno je detaljno analizirati uvjete koje zrakoplov mora ispuniti. Veliki aspektni odnos ima utjecaj na visinu vertikalnog repa zrakoplova, odnosno bitno ga je prilagoditi jer su mnogi mali zrakoplovi limitirani veličinom hangara. Ako je rep previsok, povećava se nepotrebno naprezanje na korijen repa kao posljedica povećanja kraka na kojem djeluje sila. Posljedica velikog aspektnog odnosa vertikalnog repa je i destabilizirajući efekt budući da otpor vertikalnog repa stvara otpor koji stvara moment nos – gore. Iako prevelik aspektni odnos ima mnoge loše učinke, u slučaju T – izvedbe repa on mora biti dovoljno velik kako bi u slučaju potpunog sloma uzgona horizontalni rep bio dovoljno visoko kako bi bio izvan poremećene struje zraka krila. Uzimajući u obzir sve pozitivne i negativne učinke, postavlja se inicijalni aspektni odnos između 1 i 2 koji je u kasnijim fazama testiranja podložan promjenama. Aspektni odnos vertikalnog repa definiran je kao odnos raspona b_v i glavne aerodinamičke tetive \overline{C}_v , a inicijalna vrijednost iznosi $AR_v = 1,5$. Odnos je moguće prikazati i odnosom raspona i prethodno izračunate površine S_v . Uvrštavanjem poznatih podataka u formulu računamo raspon b_v :

$$AR_v = \frac{b_v}{\overline{C}_v} = \frac{b_v^2}{S_v} = 1,5$$

$$b_v = 1,23 \text{ m}$$

Kao i kod ostalih aerodinamičkih površina i za vertikalni rep je potrebno definirati suženje, a ono je odnos između korijena vertikalnog repa $C_{v_{korijen}}$ i vrha vertikalnog repa $C_{v_{vrh}}$. Osnovna svrha suženja vertikalnog repa jest smanjenje opterećenja u korijenu repa prilikom djelovanja sila te omogućuje vertikalnom repu da ima kut strijele. Negativna strana je da zbog kompleksnosti izvedbe dolazi do povećanje mase repa. Povećanjem suženja smanjuje se direkionalna i lateralna stabilnost zrakoplova. Uzimanjem prethodno definiranih činjenica u obzir, odabire se inicijalna vrijednost suženja koja je kasnije podložna promjenama.

$$\lambda_v = \frac{C_{vvrh}}{C_{vkorijen}} = 0,6$$

Kut strijele vertikalnog repa Λ_v bitan je faktor kada se govori direkionalnoj stabilnosti zrakoplova. Što je kut veći, veća je i stabilnost zrakoplova. Za zrakoplove s T – konfiguracijom repa vrijedi da se povećanjem kuta strijele povećava i krak momenta horizontalnog repa što poboljšava longitudinalnu stabilnost i upravljivost. Konačan kut strijele vertikalnog stabilizatora rezultat je kompromisa pozitivnih i negativnih učinaka, a kao inicijalna vrijednost odabire se $\Lambda_{vp} = 20^\circ$. Kut strijele stražnjeg brida vertikalnog stabilizatora inicijalno se odabire i iznosi $\Lambda_{vs} = 10^\circ$.

Koristeći dolje navedene formule i prethodno izračunate karakteristike, dobivene su preostale geometrijske karakteristike vertikalnog repa:

$$S_v = b_v \cdot \bar{C}_v$$

$$\bar{C}_v = \frac{2}{3} \cdot C_{vkorijen} \cdot \left(\frac{1 + \lambda_v + \lambda_v^2}{1 + \lambda_v} \right)$$

$$\lambda_v = \frac{C_{vvrh}}{C_{vkorijen}}$$

$$\bar{C}_v = 0,82 \text{ m}$$

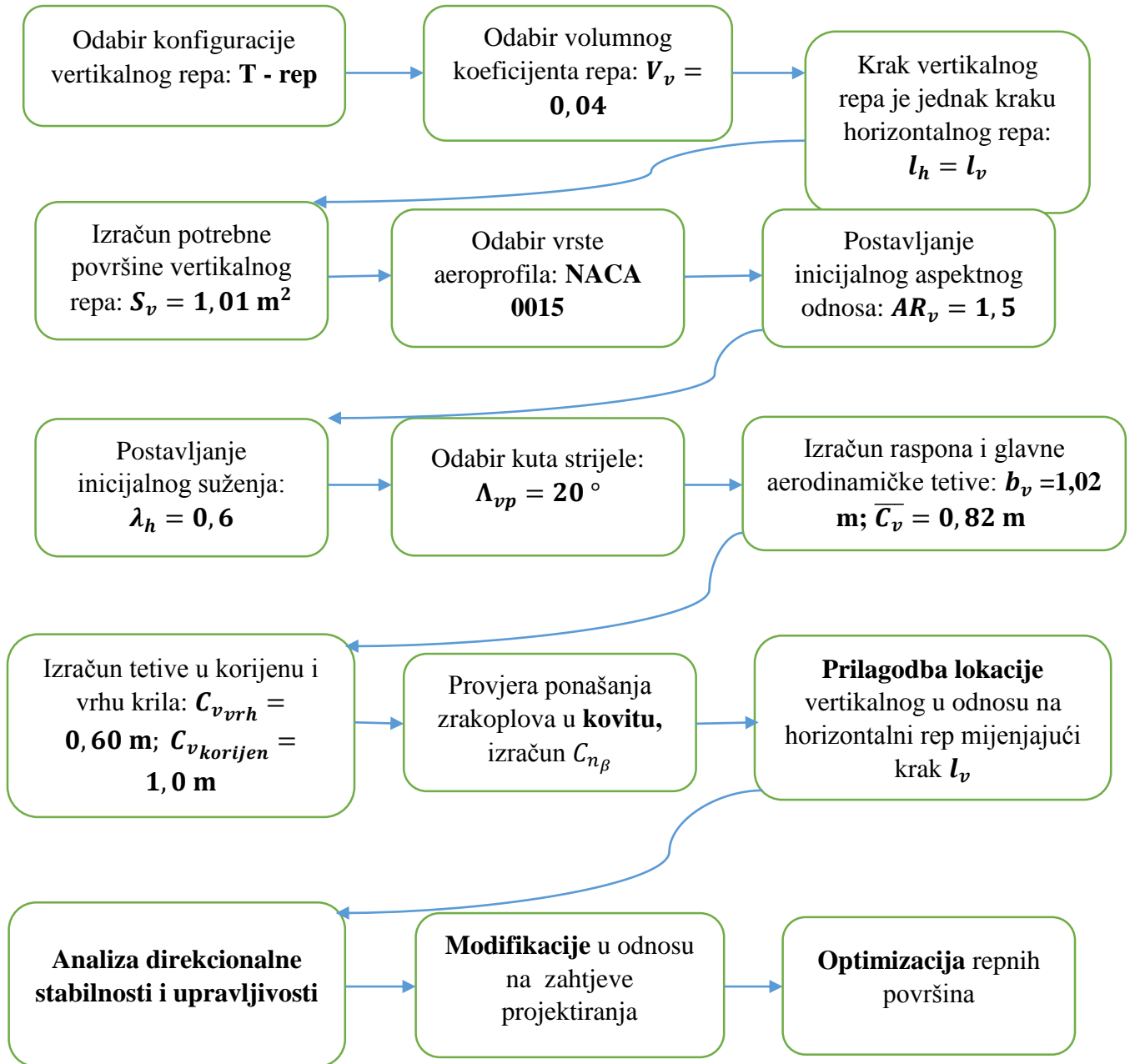
$$C_{vkorijen} = 1,00 \text{ m}$$

$$C_{vvrh} = 0,60 \text{ m}$$

Na tablici 11 uspoređeni su podaci dobiveni proračunom i podaci realnih geometrijskih karakteristika vertikalnog repa. Na slici 29 grafički je prikazan proces dizajniranja vertikalnog repa.

Tablica 11 – Usporedba rezultata proračuna i stvarnih podataka za vertikalni rep

	Rezultat proračuna	Stvarni podatci
S_v [m ²]	1,01	1,13
b_v [m]	1,23	1,02
AR_v	1,50	0,91
Λ_{vp} [°]	20	35
\bar{C}_v [m]	0,82	1,15
λ_h	0,60	0,56
C_{vvrh} [m]	0,60	0,79
$C_{vkorijen}$ [m]	1,00	1,42



Slika 29 – Proces projektiranja vertikalnog repa [10]

Nadalje se provjerava još jedan uvjet stabilnosti, a to je gradijent momenta skretanja po kutu klizanja $C_{n\beta}$. Postavlja se osnovna jednažba nakon koje se računaju pojedine vrijednosti kako bi se dobio krajnji rezultat. Vrijednosti $C_{n\beta,W}$ i $C_{n\beta,F}$ koje predstavljaju koeficijente za krilo odnosno trup su poznate, te su preuzete iz literature [8]:

$$C_{n\beta} = C_{n\beta,W} + C_{n\beta,VS} + C_{n\beta,F}$$

Kako bi se nastavio proračun potrebno je izračunati utjecaj stlačivosti za koji je potreban izračun Machovog broja:

$$Ma = \frac{V}{a} = \frac{48,87}{328,4} = 0,1487$$

$$\beta = \sqrt{1 - Ma^2} = \sqrt{1 - 0,1487^2} = 0,9888$$

Zatim se računa gradijent normalne sile po napadnom kutu $(C_{n\alpha})_{VS}$ koji je potreban za nastavak proračuna:

$$\begin{aligned} (C_{n\alpha})_{VS} &= \frac{2\pi \cdot AR_V}{2 + \sqrt{4 + \left(\frac{2\pi \cdot AR_V}{C_{L\alpha}}\right)^2 \cdot \left(1 + \frac{\tan^2 \Lambda_{0,5}}{\beta^2}\right)}} = \frac{2\pi \cdot 1,5}{2 + \sqrt{4 + \left(\frac{2\pi \cdot 1,5}{6,3541}\right)^2 \left(1 + \frac{\tan^2 15}{0,9888^2}\right)}} \\ &= 2,08 \text{ rad}^{-1} = 0,0363 \text{ deg}^{-1} \end{aligned}$$

Proračun gradijenta vertikalnog stabilizatora ovisnog o kutu klizanja $(C_{y\beta})_{VS}$ radi se na sljedeći način, no prvo je potrebno definirati koeficijent interferencije vertikalnog stabilizatora i trupa zrakoplova K_{VSB} . Također se definira faktor d koji je omjer udaljenosti stražnjeg djela trupa (ispod vertikalnog stabilizatora) do horizontalne osi i vrha vertikalnog stabilizatora do horizontalne osi zrakoplova:

$$d = \frac{0,12}{0,12 + 1,23} = 0,0889$$

$$K_{VSB} = 1 + 3 \cdot d - \lambda_v \cdot (1 - d) = 1 + 3 \cdot 0,0889 - 0,6 \cdot (1 - 0,0889) = 0,72004$$

$$(C_{y\beta})_{VS} = -\frac{S_v}{S_w} \cdot (C_{n\alpha})_{VS} \cdot K_{VSB} = -\frac{1,01}{11,6} \cdot 2,08 \cdot 0,72004 = -0,1304 \text{ rad}^{-1}$$

Gradijent momenta skretanja $C_{n\beta,VS}$ vertikalnog repa po kutu klizanja:

$$C_{n\beta,VS} = - \left(C_{y\beta} \right)_{VS} \cdot \frac{l_{c_{VS}} - l_m}{b} = 0,1304 \cdot \frac{4,38}{10,78} = 0,0529 \text{ rad}^{-1}$$

Zatim se podaci koji su prethodno izračunati i koji su preuzeti iz literature [8] uvrštavaju u prvobitno postavljenu formulu te se dobiva gradijent momenta skretanja po kutu klizanja $C_{n\beta}$:

$$C_{n\beta} = C_{n\beta,W} + C_{n\beta,VS} + C_{n\beta,F} = 0,0012 + 0,0529 - 0,0435 = 0,010 \text{ rad}^{-1}$$

Nakon proračuna svih potrebnih geometrijskih karakteristika horizontalnog repa potrebnih za dizajniranje, dobivene vrijednosti su uspoređene sa stvarnim vrijednostima zrakoplova, a usporedba podataka za horizontalni rep vidljiva je u tablici 10. Budući da se radi o preliminarnom dizajnu repnih površina bilo je za očekivati da će doći do određenih odstupanja u vrijednostima. Dobiveni rezultati samo su polazne vrijednosti pri konstrukciji horizontalnog repa te u ovom proračunu stvari poput oblika i smještaja krila, oblika trupa zrakoplova, oblika repa nisu uzete u obzir, već su se koristili samo osnovni podatci. Vrijednosti poput napadnog kut trupa zrakoplova α_f su aproksimirani jer tako specifičan podatak nije dostupan, a okvirna vrijednost određena je temeljem podataka zadanih za slične zrakoplove pri sličnim uvjetima u literaturi [5].

Rezultati proračuna geometrijskih karakteristika poput površine S_h i raspona horizontalnog stabilizatora b_h veći su u odnosu na realne vrijednosti na stvarnom zrakoplovu. Kao što je već spomenuto u proračunu nije uzet u obzir oblik i položaj horizontalnog repa, a budući da Katana DV20 ima T – izvedbu repa, stvarni zrakoplov ima nešto manje dimenzije istih. Kako su prethodne vrijednosti manje od realnih, za očekivati je da je i AR_h zrakoplova manji. Vrijednosti poput kuta strijele Λ_h i suženja krila λ_h inicijalno su postavljene da budu iste kao vrijednosti koje ima krilo, zbog čega dolazi do odstupanja. Budući da je došlo do odstupanja prilikom proračuna suženja, geometrijske karakteristike poput tetive pri vrhu krila $c_{h_{vrh}}$ i tetive u korijenu krila $c_{h_{korijen}}$ također nailaze na odstupanja. Proračunom se izračunao i postavni kut horizontalnog stabilizatora i_h iznosi približno kao i na zrakoplovu DV20. Derivat longitudinalne statičke stabilnosti ispao je negativan broj što znači da je za navedene uvjete zrakoplov stabilan. U slučaju da je ispao pozitivan broj, zrakoplov bi bio nestabilan te bi se trebale raditi promjene u projektiranju, a najveći utjecaj ima pozicija težišta koja daje najveći doprinos stabilnosti. Izračunat je i koeficijent momenta propinjaja pri nultom napadnom kutu C_{m0} koji je ispao pozitivan broj što znači da je zrakoplov stabilan te se može nastaviti s daljnjim ispitivanjima i testiranjima repnih površina.

Na dijagramu toka na slici 28 detaljnije je prikazan stvarni proces projektiranja horizontalnog repa, a uz izračun geometrijskih karakteristika ispitalo bi se ponašanje zrakoplova u kovitu kao iznimno bitne stavke prilikom projektiranja. Prema dokumentu CS23 vrijedi:

Jednomotorni zrakoplovi normalne kategorije moraju biti sposobni izvući se iz jednog okreta ili okreta koji traje 3 s, koji god je duži, u vremenskom trajanju od maksimalno jednog okreta nakon iniciranja akcije oporavka. Kao dodatak:

- a) Za spuštenu i uvučenu zakrilca, ne smije se premašiti granica sigurne brzine i faktora opterećenja;
- b) Nikakva sila ili dodatna akcija pilota prilikom okreta ili oporavka iz okreta ne smije imati dodatni negativan utjecaj;
- c) Mora biti nemoguće postići nemogućnost oporavka iz okreta koristeći bilo koje postavke snage motora;
- d) Prilikom leta sa spuštenim zakrilcima, zakrilca se smiju uvući prilikom oporavka iz okreta, no nakon prestanka rotacije [2].

Nakon što bi se dodatnim računalnim simulacijama te praktičnom provjerom ispitalo ponašanje zrakoplova u kovitu, također bi se napravile analize dinamičke longitudinalne stabilnosti. Ako bilo koji od faktora nije zadovoljavajuć (npr. zrakoplov je nestabilan), ponovno se pristupa projektiranju s ciljem ispravka nedostataka.

Nadalje se pristupa projektiranju vertikalnog repa koje se veže na horizontalni rep koristeći već izračunate podatke. Usporedba proračunatih podataka i stvarnih podataka zrakoplova vidljiva je u tablici 11. Kao i kod horizontalnog repa, dolazi do određenih odstupanja jer ovim matematičkim modelom nisu uzete u obzir sve ostale stavke koje su već prethodno spomenute. Površina vertikalnog repa S_v i raspon b_v ne nailaze na veća odstupanja. Do prvog većeg odstupanja dolazi se prilikom odabira aspektnog odnosa AR_v koji nije izračunat već je vrijednost odabrana unutar najčešćih raspona vrijednosti. Na isti način odabire se i kut strijele vertikalnog stabilizatora Λ_v kao i suženje λ_v . Budući da je suženje usko vezano uz duljine tetiva u korijenu $C_{v_{korijen}}$ i vrhu $C_{v_{vrh}}$, u njihovom proračunu dolazi do najvećih odstupanja. Na isti način kao i kod horizontalnog stabilizatora, dijagramom toka na slici 29 opisan je detaljan proces projektiranja vertikalnog stabilizatora. Kao što je već spomenuto, nakon proračuna svih geometrijskih karakteristika, radi se analiza direkionalne stabilnosti i upravljivosti, te ponašanje zrakoplova u kovitu. U slučaju bilo kakvih nedostataka vrše se dodatne modifikacije u odnosu na zahtjeve projektiranja. Uz sve prethodno spomenute podatke izračunao se i gradijent momenta skretanja po kutu klizanja $C_{n\beta}$ koji je ispao pozitivan broj, što znači da je zrakoplov stabilan. Iz proračuna je vidljivo da najveći doprinos stabilnosti daju repne površine, zatim krila, dok trup zrakoplova ima destabilizirajući učinak.

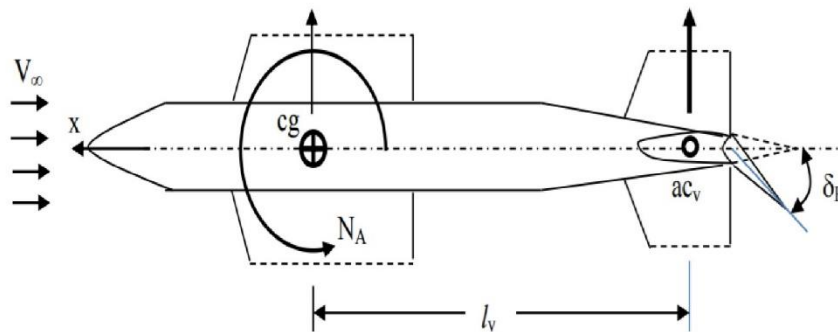
Budući da je osnovni naglasak ovog rada na projektiranju horizontalnog i vertikalnog repa, dana su samo osnovna saznanja o projektiranju kormila pravca i dubine. Prethodno spomenute upravljačke površine projektiraju se na vrlo sličan način kao horizontalni i vertikalni stabilizator, a projektiranje kormila pravca vidljivo je na slici 32 prikazano dijagramom toka. Na slici 35 prikazan je proces projektiranja kormila dubine.

Određene promjene u ovom matematičkom modelu moguće je napraviti promjenom parametara poput brzine i visine leta, mase zrakoplova, te faktorom koji ima najveći utjecaj, a to je promjena pozicije težišta. Pri dizajniranju stvarnog modela određenog zrakoplova, u obzir bi bile uzete i preostale komponente zrakoplova koje su prethodno spomenute, te bi dobiveni rezultati bili polazište za daljnje računalne simulacije, ispitivanja u aerodinamičkim tunelima te praktične provjere.

5.3. Osnove projektiranja upravljačkih površina repa zrakoplova

Nakon što je u prethodnim poglavljima detaljno bilo opisano projektiranje horizontalnog i vertikalnog repa, u sljedećim poglavljima pojasniti će se osnovni principi prilikom projektiranja upravljačkih površina – kormila dubine i pravca/smjera.

Kormilo pravca (*rudder*) jedna je od primarnih upravljačkih površina koja služi za skretanje zrakoplova, odnosno gibanje oko vertikalne osi. Nalazi se na stražnjoj ivici vertikalnog repa te se pomicanjem pedala u zrakoplovu ono pomiče za kut δ_R stvarajući silu uzgona L_V i moment skretanja N_A koji posljedično pomiče zrakoplov na prethodno opisan način. Na slici 30 opisane su prethodno spomenute veličine [10].



Slika 30 – Kormilo pravca [10]

Prilikom projektiranja kormila pravca valja obratiti pozornost na četiri najbitnija geometrijska parametra:

- Površina kormila pravca S_R
- Duljina tetive kormila pravca C_R
- Raspon kormila pravca b_R
- Maksimalan pomak kormila pravca δ_{Rmax} [10]

Dizajn kormila pravca sa svim svojim aerodinamičkim i geometrijskim karakteristikama mora zadovoljiti:

- Asimetričan** potisak (za zrakoplove s dva ili više motora) – u slučaju otkaza jednog od motora, zrakoplov mora biti upravljiv i nadvladati asimetričan potisak
- Slijetanje s bočnim vjetrom** – zrakoplov mora biti u mogućnosti držati pravac piste (slika 31)
- Oporavak nakon sloma uzgona** – zrakoplov mora biti u mogućnost oduprijeti se rotaciji i oporaviti se od sloma uzgona
- Koordinirani zaokreti** – zrakoplov mora imati mogućnost skretanja koordinirano

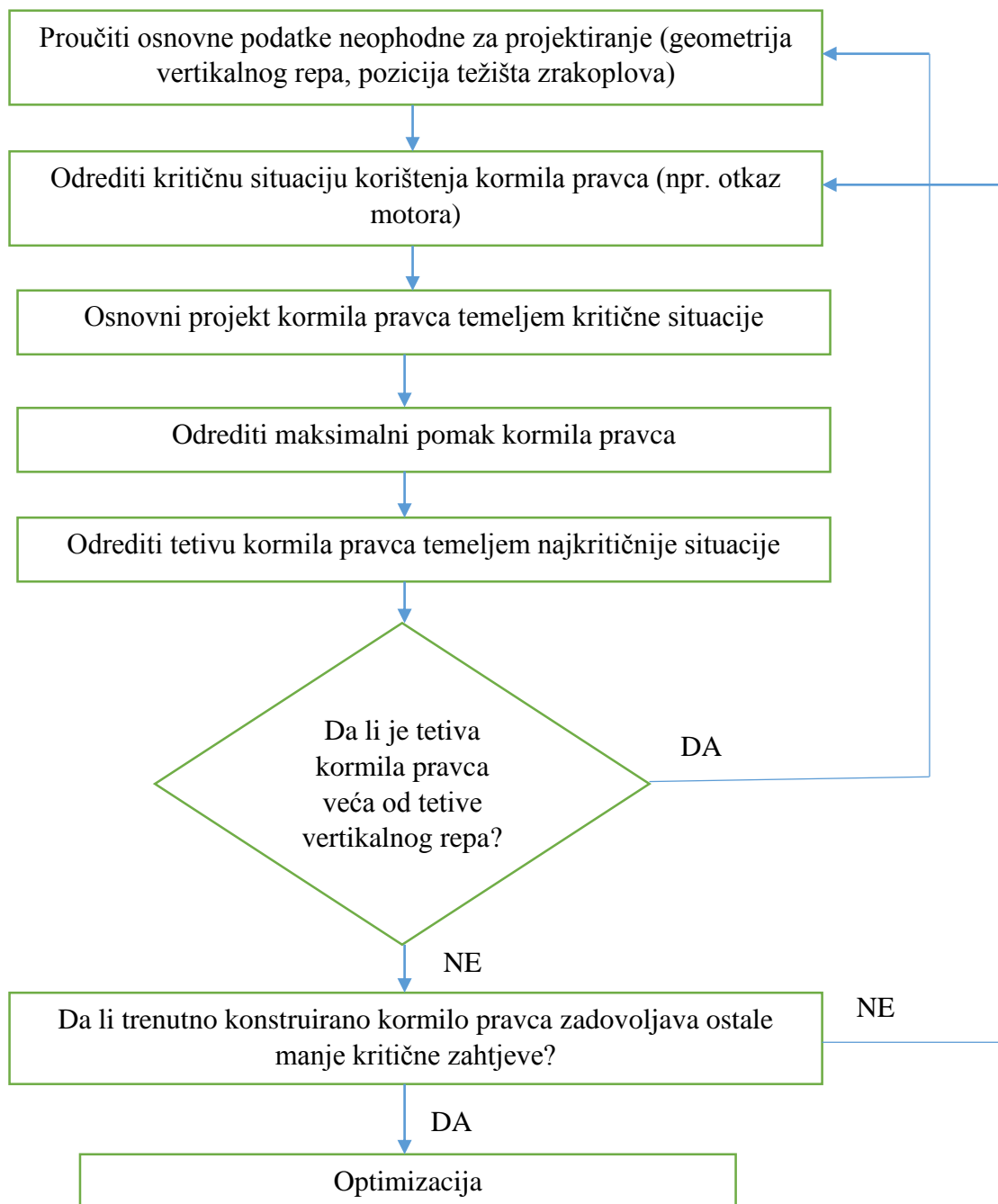
- e) *Adverse yaw* – zrakoplov se mora moći oduprijeti pojavi *adverse yaw* koja nastaje kao posljedica pomicanja krilca prilikom valjanja oko longitudinalne osi [10]

Nakon što su prethodno navedene stavke uzete u obzir te su se odredile polazne geometrijske karakteristike kormila pravca, pristupa se procesu projektiranja koji je sličan procesu projektiranja horizontalnog i vertikalnog repa, a je prikazan na dijagramu toka na slici 32.



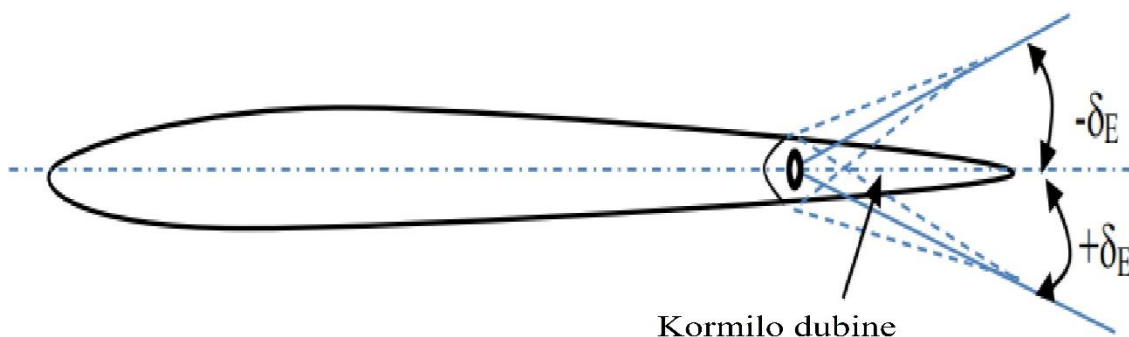
Slika 31 – Primjer slijetanja s bočnim vjetrom⁷

⁷ <https://en.airlinetravel.ro/> (Preuzeto: 20.09.2020.)



Slika 32 – Dijagram toka projektiranja kormila smjera [10]

Jedan od osnovnih elemenata za sigurno izvođenje leta je upravljanje zrakoplova oko lateralne osi, a za to su zaslužne upravljačke površine na horizontalnom repu – kormilo dubine (*elevator*) koje također spada u primarne površine za upravljanje zrakoplova. Pomicanjem upravljačke palice u zrakoplovu od strane pilota, također dolazi do pomicanja kormila dubine za kut δ_E što posljedično stvara silu uzgon i spuštanje ili dizanje nosa zrakoplova. Pomicanjem palice naprijed, kormilo dubine pomiče se dolje, odnosno ima pomak za pozitivan kut. Na taj način dolazi do povećanja sile uzgona i podizanja repa prema gore nakon čega će zrakoplov ponirati. Za pomicanje palice unazad, vrijedi obrnuta situacija. Osnovna geometrija kormila dubine vidljiva je na slici 33 [11], a kormilo dubine i kormilo pravca Katane DV20 na slici 34.



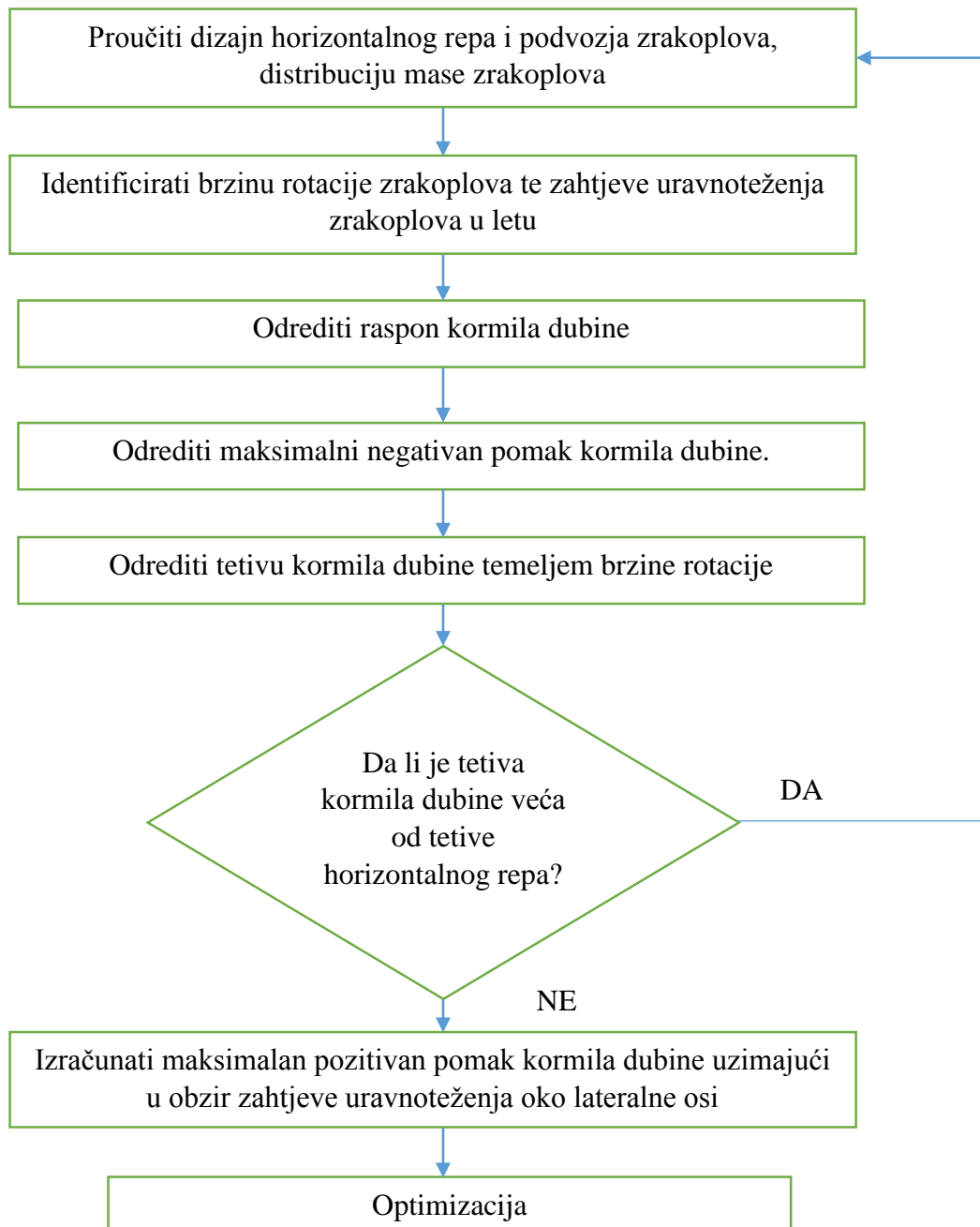
Slika 33 – Kormilo dubine [11]



Slika 34 – Kormilo dubine i pravca Katane DV20⁸

⁸<https://www.aerosoft.com/en/flight-simulation/flight-simulator-x/aircraft/1717/diamond-da20-100-katana-4x> (Pristup 10.09.2020)

Na dijagramu toka na slici 35 prikazan je način na koji se pristupa projektiranju kormilu dubine:



Slika 35 – Dijagram toka projektiranja kormila dubine [11]

6. ZAKLJUČAK

U radu su opisani osnovni principi projektiranja horizontalnog i vertikalnog stabilizatora te upravljačkih površina na repu zrakoplova Katana DV20 koji je poslužio kao model za preliminarni dizajn repnih površina. Detaljno su definirani svi parametri koji imaju utjecaj na geometrijske karakteristike repa kao i na stabilnost i upravljivost zrakoplova.

Prilikom proračuna, osnovno polazište bio je POH zrakoplova i završni rad *Procjena aerodinamičkih karakteristika zrakoplova Diamond DV20* iz kojih su se iščitali osnovni podaci poput geometrijskih karakteristika krila i osnovnih karakteristika zrakoplova potrebnih za postavljanje matematičkog modela.

U proračunu karakteristika za horizontalni i vertikalni rep došlo je do određenih odstupanja u odnosu na Katana DV20. Osnovni razlog je pojednostavljeni matematički model koji ne uzima u potpunosti u obzir ostale komponente zrakoplova poput trupa, krila, pogonske grupe i podvozja. Prilikom projektiranja repnih površina, matematičkim modelom dolazi se do rezultata osnovnih geometrijskih karakteristika repa, no njime nije definirana izvedba repnih površina koja također ima veliku ulogu u projektiranju, pogotovo za karakterističnu T – izvedbu repa koju ima Katana DV20. Tako dobiveni podaci služe kao polazište za daljnja ispitivanja nakon kojih se nizom korekcija dolazi do krajnjeg dizajna repnih površina. Na samom kraju proračuna za horizontalni rep dokazana je jedna od najbitnijih stvari, a to je doprinos repa stabilnosti zrakoplova. Računa se derivativ longitudinalne statičke stabilnosti, kao jedan od osnovnih uvjeta stabilnosti. Dobiven je negativan broj $C_{m_\alpha} = -3,49 \text{ rad}^{-1}$, što znači da rep ima pozitivan doprinos stabilnosti zrakoplova te kao takav može biti predmet daljnjih ispitivanja. Drugi osnovni uvjet je koeficijent momenta propinjanja pri nultom napadnom kutu koji iznosi $C_{m_0} = 0,2492$. Budući da je on pozitivan, zrakoplov je za sve navedene uvjete u radu – stabilan. Uz koeficijent momenta pri nultom napadnom kutu izračunat je i gradijent momenta skretanja po kutu klizanja $C_{n_\beta} = 0,0107 \text{ rad}^{-1}$, koji je pozitivan, što znači da je zrakoplov stabilan. Iz rezultata je vidljivo da projektiran zrakoplov zadovoljava sve nužne preduvjete stabilnosti te su izračunate geometrijske karakteristike dobar temelj za daljnja ispitivanja.

Kako bi se dobio konačan dizajn repnih površina Katane DV20, prethodno izračunate podatke koji služe kao smjernice, potrebno je testirati u snažnim računalnim programima u kojima je preciznije definirano puno više uvjeta. S tako korigiranim podacima konstruirale bi se repne površine koje je nužno testirati i praktično, odnosno u aerodinamičkim tunelima. Prethodna dodatna testiranja mogu biti tema daljnjih istraživanja, nakon čega se dobiveni rezultati mogu usporediti s rezultatima ovog rada.

LITERATURA

[1]

https://www.fzt.hawhamburg.de/pers/Scholz/HOOU/AircraftDesig_9_EmpennageGeneralDesign.pdf (Pristup: 05.07.2020.)

[2] <https://www.easa.europa.eu> (Pristup: 30.08.2020.)

[3] S. Gudmundsson, General Aviation Aircraft Design - Applied methods and procedures, Butterworth-Heinemann, 2014

[4]

https://www.fzt.hawhamburg.de/pers/Scholz/HOOU/AircraftDesig_11_EmpennageSizing.pdf (Pristup: 08.07.2020.)

[5]

http://www.aero.us.es/adesign/Slides/Extra/Stability/Design_Tail/Chapter%206.%20Tail%20Design.pdf (Pristup: 30.08.2020.)

[6] D. A. I. GmbH, Airplane Flight Manual - DV 20, 1999.

[7] <http://airfoiltools.com/polar/details?polar=xf-fx63137-il-1000000-n5> (Pristup: 03.09.2020.)

[8] <https://core.ac.uk/download/pdf/197903997.pdf> (Pristup: 03.09.2020.)

[9]

[http://www.aero.us.es/adesign/Slides/Extra/Stability/Design_Control_Surface/Chapter%2012.%20Desig%20of%20Control%20Surfaces%20\(Rudder\).pdf](http://www.aero.us.es/adesign/Slides/Extra/Stability/Design_Control_Surface/Chapter%2012.%20Desig%20of%20Control%20Surfaces%20(Rudder).pdf) (Pristup: 10.09.2020.)

[10]

[http://www.aero.us.es/adesign/Slides/Extra/Stability/Design_Control_Surface/Chapter%2012.%20Desig%20of%20Control%20Surfaces%20\(Elevator\).pdf](http://www.aero.us.es/adesign/Slides/Extra/Stability/Design_Control_Surface/Chapter%2012.%20Desig%20of%20Control%20Surfaces%20(Elevator).pdf) (Pristup: 10.09.2020.)

POPIS SLIKA

Slika 1 – Repne površine zrakoplova.....	2
Slika 2 – Potpuni slom uzgona [1].....	6
Slika 3 – Osnovne izvedbe repa zrakoplova.....	7
Slika 4 – Ventralna i dorsalna peraja.....	8
Slika 5 – Maksimalna sila pilota na upravljačke komande [2].....	15
Slika 6 - Prikaz osnovnih momenata i sila na zrakoplovu [4].....	18
Slika 7 – Osnovne veličine na horizontalnom repu [4].....	19
Slika 8 – Stabilan zrakoplov [4].....	22
Slika 9 – Nestabilan zrakoplov [4].....	23
Slika 10 – Raspon težišta i statička margina [4].....	25
Slika 11 – Odnos aerodinamičkog centra i debljine aeroprofila [4].....	27
Slika 12 – Ovisnost α_0 o M za $M = 0.3$ [4].....	29
Slika 13 – Ovisnost $\Delta\alpha$ o ϵ za $\lambda = 0$ [4].....	30
Slika 14 - Ovisnost $\Delta\alpha$ o ϵ za $\lambda = 0.5$ [4].....	30
Slika 15 - Parametri δ_1 i δ_2 [4].....	31
Slika 16 – Oznake veličina zakrilca [4].....	32
Slika 17 - Δc_{m0} o ϵ za $\lambda = 0$ [4].....	33
Slika 18 - Δc_{m0} o ϵ za $\lambda = 0.5$ [4].....	34
Slika 19 – Zavisnost odnosa koeficijenta momenta propinjanja i Machovog broja [4].....	34
Slika 20 – Empirijska korekcija za efikasnost koeficijenta uzgona zakrilca [4].....	39
Slika 21 – Odnos c_L o c_D [4].....	40
Slika 22 – Odnos K' s deflekcijom zakrilaca [4].....	40
Slika 23 – Katana DV20.....	42
Slika 24 – Wortmann FX 63 – 137 - ovisnost koeficijenta momenta propinjanja o napadnom kutu [8].....	47
Slika 25 – Wortmann FX 63 – 137 - zavisnost koeficijenta uzgona o napadnom kutu [7].....	50
Slika 26 – Grafički prikaz uzdužne statičke stabilnosti.....	55
Slika 27 – Prikaz proračunatih geometrijskih karakteristika.....	56
Slika 28 – Dijagram toka projektiranja horizontalnog repa [11].....	57
Slika 29 – Proces projektiranja vertikalnog repa [10].....	60
Slika 30 – Kormilo pravca [10].....	64
Slika 31 – Primjer slijetanja s bočnim vjetrom.....	65
Slika 32 – Dijagram toka projektiranja kormila smjera [10].....	66
Slika 33 – Kormilo dubine [11].....	67
Slika 34 – Kormilo dubine i pravca Katane DV20.....	67
Slika 35 – Dijagram toka projektiranja kormila dubine [11].....	68

POPIS TABLICA

Tablica 1 - VH i VV za različite tipove zrakoplova [1]	10
Tablica 2 - krakovi IH i IV [1]	10
Tablica 3 – Normalna i kutna ubrzanja [2]	12
Tablica 4 – Statička margina po kategorijama zrakoplova [4]	26
Tablica 5 – Okvirno projektiranje repnih površina [4]	26
Tablica 6 – Osnovne dimenzije i karakteristike zrakoplova Katana DV20 [6]	43
Tablica 7 – Dimenzije i karakteristike krila zrakoplova [6]	43
Tablica 8 – Karakteristike motora [6]	44
Tablica 9 – Podaci za proračun horizontalnog i vertikalnog repa [6],[8]	44
Tablica 10 – Usporedba rezultata i stvarnih podataka za horizontalni rep	56
Tablica 11 – Usporedba rezultata proračuna i stvarnih podataka za vertikalni rep	59

PRILOG A – Prikaz proračuna karakteristika repnih površina u Matlab-u

U nastavku je prikazan proračun svih karakteristika repa iz ovog rada, koristeći program Matlab.

```
disp("Proračun geometrijskih karakteristika horizontalnog  
repa:")  
Vh=0.7;  
Kc=1.4;  
c=1.09;  
S=11.6;  
Df=1.15;  
lopt=Kc*sqrt((4*c*S*Vh)/(pi*Df));  
Sh=(c*S*Vh)/lopt;  
fprintf('Optimalna duljina kraka iznosi %.2f m\n', lopt)  
fprintf('Površina horizontalnog stabilizatora iznosi %.2f  
m^2\n', Sh)  
m=730;  
ro=0.905;  
Vc=95*0.5144;  
Clw=(2*m*9.81)/(ro*Vc*Vc*S);  
fprintf('Koeficijent uzgona za let na 10 000 ft pri brzini  
krstarenja 95 kt iznosi %.4f\n', Clw)  
Cmaf=-0.2045;  
AR=10;  
A=1;  
aplhaT=0;  
Cmofw=Cmaf*((AR*cosd(A)*cosd(A))/(AR+2*cosd(A)))+0.01*aplhaT;  
Lf=lopt/0.6;  
fprintf('Koeficijent momenta propinjanja kombinacije krilo -  
trup iznosi %.4f\n', Cmofw)  
fprintf('Optimalna duljina trupa zrakoplova iznosi %.1f m\n',  
Lf)  
xcg=0.2235;  
hnula=0.4750;  
h=xcg;  
Clh=(Cmofw+Clw*(h-hnula))/Vh;  
fprintf('Koeficijent uzgona horizontalnog stabilizatora iznosi  
%.4f\n', Clh)  
ARh=2/3*AR;  
fprintf('Aspektni odnos horizontalnog stabilizatora iznosi  
%.2f\n', ARh)  
Clah=6.35;  
Clahor=Clah/(1+Clah/(pi*ARh));  
fprintf('Nagib pravca ovisnosti koef. uzgona o napadnom kutu  
horizontalnog stabilizatora iznosi %.2f 1/rad\n', Clahor)  
alphaHRad=Clh/Clahor;
```



```

alphaHDeg=alphaHRad*180/pi;
fprintf('Napadni kut horizontalnog stabilizatora iznosi %.2f rad
= %.2f deg\n', alphaHRad, alphaHDeg)
epsilon0=2*Clw/(pi*AR);
Claw=6.657;
dEpsilonPoDAlpha=2*Claw/(pi*AR);
alphaW=5.2/57.3;
epsilon=epsilon0+dEpsilonPoDAlpha*alphaW;
epsilonDeg=epsilon*180/pi;
fprintf('Kut povijanja struje zraka iznosi %.4f rad = %.2f
deg\n', epsilon, epsilonDeg)
alphafDeg=1.5;
ih=alphaHDeg-alphafDeg+epsilonDeg;
fprintf('Postavni kut horizontalnog stabilizatora iznosi %.2f
deg\n', ih)
lambdaW=0.9249;
lambdaH=lambdaW;
Aw=1;
Ah=Aw;
fprintf('Suženje aeroprofila horizontalnog stabilizatora %.4f
isto je kao i suženje krila\n', lambdaW)
fprintf('Kut strijele horizontalnog stabilizatora %d isti je kao
kut strijele krila\n', Aw)
bh=sqrt(ARh*Sh);
ch=Sh/bh;
fprintf('Duljina srednje aerodinamičke tetive iznosi %.4f m, te
raspon horizontalnog stabilizatora iznosi %.2f m\n', ch, bh)
chKorijen=3/2*ch*((1+lambdaH)/(1+lambdaH+lambdaH*lambdaH));
chVrh=lambdaH*chKorijen;
fprintf('Duljina tetive u korijenu horizontalnog stabilizatora
iznosi %.4f m te tetiva pri vrhu iznosi %.4fm\n', chKorijen,
chVrh)
niH=0.98;
calpha=Claw*(h-hnula)-Clahor*niH*(Sh/S)*(lopt/c-h)*(1-
dEpsilonPoDAlpha);
fprintf('Derivativ longitudinalne statičke stabilnosti iznosi
%.2f\n', calpha)
if calpha<0
    fprintf('Zrakoplov zadovoljava uvjete longitudinalne
statičke stabilnosti\n')
else
    fprintf('Zrakoplov NE zadovoljava uvjete longitudinalne
statičke stabilnosti\n')
end
statickamargina=3.49/6.657
fprintf('Statička margina iznosi%.2f m\n', statickamargina)

```

```

fprintf('\nProračun geometrijskih karakteristika vertikalnog
repa:\n')
lv=lopt;
fprintf('Duljina kraka vertikalnog stabilizatora ista je kao i
kod horizontalnog stabilizatora %.2fm\n', lv)
Vv=0.04;
b=9.57;
Sv=b*S*Vv/lv;
fprintf('Površina vertikalnog stabilizatora iznosi %.2fm^2\n',
Sv)
Arv=1.5;
fprintf('Aspektni odnos vertikalnog stabilizatora inicijalno se
postavlja na vrijednost između 1 i 2, a iznosi 1.5\n')
bv=sqrt(Arv/Sv);
fprintf('Raspon vertikalnog stabilizatora iznosi %.2fm\n', bv)
lambdaV=0.6;
fprintf('Suženje vertikalnog repa se inicijalno postavlja na
%.1f\n', lambdaV)
Av=20;
fprintf('Kut strijele vertikalnog stabilizatora se inicijalno
postavlja na %d deg\n', Av)
cv=Sv/bv;
CvKorijen=3/2*cv*((1+lambdaV)/(1+lambdaV+lambdaV*lambdaV));
CvVrh=lambdaV*CvKorijen;
fprintf('Tetiva vertikalnog stabilizatora iznosi %.2f, tetiva u
korijenu %.2f, tetiva u vrhu %.2f\n', cv,CvKorijen, CvVrh)
Cme=0;
Cmnula=Cmofw+Cme-Clahor*(ih/57.3-epsilon)*niH*Sh/S*((lopt/c)-
(xcg-hnula));
fprintf('Cm0 je %.4f\n', Cmnula)
if Cmnula>0
    fprintf('Zrakoplov je stabilan\n\n')
else
    fprintf('Zrakoplov nije stabilan\n\n')
end
a=328.4;
Ma=Vc/a;
fprintf('Machov broj je %.4f\n', Ma)
beta=sqrt(1-Ma*Ma);
Anul5=15;
Clapha=6.3541;
CnalphaVS=(2*pi*Arv)/(2+sqrt(4+((2*pi*Arv)/(Clapha))^2*(1+(tand(
Anul5))^2/(beta^2))));
CnalphaVSdeg=CnalphaVS*pi/180;
d=0.12/(0.12+1.23);
KVSB=1+3*d-lambdaV*(1-d);
CybetaVS=-Sv/S*CnalphaVS*KVSB;

```

```
fprintf('Gradijent vertikalnog stabilizatora ovisnog o kutu  
klizanja je %.4f\n', CybetaVS)  
b=10.78;  
CnbetaVS=-CybetaVS*(lopt)/b;  
fprintf('Gradijent momenta skretanja vertikalnog repa po kutu  
klizanja je %.4f\n', CnbetaVS)  
CnbetaW=0.0012;  
CnbetaF=-0.0435;  
Cnbeta=CnbetaW+CnbetaVS+CnbetaF;  
fprintf('Gradijent momenta skretanja po kutu klizanja je  
%.3f\n', Cnbeta)  
if Cnbeta>0  
    fprintf('Zrakoplov je stabilan\n\n')  
else  
    fprintf('Zrakoplov nije stabilan\n\n')  
end
```



Sveučilište u Zagrebu
Fakultet prometnih znanosti
10000 Zagreb
Vukelićeva 4

IZJAVA O AKADEMSKOJ ČESTITOSTI I SUGLASNOST

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

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

Izjavljujem također, kako nijedan dio rada nije iskorišten za bilo koji drugi rad u bilo kojoj drugoj visokoškolskoj, znanstvenoj ili obrazovnoj ustanovi.

Svojim potpisom potvrđujem i dajem suglasnost za javnu objavu _____ diplomskog rada pod naslovom **Preliminarni dizajn repnih površina lakog zrakoplova**

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

U Zagrebu, 20.9.2020. _____

Student/ica:

Dajana Dominik

(potpis)