Analiza dinamike leta padobranskog krila

Kovač, Karlo

Undergraduate thesis / Završni rad

2017

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

Permanent link / Trajna poveznica: https://urn.nsk.hr/urn:nbn:hr:119:829499

Rights / Prava: In copyright / Zaštićeno autorskim pravom.

Download date / Datum preuzimanja: **2024-03-29**

Repository / Repozitorij:

Faculty of Transport and Traffic Sciences - Institutional Repository

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU

FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI

Karlo Kovač

ANALIZA DINAMIKE LETA PADOBRANSKOG KRILA

ZAVRŠNI RAD

Zagreb, 2017.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI
ODBOR ZA ZAVRŠNI RAD

Zagreb, 27. ožujka 2017.

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

ZAVRŠNI ZADATAK br. 4085

Pristupnik: **Karlo Kovač (0135233750)**
Studij: Aeronautika
Smjer: Pilot
Usmjerenje: Civilni pilot

Zadatak: **Analiza dinamike leta padobranskog krila**

Opis zadatka:

Opisati razvoj padobranskih krila. Navesti i objasniti karakteristike koje utječu na let padobranskih krila.
Izračunati i prikazati relevantne dinamičke veličine padobranskih krila u zavisnosti o njegovim karakteristikama i vanjskim čimbenicima u različitim režimima leta: ustaljeni let, zaokret, kočenje i prevučeni let.
Izvesti zaključke.

Zadatak uručen pristupniku: 28. travnja 2017.

Mentor:

mr. sc. Davor Franjković, v. pred.

Predsjednik povjerenstva za završni ispit:

Sveučilište u Zagrebu
Fakultet prometnih znanosti

ZAVRŠNI RAD

ANALIZA DINAMIKE LETA PADOBRANSKOG KRILA

PARAFOIL FLIGHT DYNAMICS ANALYSIS

Mentor: Mr. sc. Davor Franjković

Student: Karlo Kovač, 0135233750

Zagreb, 2017.

Sažetak

U ovome je radu fokus na općeniti prikaz padobranskog krila i njegovih karakteristika. Cilj je prikazom konstrukcije te analizom statike i dinamike padobranskog sustava, pružiti kvalitetan uvid u njegova ponašanja i ograničenja. Osim toga, napravljen je izračun aerodinamičkih karakteristika i performansi teorijskog modela.

Ključne riječi: padobransko krilo; padobranski sustav; analiza dinamike; aerodinamičke karakteristike; performanse

Summary

This thesis focuses on a general representation of a parafoil including its characteristics. The objective is to provide a thorough insight of its behaviour and limitations through representation of its design and through static and dynamic analysis. Furthermore, a calculation of aerodynamic characteristics and performance of a theoretical model is provided.

Keywords: parafoil; parachute system; dynamic analysis; aerodynamic characteristics; performance

Sadržaj

1. Uvod 1
2. Terminološko određenje ključnih pojmova 2
3. Dizajn padobranskog sustava 3
4. Inflacija padobranskog krila 9
5. Aerodinamičke karakteristike padobranskog krila 12
6. Uravnoteženi pravocrtni let 18
7. Longitudinalna stabilnost 22
8. Manevar zaokreta 29
9. Manevar kočenja 32
10. Performanse padobranskog krila 35
11. Izračun teorijskog modela 40
12. Zaključak 50
Literatura 51
Popis slika 53
Popis oznaka 55

1. Uvod

Paralelno s razvojem zrakoplovstva te time i zračnog prijevoza, javljao se problem transporta tereta i putnika na nepristupačne lokacije, bilo radi reljefne konfiguracije, protivničkog teritorija ili radi skupih, neisplativih, a ponekad i opasnih prilaza i slijetanja. Rješenje se javilo u izbacivanju tereta te usporavanju i sigurnom prizemljivanju istog koristeći padobranski sustav. Pošto su padobrani bili od velike koristi za civilne i vojne operacije, razvoj i unaprjeđenje istih bio je krucijalan i značajan korak. Razvojem, od prvih neupravljivih kupola do modernih autonomnih i upravljivih padobranskih krila, povećala se jednostavnost, sigurnost i ekonomska isplativost operacija zračnog prijevoza tereta na nepristupačne lokacije. Naposljetku se korištenje padobrana populariziralo i u sportsko-rekreativne svrhe.

Rad počinje pregledom temeljnih karakteristika dizajna i konstrukcije padobranskog sustava. Zatim se pojašnjavaju i matematičkim jednadžbama prikazuju ponašanja padobranskog sustava kroz sve faze njegove eksploatacije od njegove inflacije, preko uravnoteženog pravocrtnog leta do manevara zaokreta i kočenja. Također, jedno poglavlje je posvećeno opisivanju performansi sustava. U posljednjem poglavlju izrađuje se izračun teorijskog modela koji je ujedno i primjer kreiranja stabilnog i upravljivog sustava te određivanja performansi ovisno o namjeni.

2. Terminološko određenje ključnih pojmova

Riječ padobran opisuje uređaj koji se, kao što i sama riječ ukazuje, brani od pada, odnosno opire se padu. Dakle, padobran je bilo koji prirodan ili umjetan uređaj koji služi opiranju pada kroz zrak dok pritom spušta određeni teret. Potrebno je razlikovati aerodinamičke deceleratore i padobrane, gdje se aerodinamički deceleratori mogu definirati kao uređaji čija je primarna funkcija povećavanje sile otpora radi usporenja brzine tijela na kojem djeluje, a padobran kao fleksibilno, elastično tijelo čiji je napuhani oblik ovisan o uvjetima toka fluida. Zbog strukturalne forme rigidnog deceleratora i nepromjenjivosti oblika "*ballut*"-a ("ballut" je prijelazni oblik između balona i padobrana korišten kao decelerator pri velikim brzinama), isti se isključuju iz razmatranja kao padobrani. Iako je primarna funkcija padobrana povećanje sile otpora, među mogućim sekundarnim ulogama mogu biti pružanje horizontalne komponente brzine sustavu i/ili stvaranje sile uzgona.

Referenca [1] navodi kako je padobransko krilo letjelica ili jedrilica koja može biti spakirana i aktivirana kao padobran, koja se najčešće izrađuje od najlona i u potpunosti je nerigidna te da se tijekom leta, zbog povećane brzine zraka i dinamičkog tlaka, napuhuje i poprima oblik rigidnog letećeg krila. Prva testiranja i istraživanja padobranskih krila, dizajna temeljenog na konceptu osmišljenom od strane D. Jalberta, obavljalo je Sveučilište Notre Dame koja su se bazirala na testiranjima umanjenih modela u zračnim tunelima, gdje se promatrao tok strujanja te gdje su se mjerili razni aerodinamički koeficijenti. Uz sama testiranja u zračnom tunelu, provodila su se i testiranja na terenu s raznim dizajnima padobranskog krila. Naposljetku su zabilježeni i kriteriji performansi i dizajna padobranskih krila koji su postali dostupni raznim organizacijama za testiranja u svoje svrhe. [2]

Od njihove najpoznatije uloge spuštanja ljudi, padobrani su upotrebljavani za široki spektar zadaća. Osim ljudi, padobrani su prenosili razne vrste tereta poput sanduka i kontejnera koji su često prenosili oružje, lijekove, hranu i ostalo. Padobrani se također koriste za usporavanje brzih vozila, od zrakoplovnih do cestovnih vozila. U nekim slučajevima, umjesto individualnog izbacivanja tereta, odnosno ljudi iz neispravnog zrakoplova, cijele kabine s više ljudi mogu se izbaciti i sigurno prizemljiti koristeći padobranski sustav. Padobrani moraju biti sposobni za operacije preko širokog spektra brzina te s njom i dinamičkih tlakova te u različitim okolinama. Na primjer, vanzemaljske aplikacije mogu biti potrebne u slučajevima slijetanja instrumenata, odnosno opreme na druge planete. [3].

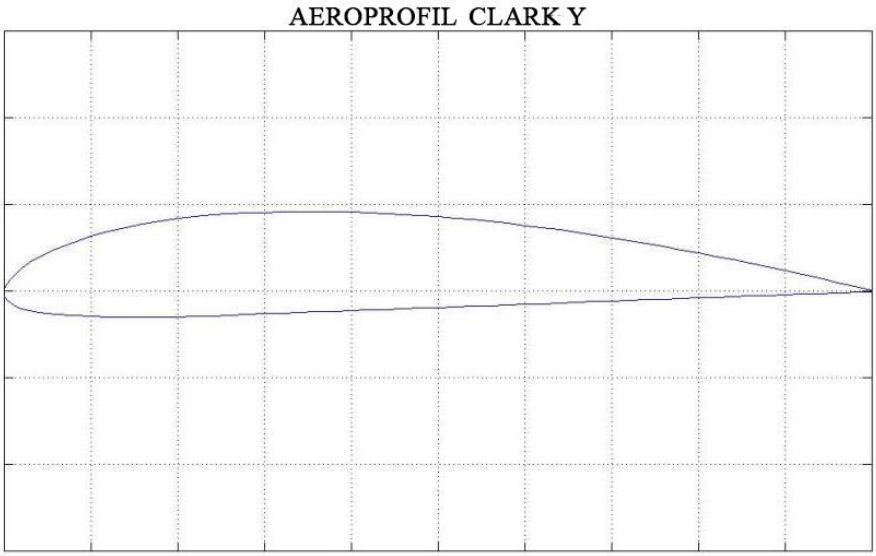
3. Dizajn padobranskog sustava

Dizajn je bitna stavka u projektiranju padobrana. Iako se unaprjeđenje aerodinamike smatra glavnim ciljem prilikom dizajniranja padobrana, ona je samo jedan od nekoliko ciljeva. Prilikom projektiranja, teži se tome da njihova fleksibilna struktura bude male mase, ali dovoljne čvrstoće kako bi mogla izdržati naprezanje tijekom otvaranja, odnosno inflacije padobrana. Otvaranje padobrana mora biti jednostavno, ali i pouzdano. Proizvodnja padobrana mora biti jednostavna i jeftina, kako bi njihova vrijednost bila manja u odnosu na teret kojeg prenose.

Najjednostavniji dizajn padobrana jest okrugli balistički dizajn tzv. 'kupola'. Ovaj padobran ima polusferni oblik kada je u cijelosti otvoren i napuhan. Usporava teret povećavajući svoj aerodinamički otpor zraka. Padobrani ovoga tipa nemaju mogućnost horizontalnog napredovanja kroz zrak te nemaju mogućnost direkcionalne kontrole. Napredniji dizajn s otvorima na jednoj strani kupole, omogućuje horizontalno napredovanje kroz zrak zato što ti otvori omogućuju prolazak zraka izvan same kupole te se time stvara horizontalna komponenta aerodinamičkog otpora koja rezultira stvaranjem horizontalne brzine u smjeru te sile. Jedan od popularnijih padobrana ovoga tipa bio je vojni padobran MC1-1B. Nadalje, šezdesetih godina 20. stoljeća počeli su se pojavljivati dizajni padobrana čija jedina karakteristika nije više bila stvaranje što veće aerodinamičke sile otpora, nego se težilo stvoriti upravljivi padobran koji bi stvarao aerodinamičku silu uzgona te koji bi pružio mogućnost preciznijeg i sporijeg slijetanja. Novi dizajni sličniji su krilu kakvog poznajemo kod zrakoplova. Prvo i najpoznatije padobransko krilo patentirano je 1963. godine od strane, ranije navedenog, izumitelja Domina C. Jalberta. Glavni doprinos ovoga dizajna jest njegova finesa, odnosno omjer aerodinamičkih sila uzgona i otpora. Finesa kupole tipa MC1-1B jest samo 0,75, no kod padobranskih krila te vrijednosti se uobičajeno kreću od 2 do 4. [3]

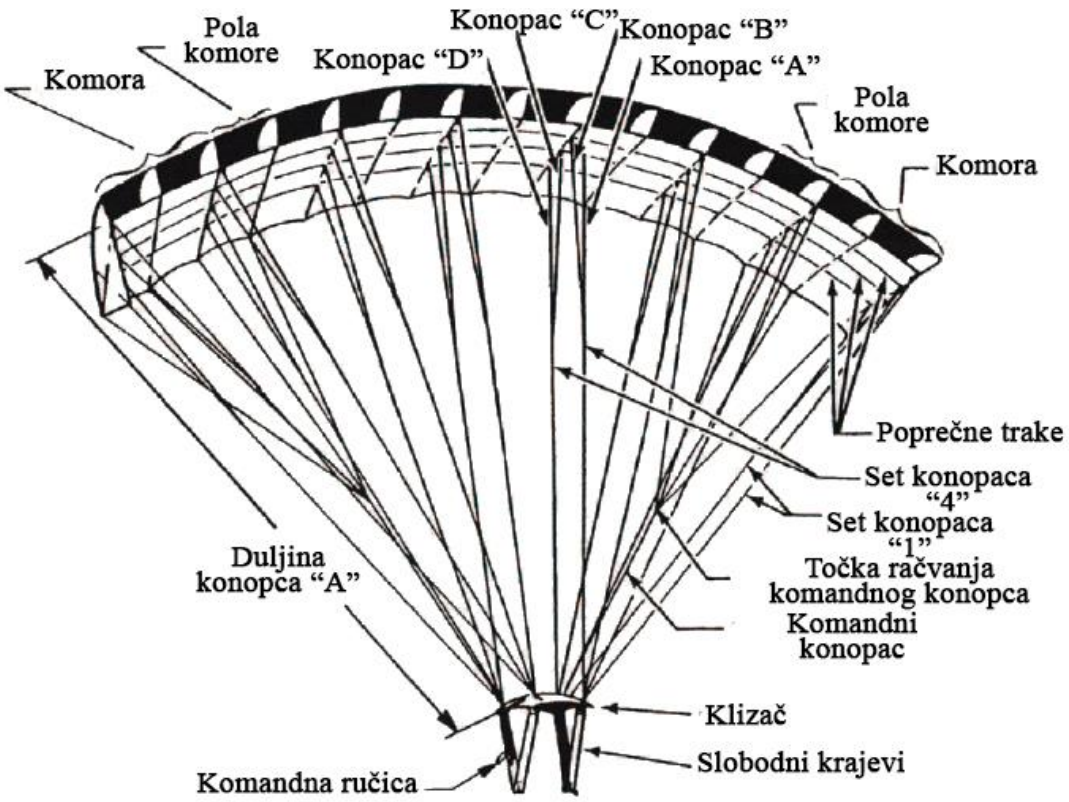
Poprečni presjek padobranskog krila, u osnovi, jednak je presjeku zrakoplovnog krila, tzv. aeroprofil. Odabir aeroprofila svodi se na jednostavnost izrade i zadovoljavajuće vrijednosti odnosa bezdimenzijskih aerodinamičkih koeficijenata uzgona i otpora. Najčešći odabir profila krila jest profil *Clark Y* [Slika 1.], iako se koriste i drugi profili poput profila *Lissaman 7808*. Oblik krila u tlocrtu, uobičajeno jest pravokutan ili eliptičan s malom vrijednosti aspektnog odnosa. Eliptično padobransko krilo slično je pravokutnim samo što su njegovi lateralni rubovi zaobljeni radi smanjenja sile otpora koja se javlja zbog zračnih

vrtloga na krajevima krila kada zrak prelazi s donje površine (donjake) na gornju površinu (gornjaku) krila preko navedenih rubova. [4]



Slika 1. Aeroprofil "Clark Y" [10]

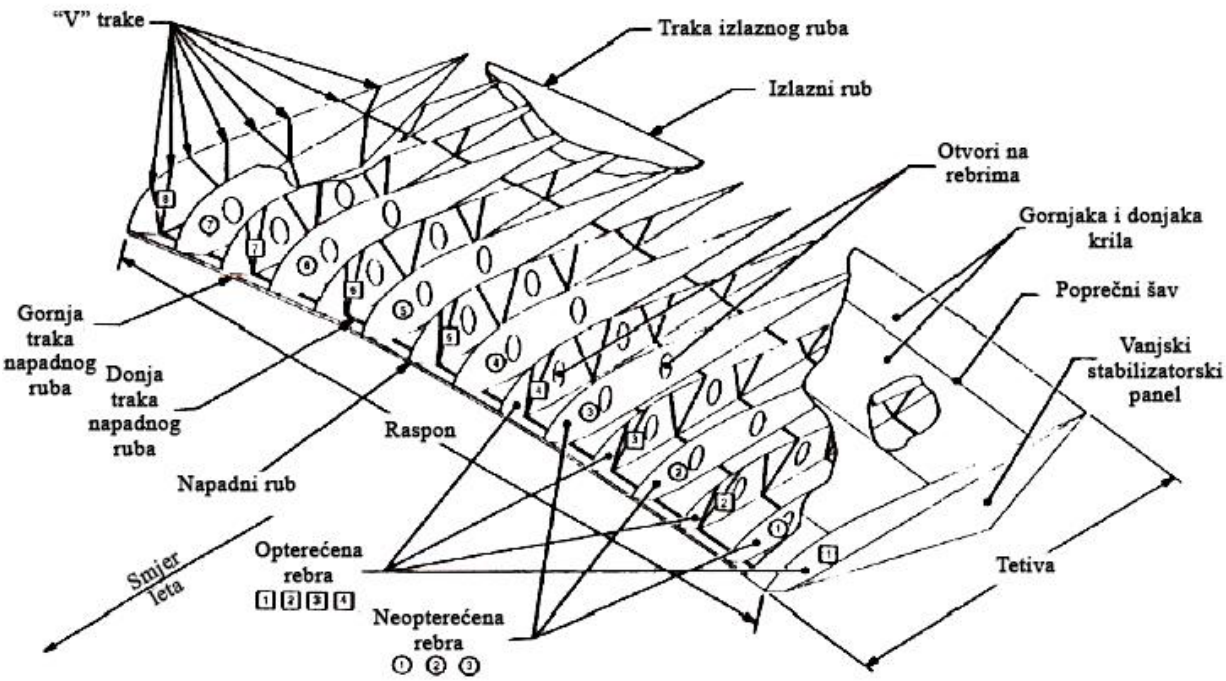
Padobransko krilo je u potpunosti izrađeno od nerigidnog, savitljivog, nepropusnog materijala, što omogućuje da se isto pakira te otvara kao i konvencionalni polusferni padobran, tj. kupola. Krilo se sastoji od gornje i donje površine koje zatvaraju oblik aeroprofila. Gledano u tlocrtu, te dvije površine oblikuju unaprijed određeni oblik, najčešće pravokutni. Oblik aeroprofila formiraju vertikalne, paralelne pregrade, tzv. rebra, koja se unutar krila uzduž tetive protežu od napadnog do izlaznog ruba krila. Ove pregrade se mogu usporediti s rebrima unutar zrakoplovnog krila. Pošto su poredane paralelno jedna uz drugu uzduž raspona, formiraju određeni broj komora. Svako drugo rebro je pod opterećenjem konopaca koji su na njega spojeni. Komorom smatramo prostor između opterećenih rebara. Dakle, svaka komora ima rebro u sredini koje nije opterećeno. Dijelovi padobrana prikazani su na Slici 2.



Slika 2. Dijelovi padobrana [17]

Na pregradama (rebrima) obično postoje otvori kružnog oblika. Ovo omogućuje prijenos pritiska zraka između komora tijekom napuhivanja krila pri otvaranju padobrana te kasnije radi izjednačavanja pritisaka među komorama. Na napadnom rubu krila postoji otvor duž cijelog raspona kako bi zrak mogao napuhati i formirati oblik krila. Na starijim modelima je ovaj otvor veličine presjeka napadnog ruba, no kod novijih se modela teži manjim otvorima radi smanjenja otpora. Materijal korišten u izradi padobranskog krila je nepropustan radi smanjenja gubitka pritiska unutar padobranskog krila.

Krilo je za teret spojeno suspenzijskim konopcima. Oni su uobičajeno pričvršćeni za naizmjenična rebra na višestrukim mjestima duž tetive s određenim razmakom među njima. Unatoč tome što je to relativno velik broj konopaca, ovakvo rješenje je potrebno radi održavanja oblika profila donjake duž tetive. Kako bi se uštedjelo na masi, materijalu i kako bi se smanjio otpor, određeni konopci se spajaju. Postoje četiri grupe konopaca koje se nazivaju grupa A, B, C i D. Grupa A spaja se na dno otvora napadnog ruba, grupa B se najčešće nalazi na ¼ tetive od napadnog ruba, a grupe C i D spajaju se na donjaku u produženju. Među svim grupama konopaca, približno je jednaki razmak.



Slika 3. Dijelovi padobranskog krila [17]

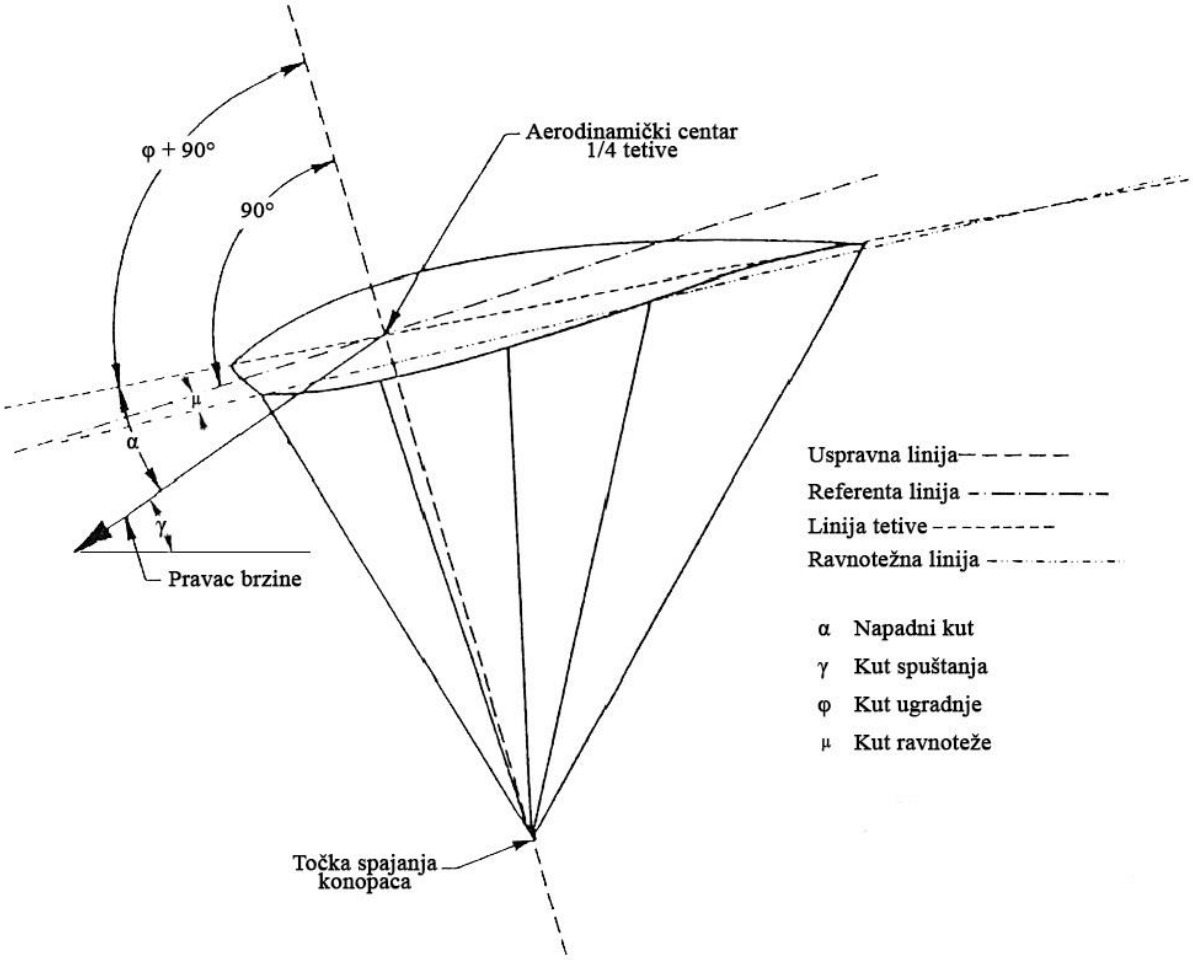
U ove grupe ne ulaze komandni konopci koji spajaju izlazni rub krila o kojima će se naknadno više reći. Neki dizajni padobranskog krila imaju unutarnje stabilizatorske panele (eng. *flares*), raspoređene uzduž donjake na koje se suspenzijski konopci spajaju. Zajedno sa ravnomjernom raspodjelom aerodinamičkog opterećenja na konopce i održavanjem oblika profila donjake, ti paneli djelomično usmjeravaju tok zraka u dvodimenzionalan tok čime omogućuju pravilnu distribuciju uzgona te također povećavaju direkcionalnu stabilnost. Unatoč tome što pružaju i pravilan oblik aeroprofila što poboljšava aerodinamičku učinkovitost, negativni učinci se javljaju u obliku povećane mase, volumena i kompliciranost izrade. Moderniji dizajni nemaju unutarnje stabilizatorske panele. Umjesto njih, aerodinamička opterećenja primaju trake zašivene za opterećena rebra. Također, koriste se i trake "V" oblika zašivene za opterećena rebra u cilju dodatne distribucije opterećenja od konopaca. Na rubovima krila najčešće se nalaze vanjski stabilizatorski paneli. Slično unutarnjim stabilizatorskim panelima, vanjski stabilizatorski paneli služe povećavanju direkcionalne stabilnosti, ali pri tome njihova uloga jest smanjenje stvaranja zračnih vrtloga te povećanje lateralne stabilnosti sustava.

Na današnjim dizajnima konopci su obično 0,6 – 1 duljine raspona krila. S obzirom na to da su konopci uzduž raspona krila jednakih duljina (što nije slučaj uzduž tetive krila), krilo je dakle negativnog kuta pregiba (eng. *anhedral*). Dijelovi padobranskog krila, vidljivi su na Slici 3.

Nekoliko se aeroprofila koristilo za izradu padobranskih krila: najraniji bio je *Clark Y* s debljinom od 18% tetive, međutim za novije dizajne, koristeći tehnologiju zračnih jedrilica, počeli su se koristiti aeroprofili kao na primjer *NASA LS1-0417*.

Bitna karakteristika padobranskog krila jest otvor napadnog ruba. Danas se proučavaju raznoliki otvori napadnog ruba padobranskog krila pošto oblik napadnog ruba utječe na otpor aeroprofila i proces inflacije padobrana. Također, današnji je trend smanjenje otvora u cilju smanjenja otpora, no to može imati nepovoljan utjecaj na proces inflacije. Na lateralno-direkcionalnu i longitudinalnu upravljivost utječe se djelovanjem na komandne konopce koji su spojeni za sami izlazni rub padobranskog krila. Komandni konopac se iz jednog račva na njih nekoliko te povlačenjem istog dolazi do defleksije izlaznog ruba za kut δ. Postoje dva komandna konopca, po jedan na svakoj strani krila. Asimetričnim povlačenjem komandnih konopaca započinje se zaokret, a simetričnim povlačenjem kočenje, odnosno mijenjanje finese krila. [5]

Kod dizajna padobrana, pod glavne karakteristike može se uvrstiti kut ravnoteže (eng. *trim angle*), kut pregiba (eng. *anhedral angle*) i kut ugradnje (eng. *angle of incidence*), no prije nego što se definiraju, potrebno je opisati referentni sustav kojeg čine referentna linija (eng. *reference line*) i uspravna linija (eng. *plumb line*) te definirati ravnotežnu liniju (eng. *trim line*). Kao što je prikazano na Slici 4., uspravna linija spaja čvorište konopaca i prolazi kroz ¼ tetive, mjereno od napadnog ruba. Referentna linija je okomica koja sječe uspravnu liniju u točki ¼ tetive. Ravnotežna linija jest linija koja povezuje točku spajanja konopaca grupe A i grupe D sa donjakom krila. Kut ravnoteže jest kut između referentne linije i ravnotežne linije. On je direktno vezan uz kut ugradnje jer mijenjajući kut ugradnje mijenja se i kut ravnoteže. Na Slici 4. ovaj kut označen je s grčkim slovom 'μ' (na prikazu je ovaj kut negativan). Što je manji kut ravnoteže (ali veći od nule), to je veći napadni kut, što ostavlja manje prostora do kritičnog napadnog kuta pri kojem dolazi do gubitka uzgona. Što je kut ravnoteže veći, napadni kut je manji.

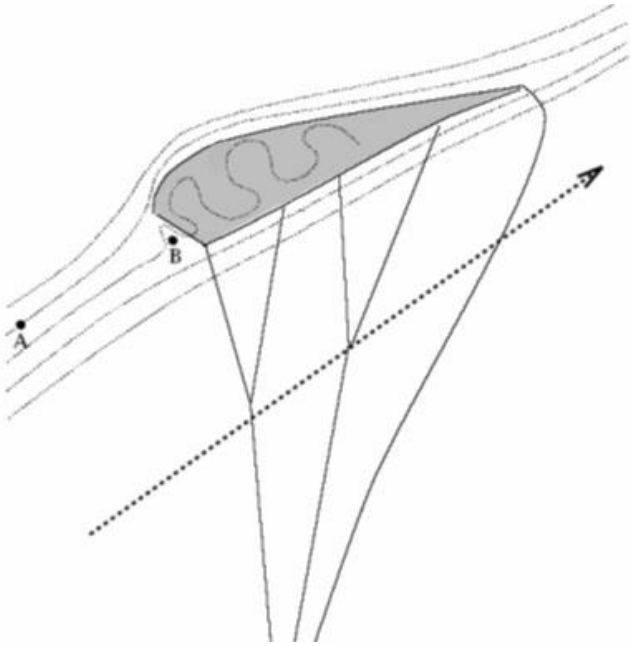


Slika 4. Relevantni kutovi i linije [17]

U vezi s time, kut ravnoteže obrnuto je proporcionalan brzini leta. Kut pregiba je kod padobrana neutralan ili negativan, tj. krilo je, gledano iz nacrta, ravno ili zakrivljeno s rubovima prema dolje. Zbog zakrivljenosti krila, vektor sile uzgona nije uspravan, nego je nakrivljen prema van od središta. Pošto je tako i s lijeve i s desne strane krila, horizontalne komponente uzgona se poništavaju, tako da vertikalna komponenta uzgona manja, što daje manji doprinos finesi krila.

4. Inflacija padobranskog krila

Inflacija krila, tj. napuhavanje, je proces poprimanja oblika krila tijekom otvaranja padobrana. Otvaranje padobrana najčešće započinje izbacivanjem pilot-padobrana koji je povezan s padobranskim krilom. Pilot-padobran ima oblik male kupole te služi kako bi svojim otporom stvorio silu kojom bi izvukao glavni padobran, odnosno padobransko krilo, iz svoje torbe. Nakon što je glavni padobran izvučen van, počinje proces inflacije gdje se krilo najprije širi te zatim inflacijom komora poprima svoj oblik. Prilikom otvaranja dolazi do velikih sila unatoč deceleraciji koja usporava padobranca, odnosno teret, s njegove terminalne brzine na brzinu leta padobrana. Pošto se to događa unutar kratkog vremenskog intervala od nekoliko sekundi, dolazi do velikih sila suprotnih kretanju tijela. Kako bi se smanjila sila prilikom otvaranja, za usporavanje cijelog procesa koristi se klizač (eng. *slider*). Klizač služi usporavanju procesa otvaranja padobrana. To je najlon pravokutnog oblika, veličine otprilike 2% površine padobranskog krila, stoji u horizontalnoj ravnini te na svakom kutu ima otvor kroz koji prolaze konopci. Prilikom otvaranja smješten je pri vrhu konopaca uz samo krilo prije nego što se zbog gravitacije i sile kojom konopci djeluju na njega zbog širenja krila, spusti na dno konopaca. Kada je u gornjoj poziciji, drži padobransko krilo skupljeno čime produljuje vrijeme otvaranja koje direktno utječe na smanjenje sile usporavanja. Dok se padobransko krilo rastvara, istodobno počinje i njegova inflacija.



Slika 5. Karakteristične točke tlaka zraka i brzine prilikom inflacije padobranskog krila [5]

Slika 5. prikazuje poprečni presjek krila te karakteristične točke u kojima promatramo pritisak i brzinu zraka. Točka 'A' predstavlja stanje u slobodnoj struji zraka. Točka 'B' je stagnacijska točka te se nalazi u centru otvora na napadnom rubu krila. Nakon točke stagnacije, tok zraka se razdvaja te prolazi iznad i ispod krila. Nakon što zrak uđe u komoru, gubi svoju brzinu te, kad se tlak unutar komore izjednači s tlakom u točki 'B', počinje stagnirati. Ako je p_{st} tlak u točki stagnacije, onda se preko Bernoullijeve jednadžbe može zaključiti da je:

$$p_{st} = p_{\infty} + \frac{1}{2}\rho V_{\infty}^2 = p_A + \frac{1}{2}\rho V_A^2 \tag{4.1}$$

$$p_B + \frac{1}{2}\rho V_B^2 = p_A + \frac{1}{2}\rho V_A^2 \tag{4.2}$$

Pošto je brzina u točki 'B' jednaka nuli,

$$p_B + \frac{1}{2}\rho(0)^2 = p_A + \frac{1}{2}\rho V_A^2$$

$$p_B = p_A + \frac{1}{2}\rho V_A^2$$

$$p_B = p_{st} \tag{4.3}$$

Unutarnji pritisak je jednak pritisku u točki stagnacije,

$$p_{unutarnji} = p_{st} \tag{4.4}$$

Odnosno,

$$p_{vanjski} + \frac{1}{2}\rho V_{vanjski}^2 = p_{st} \tag{4.5}$$

Dakle, spajanjem jednadžbi (4.4) i (4.5), dobiva se:

$$p_{vanjski} + \frac{1}{2}\rho V_{vanjski}^2 = p_{unutarnji}$$

$$p_{vanjski} = p_{unutarnji} - \frac{1}{2}\rho V_{vanjski}^2 \tag{4.6}$$

Dakle, što je veća brzina padobranskog krila, to je veći dinamički tlak, a što je veći dinamički tlak to je veća razlika tlakova unutar i izvan komore. To rezultira većom silom na materijal odnosno većom rigidnosti padobrana što čini krilo manje osjetljivim na turbulencije te smanjuje mogućnost ispuhivanja i zatvaranja komore. [6]

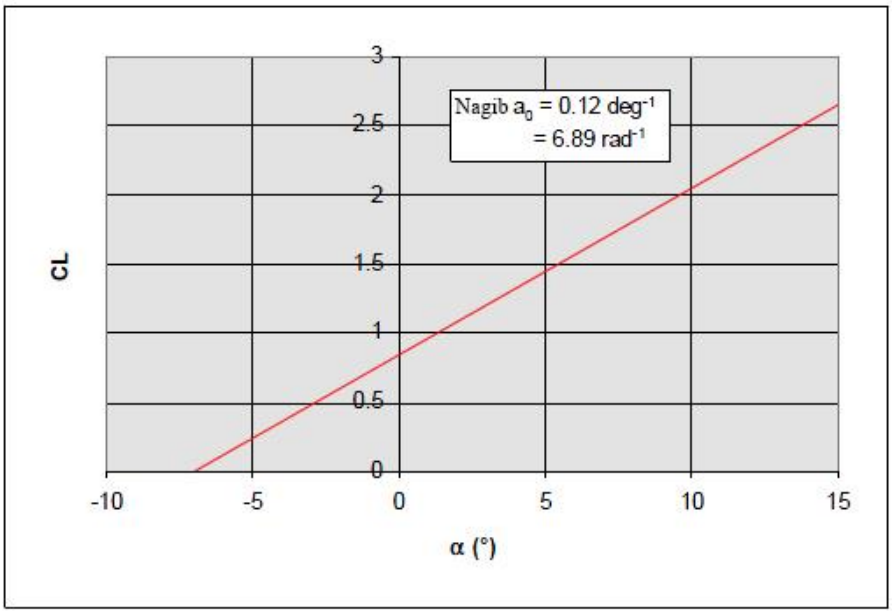
5. Aerodinamičke karakteristike padobranskog krila

Radi boljeg razumijevanja dinamike padobranskog krila, potrebno je definirati aerodinamičke karakteristike padobranskog krila. Koeficijent uzgona padobranskog krila je aerodinamička karakteristika krila koja je jednaka omjeru sile uzgona i dinamičkog tlaka množenog s referentnom površinom:

$$C_L = \frac{2\,F_L}{\rho V^2 S} \tag{5.1}$$

gdje je C_L koeficijent uzgona, F_L sila uzgona, ρ gustoća zraka, V relativna brzina zraka i S površina krila. Koeficijent uzgona možemo prikazati i preko grafa ovisnosti C_L o napadnom kutu α, čija je promjena $dc_L/d\alpha$ uobičajeno $a_0 = 2\pi\ rad^{-1}$:

$$C_L = a(\alpha - \alpha_0) \tag{5.2}$$



Slika 6. Koeficijent uzgona aeroprofila "Clark Y" [4]

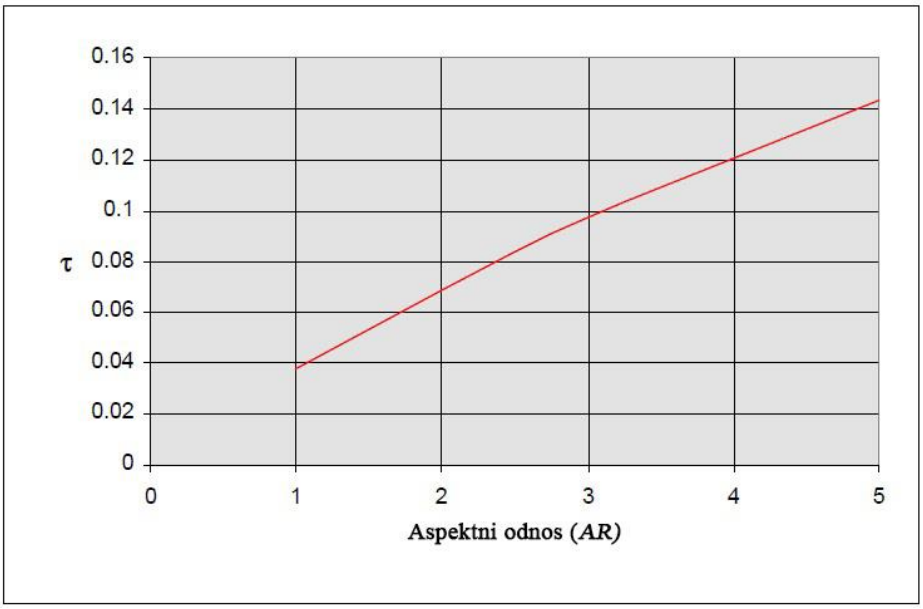
Dijagram [Slika 6.] prikazuje koeficijent uzgona kao funkciju napadnog kuta. Ovaj pravac karakterističan je za aeroprofil Clark Y. Vrijednost $dc_L/d\alpha$, jest a_0 = 6,89 rad^{-1}, što je

veće od teorijske vrijednosti 2π rad^{-1} za tanke aeroprofile. Kut nultog uzgona α_0 je u ovom slučaju -7°.

Zbog malih vrijednosti aspektnog odnosa kod padobranskih krila, uzgon se ne može promatrati kao da djeluje linijski nego rasprostranjeno preko površine krila. Pope [7] daje nagib krivulje uzgona za krilo kao:

$$a = \frac{\pi a_0 AR}{\pi AR + a_0(1+\tau)} \tag{5.3}$$

Gdje je a_0 nagib krivulje dvodimenzionalnog uzgona, a nagib krivulje trodimenzionalnog uzgona, AR aspektni odnos i τ mali pozitivni faktor [Slika 7.] koji povećava inducirani napadani kut. [7] Lingard [5] daje teorijske vrijednosti faktora τ:



Slika 7. Faktor "τ" kao funkcija aspektnog odnosa *AR* [5]

Nadalje, Hoerner [8] preporučuje smanjenje dvodimenzionalnog nagiba krivulje uzgona α_0 za faktor *k*:

$$a'_0 = a_0 k \tag{5.4}$$

gdje sa

$$k = \frac{2\pi AR}{a_0} tanh \frac{a_0}{2\pi AR} \tag{5.5}$$

dobivamo

$$a = \frac{\pi AR a'_0}{\pi AR + a'_0(1+\tau)} \tag{5.6}$$

Zbog činjenice da krivulja uzgona krila malih aspektnih odnosa prelazi iznad krivulje opisane jednadžbom (5.6), Hoerner [8] uvodi inkrement koeficijenta uzgona:

$$\Delta C_L = k_1 \sin^2(\alpha - \alpha_0) cos(\alpha - \alpha_0) \tag{5.7}$$

gdje je k_1 funkcija aspektnog odnosa i oblika rubova krila. Hoerner [8] također navodi kako se eksperimentalni podatci najbolje uklapaju za vrijednosti aspektnog odnosa $1<AR<2{,}5$ preko jednadžbe:

$$k_1 = 3.33 - 1.33AR \tag{5.8}$$

Odnosno za $AR>2.5$,

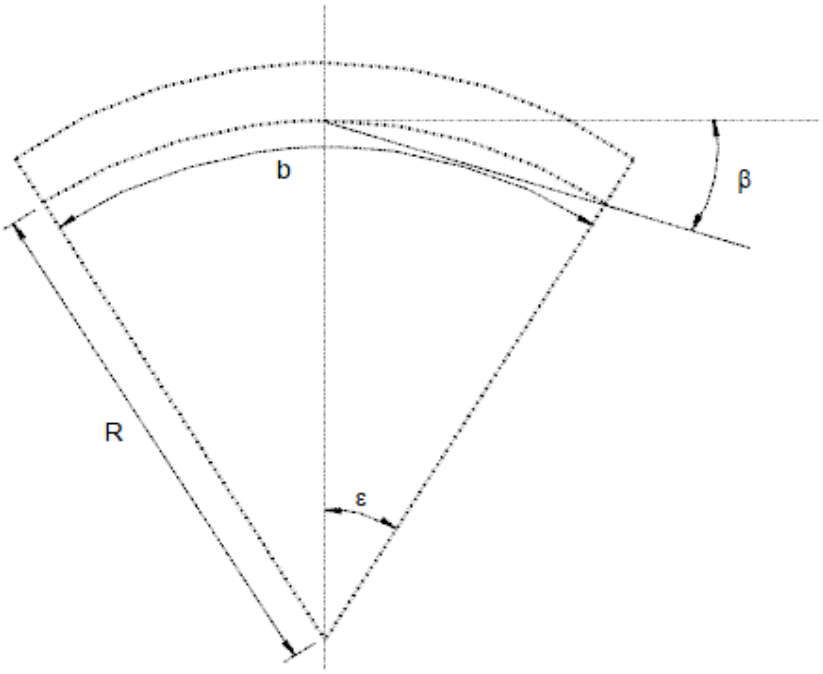
$$k_1 = 0 \tag{5.9}$$

Dakle, dodavanjem ovog inkrementa početnoj jednadžbi (5.2), dobivamo:

$$C_L = a(\alpha - \alpha_0) + k_1 \sin^2(\alpha - \alpha_0) cos(\alpha - \alpha_0) \tag{5.10}$$

Prethodna jednadžba vrijedi samo za padobranska krila koja imaju neutralan kut pregiba, $\beta = 0°$. Za uobičajena krila gdje je $\beta < 0°$, zbog zakrivljenosti, uzgon se smanjuje. To se događa zbog nagiba vektora uzgona prema van, postepeno od središta krila prema lateralnim rubovima:

$$C_L = C_{L_{\beta=0}} \cos^2 \beta \tag{5.11}$$



Slika 8. Karakteristike kuta pregiba padobranskog krila [5]

Dodavanjem jednadžbe (5.11) u jednadžbu (5.10), dobiva se koeficijent uzgona za padobranska krila s negativnim kutom pregiba:

$$C_L = a(\alpha - \alpha_0)\cos^2\beta + k_1 \sin^2(\alpha - \alpha_0)\ cos(\alpha - \alpha_0) \tag{5.12}$$

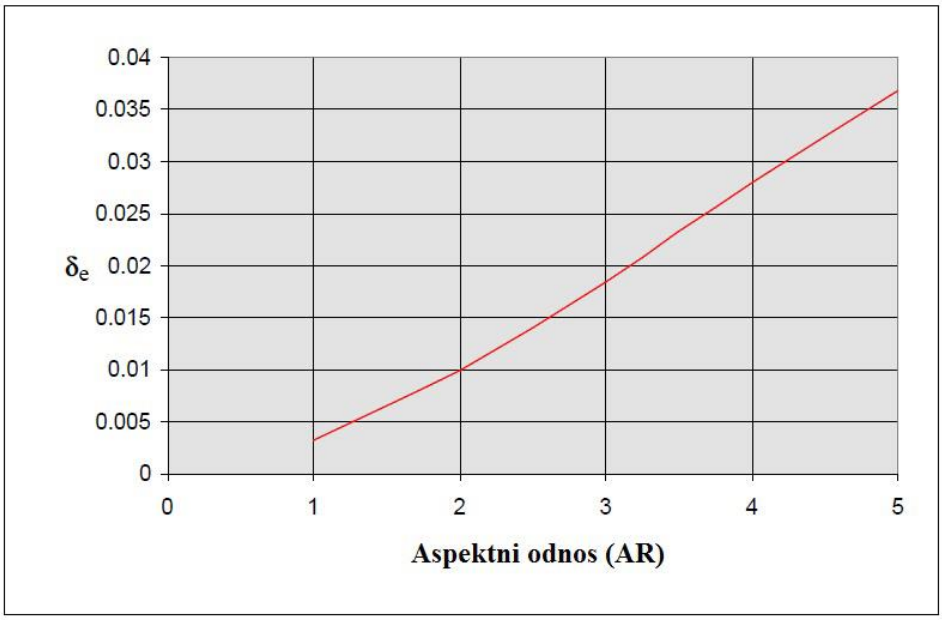
Koeficijent otpora padobranskog krila također je aerodinamička karakteristika koju određuje omjer sile otpora i dinamičkog pritiska množenog s referentnom površinom:

$$C_D = \frac{2\,F_D}{\rho V^2 S} \tag{5.13}$$

Rastavljanjem koeficijenta otpora na otpor profila i inducirani otpor, dobiva se:

$$C_D = C_{D_0} + \frac{C_L^2(1+\delta_e)}{\pi AR} \tag{5.14}$$

gdje je prvi član C_{D0} otpor profila a drugi član inducirani otpor. Parametar δ_e je mali faktor koji jest korekcija za krila ne-eliptičnog oblika. Lingard [5] daje teorijske vrijednosti za δ_e [Slika 9.]:



Slika 9. Faktor "δ_e" kao funkcija aspektnog odnosa *AR* [5]

Ware i Hassell [9] procjenjuju otpor profila padobranskog krila sumirajući sljedeće elemente: otpor aeroprofila tipičnog aeroprofila $C_D = 0{,}015$, otpor površinskog trenja $C_D = 0{,}004$, otpor otvora napadnog ruba $C_D = 0{,}5\ h/c$ (gdje je h visina otvora, a c dužina tetive), otpor stabilizatora i panela bez treperenja $C_D = 0{,}0001$, te s treperenjem $C_D = 0{,}5\ S_p/S$ (gdje je S_p površina panela i stabilizatora, a S površina krila).

Nadalje, Hoerner također dodaje inkrement za otpor:

$$\Delta C_D = k_1 \sin^3(\alpha - \alpha_0) \tag{5.15}$$

Dakle, dodavanjem inkrementa (5.15) jednadžbi (5.14), dobiva se:

$$C_D = C_{D_0} + \frac{C_L^2(1+\delta_e)}{\pi AR} + k_1 \sin^3(\alpha - \alpha_0) \tag{5.16}$$

što predstavlja koeficijent otpora padobranskog krila, no kako bi se dobio ukupni koeficijent otpora, moraju se uračunati i faktori konopaca i tereta, odnosno padobranca. Lingard [5]

uvodi pretpostavku da su konopci jednakih duljina i da putuju jednakom brzinom *V cosα* te da je za tipične *Reynoldsove* brojeve, koeficijent otpora konopaca približno 1,0. Sukladno tome, Lingard [5] daje jednadžbu doprinosa otpora konopaca otporu cijeloga sustava:

$$C_{D_k} = \frac{nRd\cos^3\alpha}{S} \tag{5.17}$$

gdje je *n* broj konopaca, *R* prosječna duljina konopaca, *d* promjer konopca i *S* površina krila. Teret, odnosno padobranac, također ima svoj doprinos otporu:

$$C_{D_t} = \frac{(C_D S)_t}{S} \tag{5.18}$$

gdje $(C_D S)_t$ predstavlja površinu tereta, odnosno padobranca. Dodaju li se prethodni otpori jednadžbi (5.16), dobiva se izraz za ukupni koeficijent otpora:

$$C_D = C_{D_0} + C_{D_k} + C_{D_t} + \frac{a^2(\alpha-\alpha_0)^2}{\pi AR}(1+\delta_e) + k_1\sin^3(\alpha-\alpha_0) \tag{5.19}$$

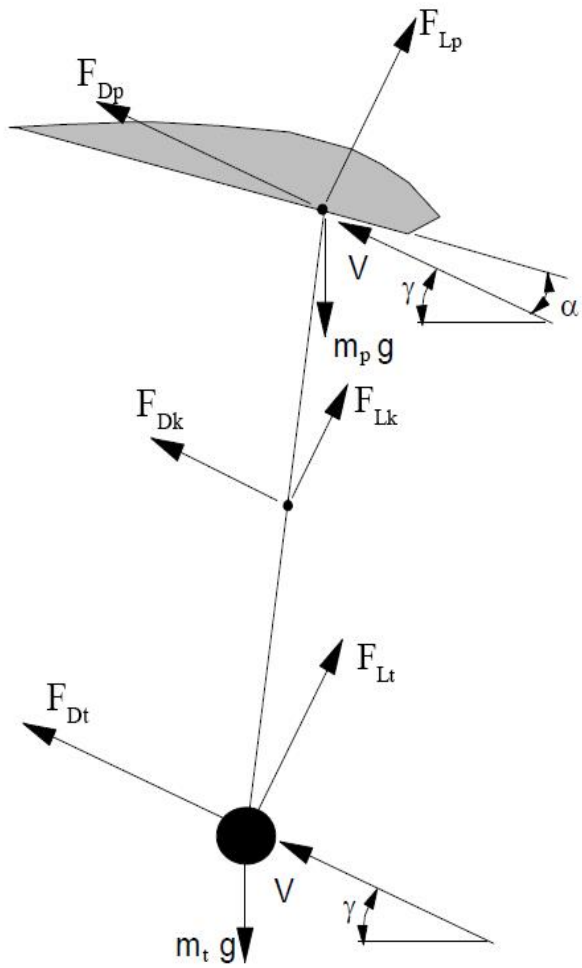
Nadalje, kako bi dobili izraze za aerodinamičke sile uzgona F_L i otpora F_D, koeficijente množimo s dinamičkim tlakom i referentnom površinom. Dakle, izrazi za silu uzgona i otpora su sljedeći:

$$F_L = C_L \tfrac{1}{2}\rho V^2 S \tag{5.20}$$

$$F_D = C_D \tfrac{1}{2}\rho V^2 S \tag{5.21}$$

6. Uravnoteženi pravocrtni let

Ustaljeni let započinje nakon otvaranja i inflacije padobrana. Cijeli sustav se nakon nekog kratkog vremena stabilizira te počinje letjeti u uravnoteženom stanju. Slika 10. prikazuje sustav u kojem se nalaze padobransko krilo i teret obješen ispod krila. Sustav leti brzinom *V* s kutom spuštanja *γ*.



Slika 10. Sile, kutovi i pravci brzina za sustav u pravocrtnom uravnoteženom letu [5]

Rastavljanjem sila na horizontalne i vertikalne komponente, dobivamo:

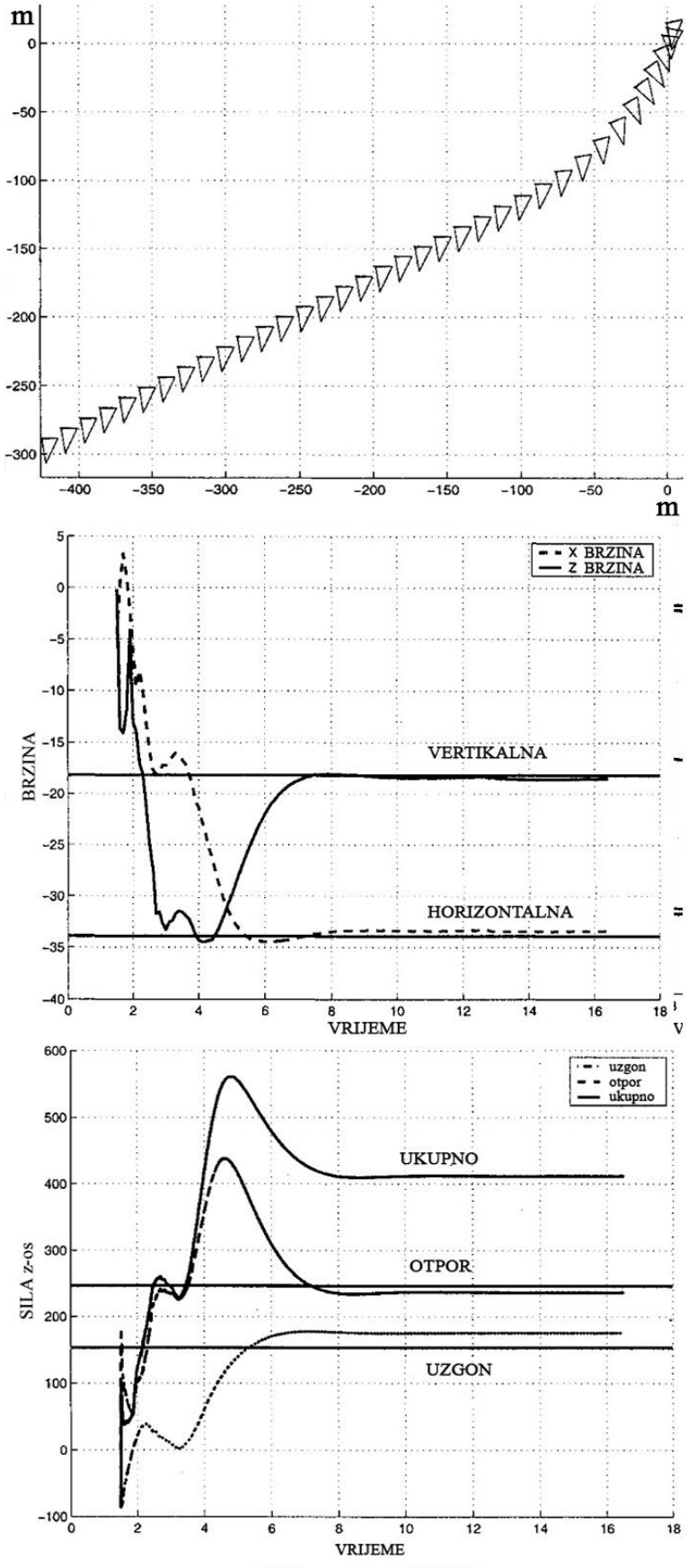
$$(F_{Lp} + F_{Lk} + F_{Lt}) \sin\gamma - \left(F_{Dp} + F_{Dk} + F_{Dt}\right) \cos\gamma = 0 \tag{6.1}$$

$$\left(m_p + m_t\right)g - (F_{Lp} + F_{Lk} + F_{Lt}) \cos\gamma - \left(F_{Dp} + F_{Dk} + F_{Dt}\right) \sin\gamma = 0 \tag{6.2}$$

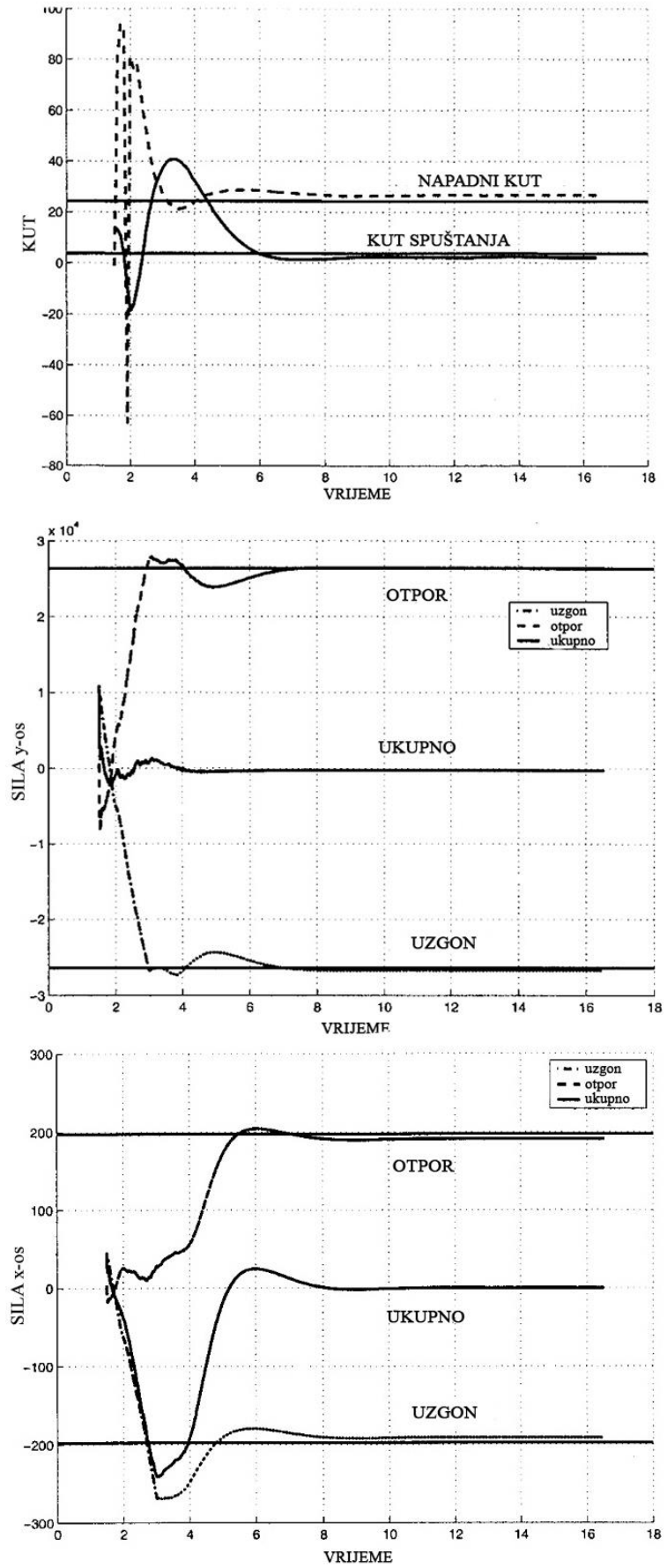
gdje je F_{Lp} sila uzgona padobranskog krila, F_{Lk} sila uzgona konopaca, F_{Lt} sila uzgona tereta, F_{Dp} sila otpora padobranskog krila, F_{Dk} sila otpora konopaca, F_{Dt} sila otpora tereta, m_p masa padobranskog krila, m_t masa tereta i g ubrzanje sile teže.

Iz prethodnih jednadžbi može se zaključiti kako se na horizontalnoj osi, komponente uzgona i otpora padobranskog krila, tereta i konopaca, izjednačavaju. Također, na vertikalnoj osi težina tereta i padobranskog krila se izjednačavaju s vertikalnim komponentama uzgona i otpora padobranskog krila, tereta i konopaca. Može se zaključiti da uvjet pravocrtnog uravnoteženog leta padobranskog krila jest da je suma sila u *x* i *y* osi jednaka nuli.

Dijagrami [Slika 11.] i [Slika 12.] prikazuju rezultate kompjutorske simulacije dinamike padobranskog krila u pravocrtnom uravnoteženom letu preuzete iz reference [10]. Na dijagramima se može primijetiti tranzicija padobranskog krila iz nekog kaotičnog stanja u pravocrtan i uravnoteženi let. Prvi dijagram prikazuje prostorni prikaz padobrana u letu. Drugi prikazuje ovisnost napadnog i kuta spuštanja o vremenu. Treći prikazuje komponente brzina dok četvrti, peti i šesti prikazuju ovisnost aerodinamičkih sila o vremenu u *x, y i z* osi.



Slika 11. Dijagrami kompjuterske simulacije [10]



Slika 12. Dijagrami kompjuterske simulacije [10]

7. Longitudinalna stabilnost

Da bi padobransko krilo težilo uravnoteženom položaju te da bi prigušilo novonastale oscilacije, isto mora biti statički i dinamički stabilno. Padobransko krilo bit će stabilno kada je suma momenata koja djeluje na sustav jednaka nuli i kada je promjena koeficijenta momenta propinjanja po napadnom kutu, $dC_M/d\alpha$, negativna. To znači da ako dođe do pomaka iz ravnotežnog položaja, sustav će imati tendenciju vratiti se u prvobitni, uravnoteženi položaj. Ako je C_M $(C_L=0,\ \alpha=\alpha_0)$ = C_{M0}, uvjete statičke stabilnosti možemo prikazati nejednadžbama:

$$C_{M0} > 0 \tag{7.1}$$

$$\frac{\partial C_M}{\partial \alpha} < 0 \tag{7.2}$$

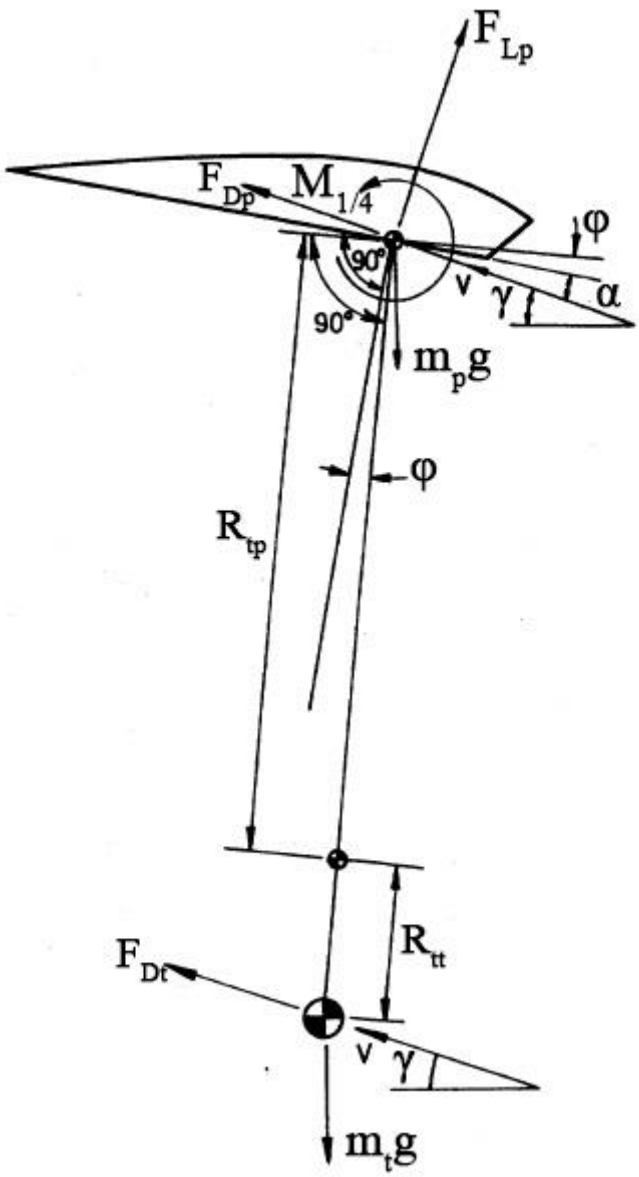
Pretpostavljajući da je sustav rigidan te da se masa padobranskog krila nalazi u aerodinamičkom centru na ¼ tetive, Lingard [5] izvodi jednadžbu za moment $M_{c/4}$ oko ¼ tetive:

$$M_{c/4} = M_{AC} + R[F_{Lt}\sin(\alpha+\varphi) - F_{Dt}\cos(\alpha+\varphi)] + \frac{R}{2}[F_{Lk}\sin(\alpha+\varphi) - F_{Dk}\cos(\alpha+\varphi) - m_t g R sin\theta \tag{7.3}$$

gdje je M_{AC} moment propinjanja krila u točki ¼ tetive, F_{Lk} sila uzgona konopaca, F_{Dk} sila otpora konopaca, F_{Lt} sila uzgona tereta, F_{Dt} sila otpora tereta, m_t masa tereta, g ubrzanje sile teže, R udaljenost od točke ¼ tetive do tereta, φ kut ugradnje i θ kut nagiba u odnosu na horizontalnu ravninu.

Nadalje, u skladu sa Slikom 13., prema referenci [11] dobiva se jednadžba za moment propinjanja M oko težišta sustava:

$$M = M_{AC} + R_{tp}\left[F_{Dp}\cos(\alpha+\varphi) - F_{Lp}\sin(\alpha+\varphi)\right] - R_{tt}F_{Dt}\cos(\alpha+\varphi) \tag{7.4}$$



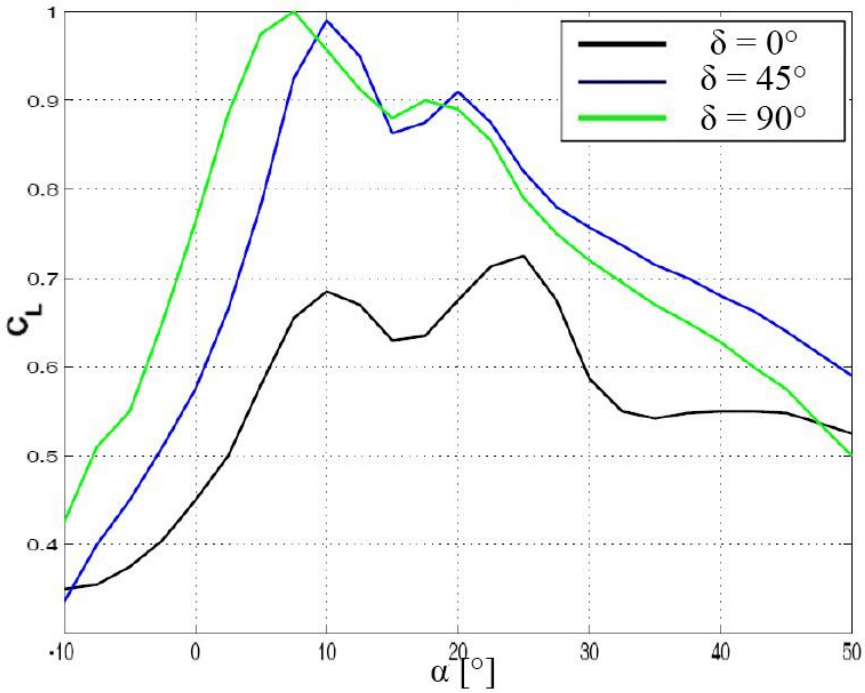
Slika 13. Sile, momenti, kutovi, pravci brzina i pozicije težišta za sustav u pravocrtnom uravnoteženom letu [11]

Prethodnu jednadžbu se može izraziti preko koeficijenata:

$$C_M = C_{M_{AC}} + \frac{R_{t_p}}{c}\left[C_{D_p}\cos(\alpha+\varphi) - C_{L_p}\sin(\alpha+\varphi)\right] - \frac{R_{t_t}}{c}C_{D_t}\cos(\alpha+\varphi) \tag{7.5}$$

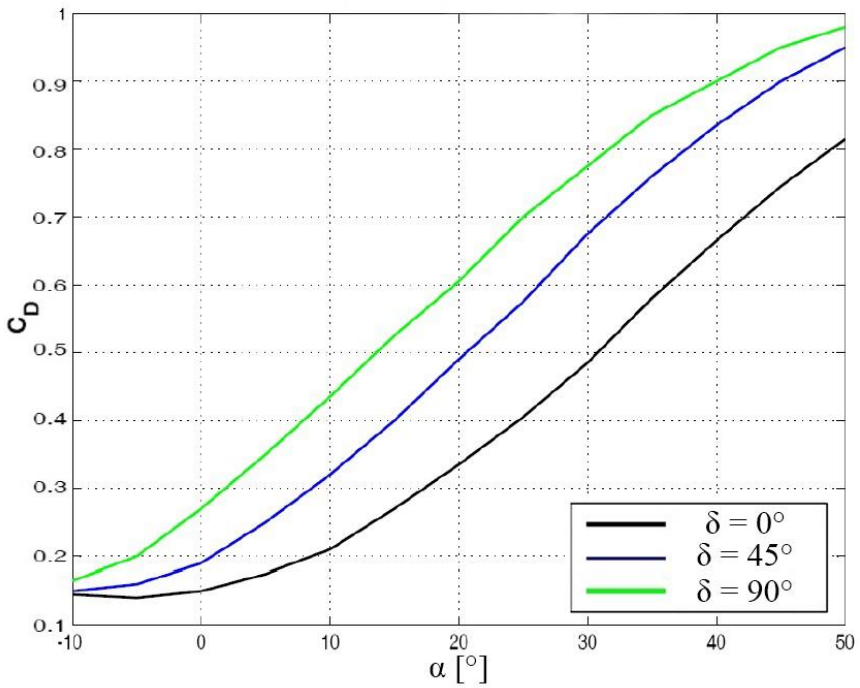
Simetričnom defleksijom obje strane izlaznog ruba krila, odnosno simetričnim povlačenjem komandnih konopaca, direktno se utječe na promjenu napadnog kuta α, koeficijent momenta propinjanja C_M, koeficijente C_L i C_D, a time i na njihov odnos C_L/C_D. Koristeći eksperimentalne rezultate iz reference [12], prikazane su ovisnosti navedenih

koeficijenata o napadnom kutu α za situacije s defleksijom izlaznog ruba, δ = 0°, δ = 45° i δ = 90°. Podatci odgovaraju pravokutnom padobranskom krilu sa aspektnim odnosom, $AR = 2$ i odnosom duljine konopaca i raspona krila, $R/b = 1,0$. Iz dijagrama [Slika 14.] je vidljivo da se pri δ = 0°, prvi gubitak uzgona događa pri napadnom kutu od 10° zatim ponovno pri napadnom kutu od 25°, nakon čega C_L pada do vrijednosti 0,55 te ostaje približno konstantan do napadnog kuta od 50°. Pri defleksiji δ = 45°, krivulja C_L se podiže prema gore s time da najveću vrijednost postiže pri napadnom kutu od 10° nakon kojeg se uzgon slama. Može se primijetiti da se pri defleksiji od δ = 90°, maksimalni C_L ne povećava u usporedbi s defleksijom δ = 45° te se taj maksimum postiže pri manjem napadnom kutu, što podrazumijeva da se i gubitak uzgona događa pri manjem napadnom kutu.

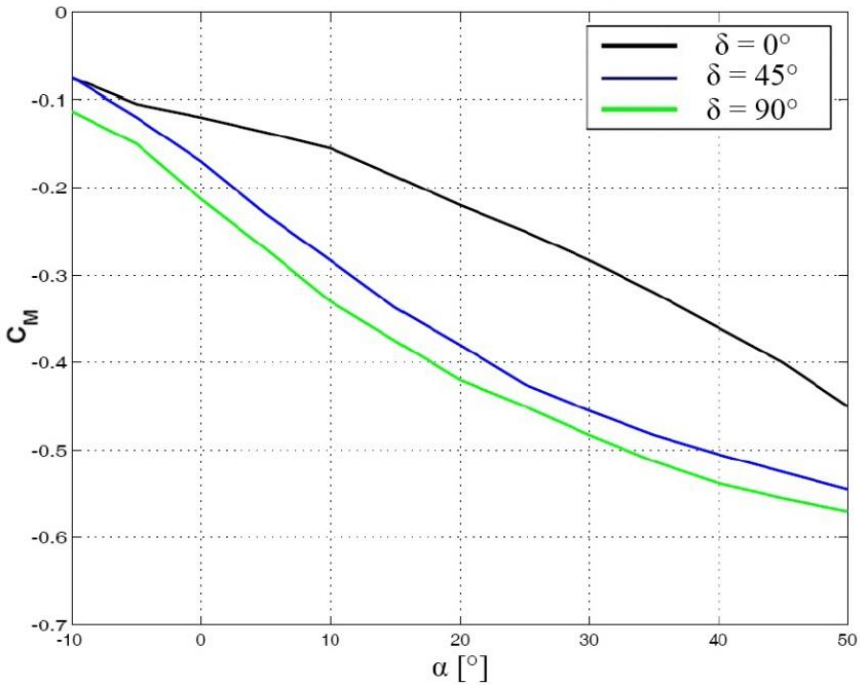


Slika 14. Eksperimentalni rezultati testiranja padobranskog sustava– koeficijent uzgona [12]

Na dijagramu [Slika 15.] je vidljivo da koeficijent otpora postepeno raste povećavanjem napadnog kuta α. Također, povećavanjem defleksije izlaznih rubova na δ = 45° i δ = 90°, postepeno se povećava otpor.



Slika 15. Eksperimentalni rezultati testiranja padobranskog sustava – koeficijent otpora [12]

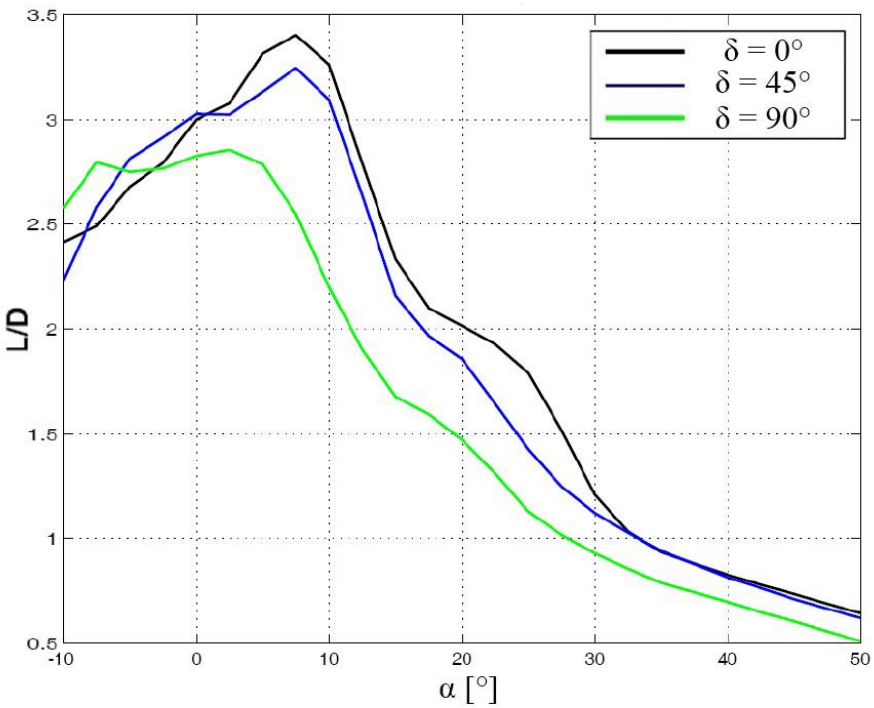


Slika 16. Eksperimentalni rezultati testiranja padobranskog sustava – koeficijent momenta [12]

Dijagram [Slika 16.] prikazuje koeficijent momenta propinjanja oko ¼ tetive C_M u odnosu na napadni kut α. Za sve defleksije izlaznih rubova koeficijent momenta propinjanja

jest padajuća funkcija iz čega se može zaključiti da se radi o statički stabilnom sustavu. Kao što je i vidljivo, povećanjem defleksije izlaznih rubova povećava se i nagib funkcije što sustav čini statički stabilnijim.

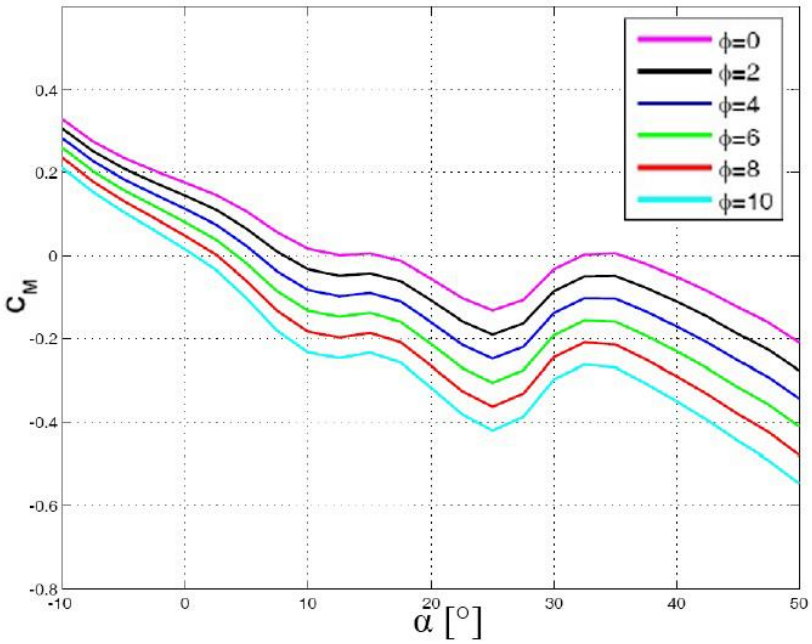
Nadalje, dijagram [Slika 17.] prikazuje finesu sustava odnosno omjer aerodinamičkih sila uzgona i otpora *L/D* u odnosu na napadni kut α. Vidljivo je kako do maksimalne vrijednosti finese dolazi kod napadnog kuta od približno 8°. Pošto se napadni kut α može promatrati kao brzina sustava *V* tako da manji kutovi odgovaraju većim brzinama i obrnuto, može se zaključiti da je smanjenje finese primarno uzrok povećanja sile parazitnog otpora pri manjim napadnim kutevima i induciranog otpora pri većim napadnim kutovima. Vidljivo je kako se povećanjem defleksije izlaznih rubova vrijednost maksimalne finese smanjuje po obje osi.



Slika 17. Eksperimentalni rezultati testiranja padobranskog sustava – omjer uzgona i otpora [12]

Relevantnu ulogu za performanse i dinamičke karakteristike, ima kut ugradnje. Iz dijagrama [Slika 18.], [Slika 19.] i [Slika 20.], vidljiv je utjecaj kuta ugradnje, napadnog kuta i defleksije izlaznih rubova na koeficijent momenta propinjanja oko težišta cijelog sustava C_M. Dijagram [Slika 18.] prikazuje ovisnost koeficijenta momenta propinjanja C_M o napadnom kutu pri simetričnoj defleksiji izlaznih rubova $\delta = 0°$. Kako je ravnotežni položaj padobranskog sustava pri $C_M = 0$, vidljivo je kako se povećanjem kuta ugradnje smanjuje

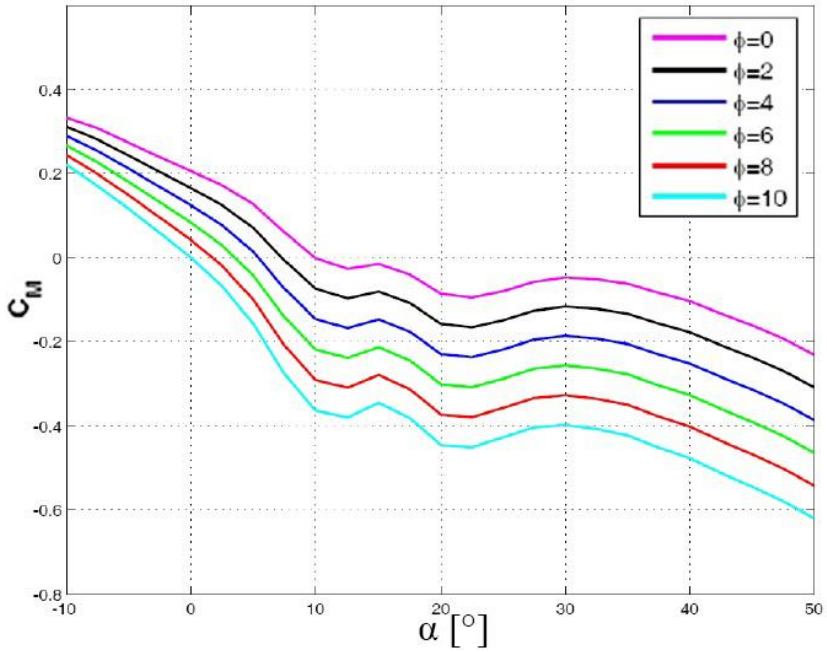
napadni kut pri kojem će sustav biti u ravnoteži. Za kutove ugradnje od 0° do 10°, ravnotežni napadni kut se smanjuje od 15° do 0°. Također se može uočiti kako za kut ugradnje od $\varphi = 0°$ postoji više ravnotežnih napadnih kutova, konkretno 15°, 32° i 35°. U tom slučaju, pošto je uvjet statičke ravnoteže taj da je $dC_M/d\alpha < 0$, samo su 15° i 35° stabilni ravnotežni napadni kutovi. Uzme li se u obzir *L/D* dijagram [Slika 17.], te činjenica da veće vrijednosti *L/D* odgovaraju manjim napadnim kutovima (cca. 3°-8°), trebalo bi težiti maloj vrijednosti ravnotežnog napadnog kuta. U ovome konkretnom slučaju, kut ugradnje od $\varphi = 2°$ do $\varphi = 6°$ bio bi optimalno rješenje.



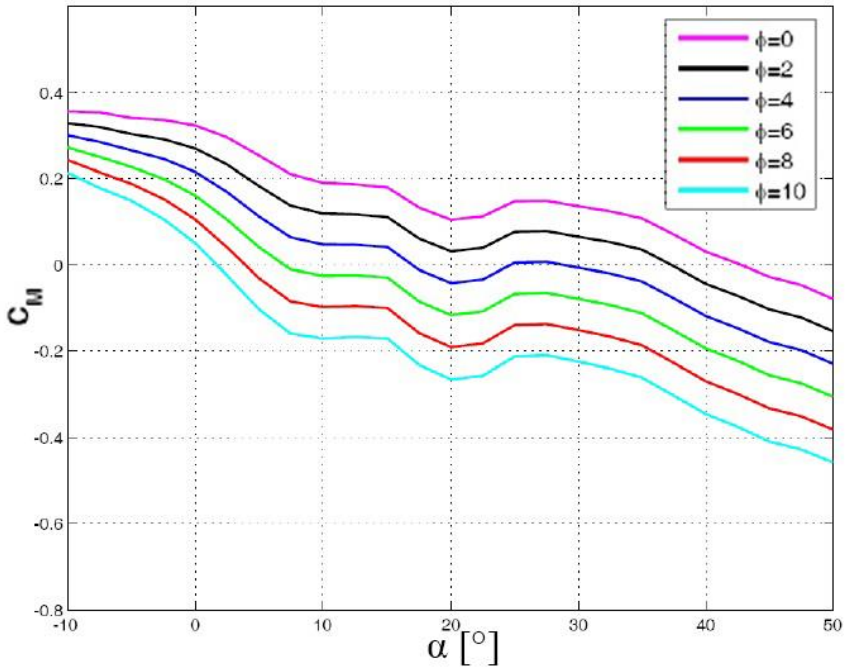
Slika 18. Eksperimentalni rezultati testiranja padobranskog sustava – koeficijent momenta pri defleksiji izlaznog ruba δ = 0° [12]

Utjecaj povećanja simetrične defleksije izlaznih rubova na $\delta = 45°$ i $\delta = 90°$ prikazan je u dijagramima [Slika 19.] i [Slika 20.]. Povećanjem defleksije na $\delta = 45°$ nema velikih promjena. Ravnotežni napadni kutovi smanje se za malu vrijednost, povećava se nagib krivulje pri malim napadnim kutovima, ali se smanjuje pri većim. Nadalje, najveća promjena može se uočiti kod defleksije $\delta = 90°$. Krivulje se podižu gore te se znatno smanjuje nagib, a time i stabilnost. Ravnotežni napadni kutovi se u ovome slučaju povećavaju. Pri kutu ugradnje φ = 0°, sada ostaje jedan ravnotežni kut od 42°, što je znatno povećanje za razliku od kuta ugradnje φ = 10° gdje je povećanje ravnotežnog napadnog kuta samo nekoliko stupnjeva. Dakle, povećanje defleksije ima najveći učinak kod velikih vrijednosti defleksije

te pri malim kutovima ugradnje. Nadalje, povećanje kuta ugradnje ima najveći učinak na finesu *L/D* pri manjim kutovima ugradnje. Kod odabira kuta ugradnje potrebno je proučiti kako se mijenja kut ravnoteže i u skladu s time odabrati onaj koji pruža željene performanse.



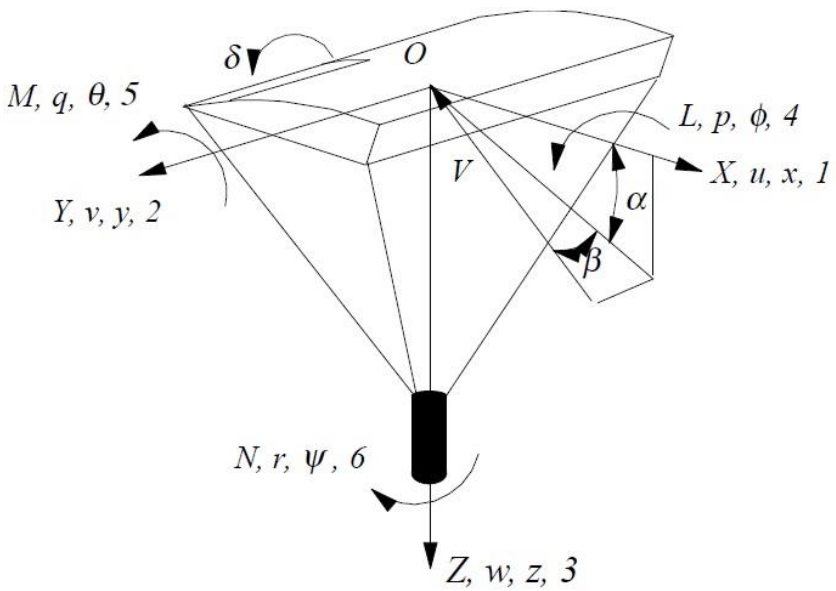
Slika 19. Eksperimentalni rezultati testiranja padobranskog sustava – koeficijent momenta pri defleksiji izlaznog ruba δ = 45° [12]



Slika 20. Eksperimentalni rezultati testiranja padobranskog sustava – koeficijent momenta pri defleksiji izlaznog ruba δ = 90° [12]

8. Manevar zaokreta

Po pitanju zaokreta, padobranska se krila znatno razlikuju od konvencionalnih zrakoplova. Kod padobrana, upravljanjem kontroliramo brzinu zaokreta $\dot{\psi}$ za razliku od konvencionalnih zrakoplova koji uporabom kontrola kontroliraju brzinu zakretanja oko uzdužne osi. Upravljanje padobranskog krila izvodi se asimetričnom defleksijom izlaznih rubova koja rezultira zakretanjem oko vertikalne osi *Z* za kut ψ (eng. *yaw*) i zakretanjem oko uzdužne osi *X* za kut φ. (eng. *roll*). Veći učinak čini zakretanje oko vertikalne osi te to rezultira proklizavanjem krila u zaokretu (eng. *skidding turn*), što znači da je kut zakretanja oko uzdužne osi manji nego što bi bio u koordiniranom zaokretu iste brzine zaokreta $\dot{\psi}$. [13] Kako defleksija izlaznog ruba povećava zakrivljenost profila na tom dijelu padobranskog krila, tako se povećavaju koeficijent uzgona, maksimalni koeficijent uzgona te otpor profila i inducirani otpor. Defleksijom izlaznog ruba δ, krilo se najprije krene zakretati oko svoje vertikalne Z osi u smjeru zadane komande. U tom trenutku se zbog povećanog uzgona krilo počinje zakretati oko svoje uzdužne osi *X* u smjeru obrnutom od zadane komande, no zbog centrifugalnih sila koje djeluju na teret taj efekt se poništava time što se krilo oko uzdužne osi zakrene u smjeru zadane komande te time održava stalan zaokret u željenom smjeru. [5]. Na Slici 21. mogu se vidjeti osi i oznake relevantne za analizu lateralnog gibanja.



Slika 21. Relevantne oznake za sustav sa 6 stupnjeva slobode [5]

Doherr [14] postavlja jednadžbe gibanja za uravnotežen zaokret u Z i X osi:

$$qSb\left(C_{n\delta}\delta + C_{n\beta}\beta + C_{n\dot{\psi}}\frac{\dot{\psi}b}{2V}\right) = (a_{ii})uv - a_{ii}vw + a_{ii}u\dot{\psi} \tag{8.1}$$

$$qSb\left(C_{l\delta}\delta + C_{l\beta}\beta + C_{l\dot{\psi}}\frac{\dot{\psi}b}{2V}\right) - m_t gRsin\Phi cos\theta = -(m_t R + a_{ii})u\dot{\psi} + a_{ii}uv + (a_{ii})vw - (a_{ii})w\dot{\psi} \tag{8.2}$$

gdje su $C_{n\delta}$ koeficijent zakretnog momenta oko osi Z zbog defleksije izlaznog ruba, $C_{n\beta}$ koeficijent zakretnog momenta oko osi Z zbog bočnog klizanja, $C_{n\dot{\psi}}$ koeficijent prigušenja zbog brzine zakretanja oko Z osi, $C_{l\delta}$ koeficijent zakretnog momenta oko osi X zbog defleksije izlaznog ruba, $C_{l\beta}$ koeficijent zakretnog momenta oko osi X zbog bočnog klizanja, $C_{l\dot{\psi}}$ koeficijent prigušenja zbog brzine zakretanja oko X osi, $\dot{\psi}$ brzina zakretanja oko osi Z i a_{ii} prividne i dodane mase definirane u referenci [14].

Jednadžba (8.1) se može dodatno pojednostaviti. Pošto su mase a_{ii} zanemarivo male [14], desna strana jednadžbe približna je nuli te se može zanemariti. Nadalje, za krila malih aspektnih odnosa kut β ≈ 0, zbog čega je $C_{n\beta} = 0$. Dakle, jednadžba (8.1) se može izraziti na sljedeći način:

$$qSb\left(C_{n\delta}\delta + C_{n\dot{\psi}}\frac{\dot{\psi}b}{2V}\right) = 0 \tag{8.3}$$

Odnosno,

$$\dot{\psi} = -\frac{C_{n\delta}}{C_{n\dot{\psi}}} \cdot \frac{2V}{b}\delta \tag{8.4}$$

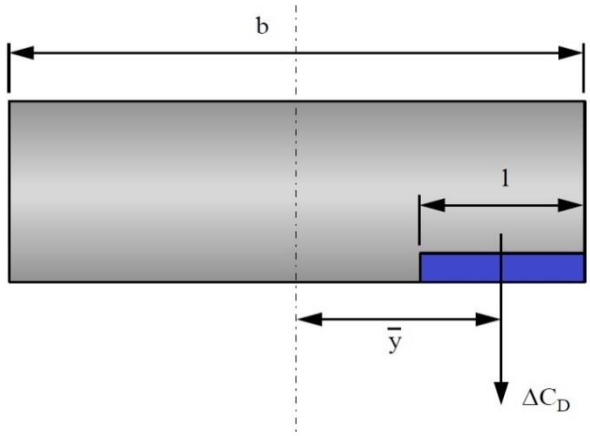
Dakle, dobiva se izraz za brzinu zaokreta $\dot{\psi}$. Može se zaključiti kako se brzina zaokreta povećava proporcionalno s brzinom leta i defleksijom izlaznog ruba krila. Uočljivo je i to da je brzina zaokreta obrnuto proporcionalna rasponu odnosno veličini padobrana, što znači da manja padobranska krila imaju veću brzinu zaokreta nego veća pri stalnoj brzini i defleksiji izlaznog ruba. [5]

Za koeficijente $C_{n\delta}$ i $C_{n\dot{\psi}}$ referenca [15] nudi sljedeće jednadžbe:

$$C_{n\dot{\psi}} = -\frac{C_D}{6} \tag{8.5}$$

I u skladu sa Slikom 22.,

$$C_{n\delta} = \frac{l\bar{y}}{b^2}\frac{dC_D}{d\delta} \tag{8.6}$$



Slika 22. Relevantne duljine padobranskog krila gledanog iz tlocrta [5]

gdje je $dC_D/d\delta$ promjena koeficijenta otpora s promjenom defleksije izlaznog ruba. Sljedeće, uzme li se u obzir jednadžbu (8.2), dodane mase su zanemarivo male osim izraza $(a_{ii})vw$ koji se pridodaje koeficijentu $C_{l\beta}$ prilikom aerodinamičkog testiranja u tunelu, no pošto su aerodinamički izrazi izrazito manji od gravitacijskih, dobiva se sljedeća aproksimacija:

$$m_t g R sin\Phi cos\theta = (m_t R)u\dot{\psi} \tag{8.7}$$

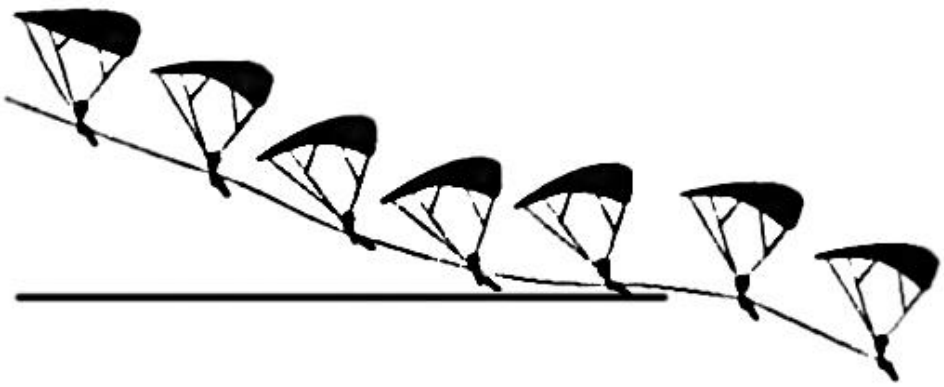
Odnosno, za mali θ,

$$\Phi = \sin^{-1}\frac{u\dot{\psi}}{g} \tag{8.8}$$

Dakle, gibanje padobrana se pojednostavi na matematičko njihalo u kružnom gibanju gdje je sinus kuta φ omjer kružnog ubrzanja i ubrzanja sile teže. [5]

9. Manevar kočenja

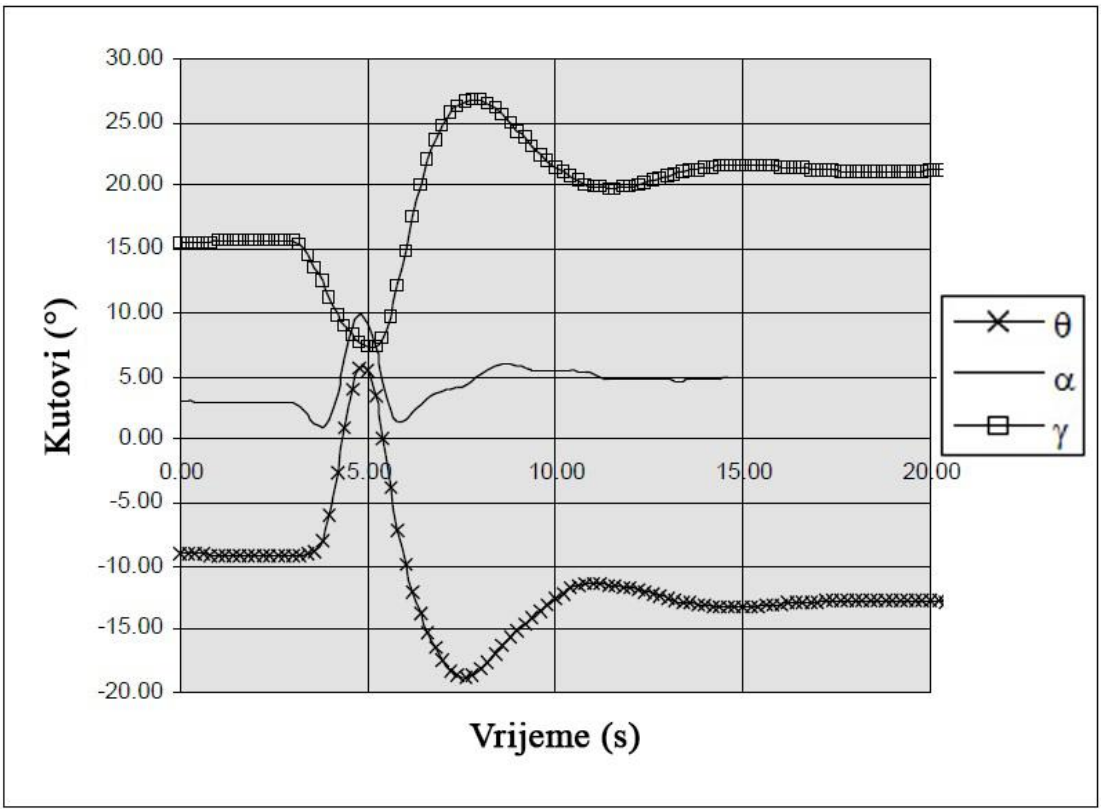
Prilikom prizemljivanja padobrana, zbog smanjenja eventualnog oštećenja tereta odnosno čovjeka, potrebno je smanjiti brzinu leta. To se izvodi manevrom kočenja koji traje kratak period nakon samog započinjanja manevra. Kočenje započinje simetričnom defleksijom izlaznih rubova pri čemu se povećavaju aerodinamičke sile i momenti. Radi povećanog otpora i relativno male mase padobranskog krila (u odnosu na masu cijelog sustava), sustav se zakreće za pozitivan kut θ oko osi Y. U tom trenutku, povećanjem napadnog kuta, povećavaju se aerodinamičke sile koje usporavaju sustav. Također se povećava i moment poniranja koji je indikacija stabilnog sustava te koji nastoji vratiti sustav u uravnoteženi položaj. Nakon kratkog vremena, zbog smanjene brzine, te s njom i smanjenom aerodinamičkom silom, sustav počinje ubrzavati do svog uravnoteženog položaja. [15] Puna defleksija se mora dogoditi u kratkom vremenskom periodu kako bi se izazvala nestabilnost, odnosno fugoid koji omogućuje iskorištavanje smanjene brzine za prizemljenje. [16] Prikaz putanje prilikom manevra kočenja vidljiv je na Slici 23.



Slika 23. Prikaz putanje prilikom manevra kočenja [15]

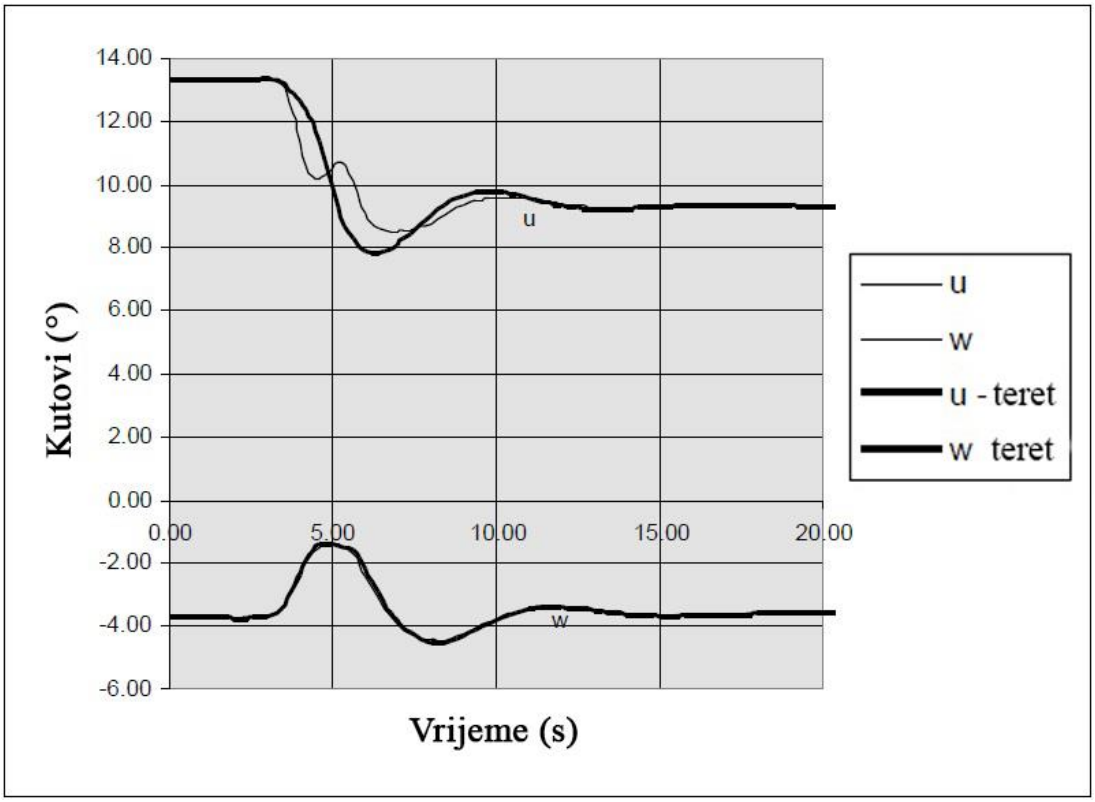
Eksperimentalni podatci iz reference [5] prikazani su u dijagramima [Slika 24.] i [Slika 25.] za padobran čiji su parametri: S = 36 m^2, AR = 2,5, R/b = 0,6, φ = 3,5°, m_t = 217 kg i C_{Dt} = 0,006.

Iz navedenih dijagrama [Slika 24.] je vidljivo kako ubrzo nakon inicijalne defleksije izlaznih rubova, horizontalna brzina padobranskog krila naglo pada sa zakašnjelom deceleracijom tereta. Sustav se zbog toga zakreće oko osi Y za kut θ koji doseže 5,6°, 1,8 sekundi nakon započinjanja manevra. U tome trenutku, kut spuštanja γ smanjuje se na 7,2°. Napadni kut se nakon inicijalnog smanjenja (što je predvidljivo za $\delta < 45°$), povećava do 10° u trenutku najvećeg kuta θ. Vertikalna komponenta brzine krila i tereta su približno jednake kroz cijeli manevar. Ona inicijalno pada na brzinu od 1,35 m/s, no nakon toga raste na brzinu veću od početne, što je očekivano zbog novonastale dinamičke nestabilnosti (fugoida). U tome trenutku, pri toj brzini, uvjeti su optimalni za prizemljenje. Horizontalna brzina je u tom trenutku 10,7 m/s te još nije dosegla svoju minimalnu vrijednost koja se doseže pri najnižoj točki zakretanja tereta unazad. Pri najmanjoj horizontalnoj brzini, vertikalna je već u porastu na brzini od 3 m/s. Dakle, vrijeme nakon započinjanja manevra i optimalnog prizemljenja jest 1,8 sekundi, gdje se za to vrijeme izgubila visina od 4,6 m. [5]



Slika 24. Eksperimentalni podatci manevra kočenja – kutovi [5]

Iz dijagrama [Slika 24.] je vidljivo kako je novonastali fugoid prigušen u samo 2 perioda nakon započinjanja manevra. Referenca [5] također navodi kako je kočenje, u biti, dinamički manevar te kako je vrlo bitan odabir trenutka započinjanja istog kako bi se na razini prizemljenja postigla optimalna vertikalna brzina sustava.



Slika 25. Eksperimentalni podatci manevra kočenja – brzine [5]

10.Performanse padobranskog krila

Danas postoji mnogo varijacija na dizajn padobranskog krila. Proučavajući performanse padobranskog krila od malog do velikog, tankog do debelog, eliptičnog do pravokutnog, možemo izdvojiti tri glavna parametra. Glavni parametri, relevantni po pitanju performansi padobranskog krila jesu odnos aerodinamičkih sila uzgona i otpora, tj. finesa *L/D*, specifično opterećenje krila F_G/S i maksimalna kutna brzina zaokreta $\dot{\psi}_{max}$.

Razmotri li se padobransko krilo u ravnotežnom stanju pravocrtnog leta, razdvajanjem sila u horizontalnu i vertikalnu komponentu, dobivaju se pojednostavljene jednadžbe:

$$\sum F_x = 0 = F_L \, sin\gamma - F_D \, cos\gamma \tag{10.1}$$

$$\sum F_Y = 0 = F_L \, cos\gamma + F_D \, sin\gamma - mg \tag{10.2}$$

gdje je γ kut između horizontalne ravnine i pravca vektora relativne brzine zraka, m masa sustava, g ubrzanje sile teže i F_L, F_D sile uzgona i otpora cijelog sustava. Nadalje, transformirajući jednadžbu (10.1) dobiva se:

$$tg\gamma = \frac{F_D}{F_L}$$

$$tg\gamma = \frac{1}{\frac{C_L}{C_D}} \tag{10.3}$$

Iz navedenog se može zaključiti da je kut spuštanja obrnuto proporcionalan finesi krila. Koristeći se prošlom jednadžbom, može se izvesti jednadžba doleta:

$$tg\gamma = \frac{\Delta h}{\Delta s}$$

$$\Delta s = \Delta h \, \frac{C_L}{C_D} \tag{10.4}$$

gdje je Δs promjena prijeđenog puta u horizontalnoj osi, a Δh promjena prijeđenog puta u vertikalnoj osi. Rastavi li se brzina V na horizontalnu V_{xy} i vertikalnu komponentu V_z, dobiva se:

$$V_{xy} = V\ cos\gamma \tag{10.5}$$

$$V_z = V\ sin\gamma \tag{10.6}$$

Vrijeme spuštanja može se izraziti kao:

$$\Delta t = \frac{\Delta h}{V_z} \tag{10.7}$$

gdje je t vrijeme spuštanja. Nadalje, kako bi se došlo do izraza za brzinu, najprije je potrebno kvadrirati i zbrojiti jednadžbe (10.1) i (10.2). Time se dobiva izraz:

$$F_G = \sqrt[2]{F_L^2 + F_D^2} \tag{10.8}$$

gdje je F_G sila težine cijelog sustava. Prethodnu jednadžbu također je moguće prikazati preko koeficijenata:

$$F_G = \sqrt[2]{(C_L^2 + C_D^2)\ (\rho V^2 S)^2} \tag{10.9}$$

odnosno,

$$F_G = \sqrt[2]{(C_L^2 + C_D^2)}(\rho V^2 S) \tag{10.10}$$

Iz prethodne jednadžbe, brzina V može se prikazati u eksplicitnom obliku:

$$V = \sqrt[2]{\frac{2}{\rho}\frac{F_G}{S}}\frac{1}{\sqrt[4]{(C_L^2 + C_D^2)}} \tag{10.11}$$

Iz prethodnog je vidljivo kako je brzina V ovisna o gustoći zraka, tj. visini leta, i o specifičnom opterećenju krila. Dakle, povećavanjem opterećenja krila, na način da se utezima povećava masa tereta ili da se koristi padobransko krilo manje površine, povećava se brzina leta. Smanjenjem gustoće zraka, bilo to zbog atmosferskih uvjeta na jednoj visini ili zbog promjene visine, također se povećava brzina leta. Kako bi se dobio izraz za brzinu propadanja V_z, potrebno je pomnožiti brzinu V sa $sin\gamma$:

$$V_z = V sin\gamma = \sqrt[2]{\frac{2}{\rho}\frac{F_G}{S}}\frac{1}{\sqrt[4]{(C_L^2 + C_D^2)}}\frac{C_D}{\sqrt[2]{C_L^2 + C_D^2}} \tag{10.12}$$

$$V_z = V sin\gamma = \sqrt[2]{\frac{2}{\rho}\frac{F_G}{S}}\frac{C_D}{(C_L^2 + C_D^2)^{\frac{3}{4}}} \tag{10.13}$$

iz čega je vidljivo kako i gustoća zraka i specifično opterećenje krila također utječu na brzinu propadanja, no ovdje je vidljivo kako i odnos koeficijenata otpora i uzgona ima svoj utjecaj, takav da će brzina propadanja V_z biti manja što je manji omjer $C_D/(C_L^2+C_D^2)^{3/4}$. Analizirajući jednadžbe (10.11) i (10.13), može se zaključiti da omjer aerodinamičkih koeficijenata ima značajniji utjecaj na smjer brzine V nego na njen iznos.

Ranije definirane brzine V_{xy} i V_z mogu se dodatno opisati, gdje se V_{xy} može promatrati kao parametar koji određuje maksimalnu brzinu vjetra koju padobran može parirati, a brzina V_z kao parametar koji određuje udarnu silu pri slijetanju. S tim u vezi, može se primijetiti kako pri konstantnom opterećenju krila, povećavajući omjer C_L/C_D povećava se mogućnost pariranja vjetra, povećava se istrajnost leta te se smanjuje udarna sila pri slijetanju. Nadalje, vidljivo je i kako pri konstantnom omjeru C_L/C_D, povećavajući specifično opterećenje krila, povećava se mogućnost pariranja vjetra i udarna sila pri slijetanju, a smanjuje se istrajnost leta. [12]

Uzme li se u obzir da se padobran nalazi u prostoru gdje djeluje konstantan vjetar u odnosu na tlo s brzinom V_v, horizontalna brzina padobrana u odnosu na tlo je V_{xy} - V_v. Kut spuštanja u odnosu na tlo γ_t može se prikazati kao:

$$tg\gamma_t = \frac{V_z}{V_{xy} - V_v} \tag{10.14}$$

Odnosno,

$$ctg\gamma_t = \frac{V_{xy}}{V_z} - \frac{V_v}{V_Z} \tag{10.15}$$

gdje se brzina V_v u slučaju čeonog vjetra izražava kao pozitivan broj dok u slučaju leđnog vjetra on poprima negativan predznak. Implementacijom jednadžbi (10.5) i (10.6) u jednadžbu (10.15), ista poprima sljedeći oblik:

$$ctg_{\gamma_t} = \frac{C_L}{C_D} - \frac{V_v}{V_Z} \tag{10.16}$$

Iz ove jednadžbe može se zaključiti kako se pod utjecajem čeonog vjetra, optimalan kut spuštanja γ_t može dobiti smanjenjem vrijednosti člana V_v/V_z, tj. povećavanjem brzine V_z koja je karakteristična za velike vrijednosti specifičnog opterećenja krila. Suprotno tome, pod utjecajem leđnog vjetra, potrebna je što manja brzina V_z što je karakteristično za male vrijednosti specifičnog opterećenja krila. Drugim riječima, potrebno je smanjiti vrijeme nepovoljnog utjecaja čeonog vjetra povećavanjem brzine V_z te produžiti vrijeme povoljnog utjecaja leđnog vjetra smanjivanjem brzine V_z.

Posljednji parametar performansi padobranskog krila jest maksimalna brzina zaokreta. Maksimalna brzina zaokreta predstavlja minimalni polumjer zaokreta koji opisuje mogućnosti upravljivosti cijelog sustava. Brzina zaokreta jednaka je omjeru brzine i polumjera zaokreta:

$$\dot{\psi} = \frac{V_{xy}}{r} \tag{10.17}$$

gdje je V_{xy} horizontalna komponenta brzine, a r polumjer zaokreta. Zbog malih vrijednosti kuta γ, brzina $V_{xy} \approx V$, pa će se nadalje koristiti potonja. Iz prethodne jednadžbe može se izraziti minimalni polumjer zaokreta:

$$r_{min} = \frac{V}{\dot{\psi}_{max}} \tag{10.18}$$

Kao što je ranije opisano, na brzinu utječu omjer C_L/C_D i specifično opterećenje krila F_G/S. Ovdje je, dakle, vidljivo da se povećanjem C_L/C_D i F_G/S i smanjenjem $\dot{\psi}_{max}$, zapravo povećava minimalni polumjer zaokreta.

11.Izračun teorijskog modela

Za teorijski izračun aerodinamičkih karakteristika i performansi, korišten je sustav površine krila S = 25 m^2, raspona b = 7,905 m, duljine tetive c = 3,162 m, neutralnog anhedralnog pregiba β = 0° i aspektnog odnosa AR = 2,5. Aeroprofil padobranskog krila je *Clark Y* debljine 18% kod kojeg je kut nultog uzgona α_{ZL} = -7°. Koeficijent otpora profila, sukladno procijeni Warea i Hassella [9], jest C_{D0} = 0,0665 Koeficijent momenta oko aerodinamičkog centra padobranskog krila jest C_m = -0,05. Izlazni rubovi su podložni defleksiji do 90° (1,5708 rad), pri čemu se izlazni rubovi u potpunosti deflektiraju po cijeloj dužini raspona krila. Promjena koeficijenta po promjeni defleksije jest vrijednost $dC_D/d\delta$ = 0,11 preuzeta od eksperimentalnih testiranja iz reference [5]. Prosječna duljina suspenzijskih konopaca jest R = 4,75 m, što odgovara odnosu duljine konopaca i rasponu R/b = 0,6. Sustav ima ukupni broj konopaca n = 26, a njihov promjer jest d = 0,003 m. Ukupna masa sustava jest m_{uk} = 110 kg, koju čine masa tereta m_t = 100 kg te masa padobranskog krila m_p = 10 kg. Težište sustava nalazi se na 1,545 m od referentne linije koja se nalazi na dnu tereta tj. sustava. Težište tereta udaljeno je 1 metar a težište padobranskog krila 7 m od referentne linije. Masa konopaca je, u ovome slučaju, zanemarena. Koeficijent otpora tereta jest C_{Dt} = 0,005. Koristeći prethodno predstavljene jednadžbe, dobiva se izračun za koeficijent uzgona. Najprije se izračunava nagib krivulje uzgona:

$$a = \frac{\pi AR a'_0}{\pi AR + a'_0(1+\tau)} \tag{11.1}$$

$$a'_0 = a_0 k \tag{11.2}$$

$$k = \frac{2\pi AR}{a_0} tanh \frac{a_0}{2\pi AR} = 0.94 \tag{11.3}$$

$$a = \frac{\pi^2 * 2.5 * (6.89 * 0.94)}{180 * [\pi * 2.5 + (6.89 * 0.94)(1 + 0.085)]} = 0.05966\ [\ /°] \tag{11.4}$$

Nadalje, izračunava se inkrement uzgona krila malih aspektnih odnosa:

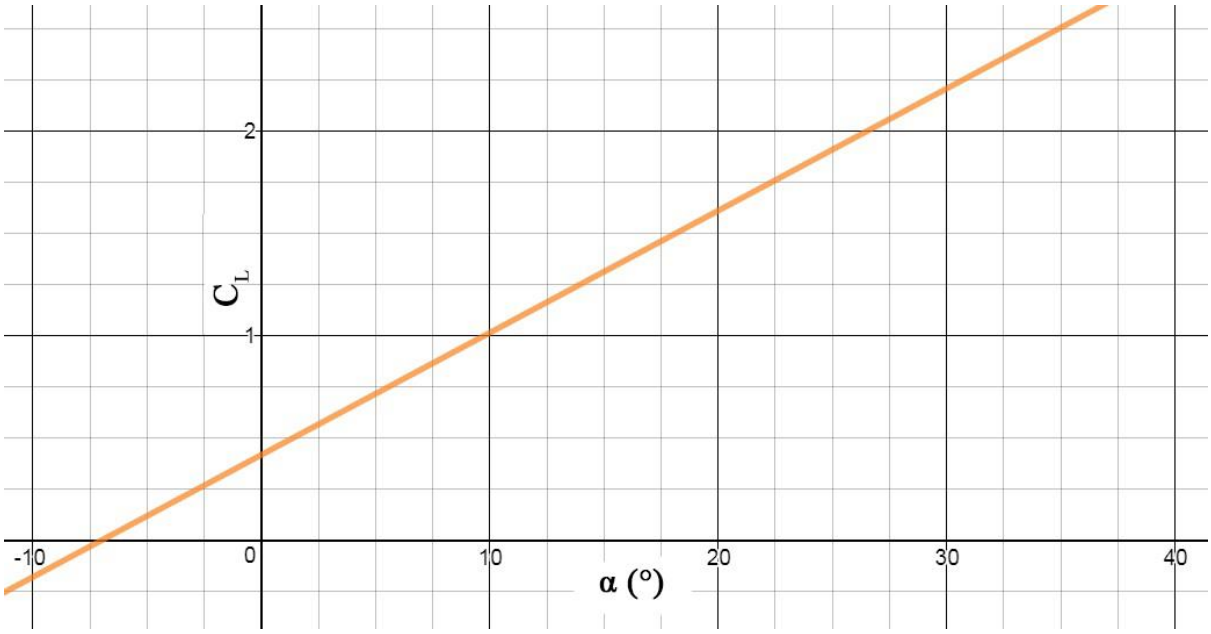
$$\Delta C_L = k_1 \, sin^2(\alpha - \alpha_0) \, cos(\alpha - \alpha_0) \tag{11.5}$$

$$k_1 = 3.33 - 1.33AR \tag{11.6}$$

$$\Delta C_L = 0.005 * sin^2(\alpha + 7) \, cos(\alpha + 7) \tag{11.7}$$

Konačno, dobivene se vrijednosti stavljaju u jednadžbu uzgona te se dobiva vrijednost C_L koja je funkcija napadnog kuta α, vidljiva na dijagramu [Slika 26.]:

$$C_L = 0.05966 * (\alpha + 7) \cos^2 \beta + 0.005 \, sin^2(\alpha + 7) \, cos(\alpha + 7) \tag{11.8}$$



Slika 26. Izračun koeficijenta uzgona

Potrebno je napomenuti kako je eksperimentalnim istraživanjima potvrđeno da do postepenog sloma uzgona dolazi već kod vrijednosti napadnog kuta od 10-tak stupnjeva, što čini ove izračune najtočnijima pri malim vrijednostima napadnog kuta α.

Za izračun koeficijenta uzgona, ponajprije je potrebno izračunati koeficijent otpora krila kojeg čine otpor profila, inducirani otpor te inkrement otpora za krila malih aspektnih odnosa.

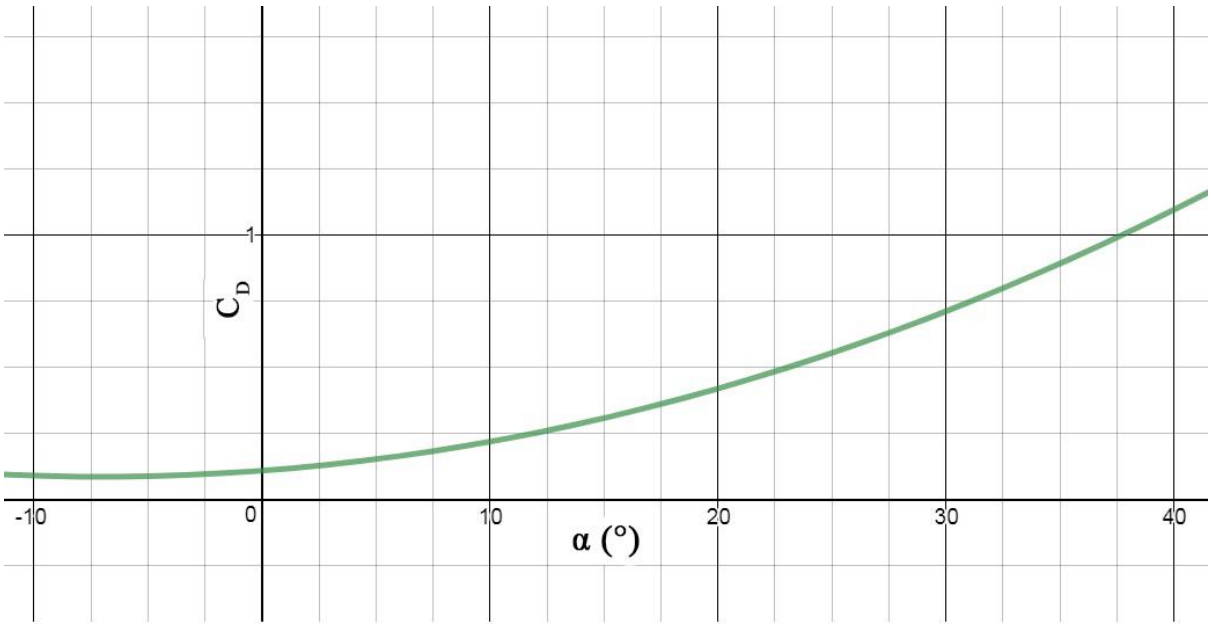
$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2(1+\delta_e)}{\pi AR} + k_1 \sin^3(\alpha - \alpha_0) \tag{11.9}$$

$$C_D = 0.0665 + \frac{[0.0448 * (\alpha + 7)]^2 * (1 + 0.014)}{\pi * 2.5} + 0.005 * \sin^3(\alpha + 7) \tag{11.10}$$

Nadalje, sumiraju se svi otpori sustava koje čine otpor krila, otpor konopaca i otpor tereta. Time se dobiva koeficijent otpora C_D koji je funkcija napadnog kuta α koji je vidljiv na dijagramu [Slika 27.]:

$$C_D = C_{D0} + C_{Dk} + C_{Dt} + \frac{a^2(\alpha - \alpha_0)^2}{\pi AR}(1+\delta) + k_1 \sin^3(\alpha - \alpha 0) \tag{11.11}$$

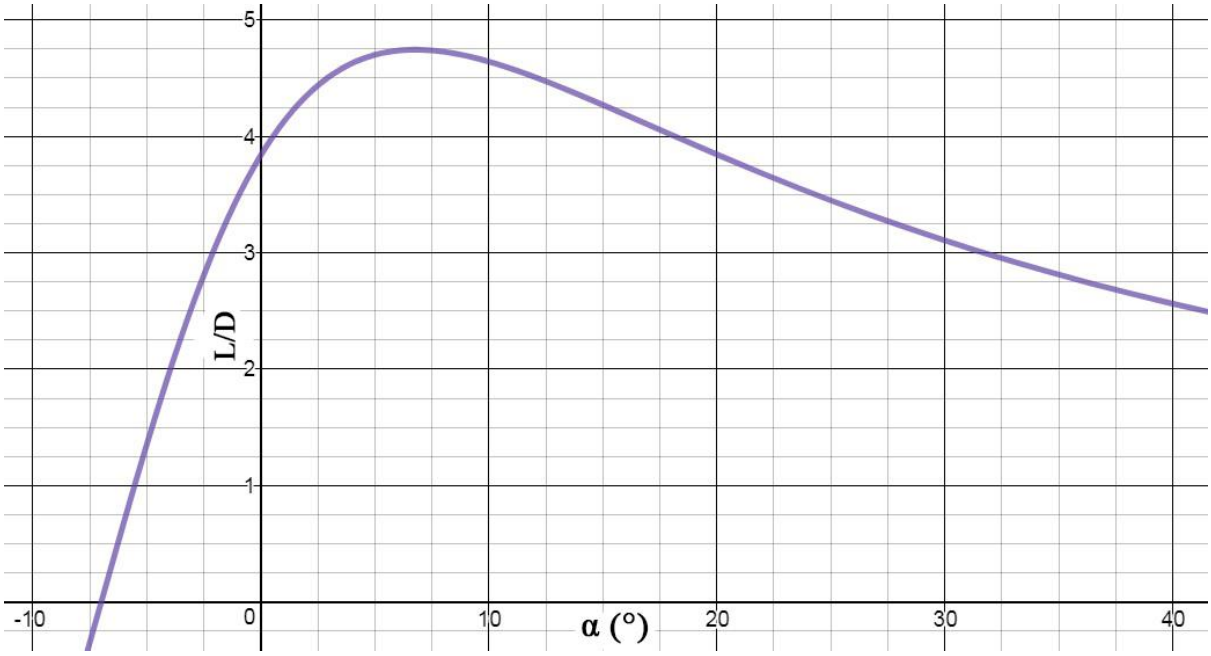
$$C_D = 0.0665 + 0.01482 * \cos^3 \alpha + 0.005 + \frac{0.05966^2(\alpha + 7)^2}{\pi * 2.5}(1 + 0.085) + 0.005 * \sin^3(\alpha + 7) \tag{11.12}$$



Slika 27. Izračun koeficijenta otpora

Nakon što su poznate funkcije koeficijenata uzgona i otpora, njihov omjer jest finesa sustava. Iz dijagrama [Slika 28.] je vidljivo da je najveća finesa f = 4,744, pri napadnom kutu α = 6,773°.

$$f = \frac{C_L}{C_D} \tag{11.13}$$

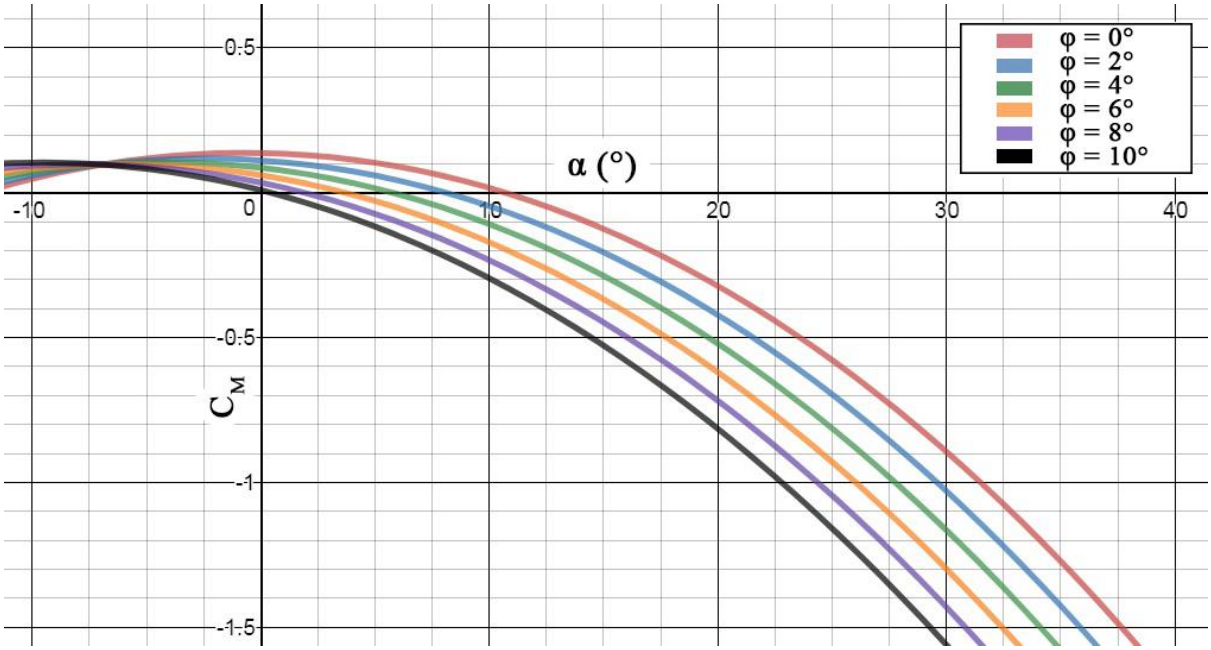


Slika 28. Izračun omjera koeficijenta uzgona i otpora

Kako bi se potvrdila statička stabilnost sustava te kako bi se odredio kut ugradnje, potreban je izračun momenta propinjanja koristeći sljedeću jednadžbu za moment propinjanja:

$$C_M = C_{M_{C/4}} + \frac{R_{t_p}}{c}\left[C_{D_p}\cos(\alpha+\varphi) - C_{L_p}\sin(\alpha+\varphi)\right] - \frac{R_{t_t}}{c}C_{D_t}\cos(\alpha+\varphi) \tag{11.14}$$

$$C_M = -0.05 + \frac{5.455}{3.162}\left[C_{D_p}\cos(\alpha+\varphi) - C_{L_p}\sin(\alpha+\varphi)\right] - \frac{0.545}{3.162}C_{D_t}\cos(\alpha+\varphi) \tag{11.15}$$

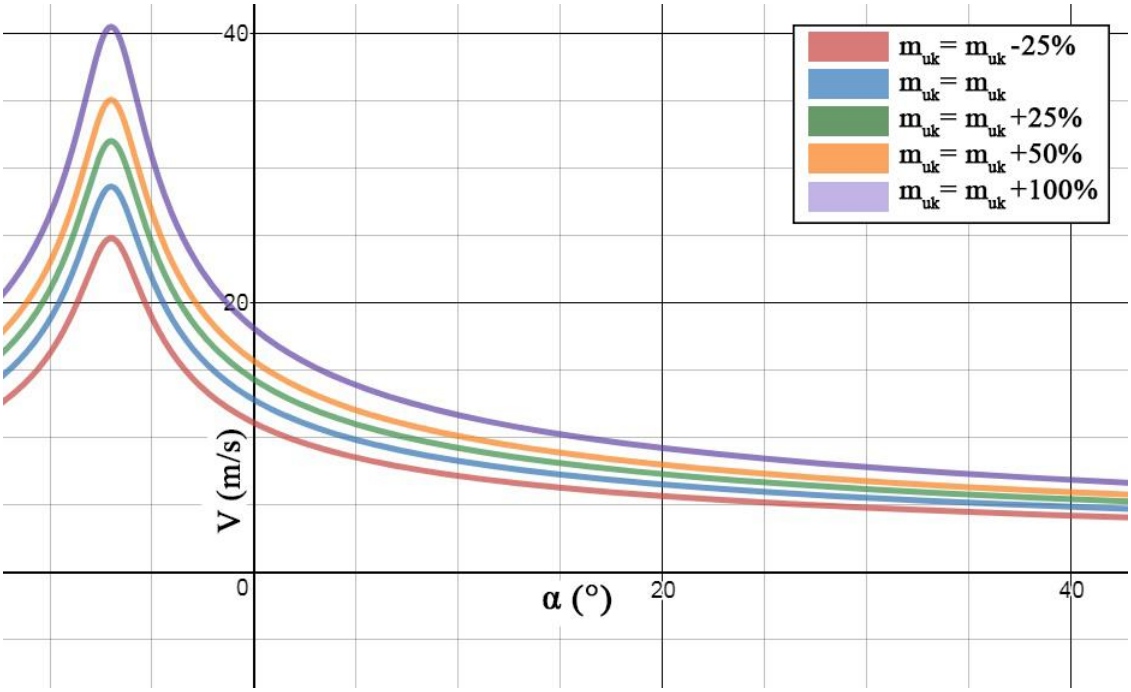


Slika 29. Izračun koeficijenta momenta propinjanja

Iz dijagrama [Slika 29.] vidljivo je kako sustav zadovoljava kriterije statičke stabilnosti, odnosno $C_{M0} > 0$ i $dC_M / d\alpha < 0$. Nadalje, vidljivo je kako različiti kutovi ugradnje imaju različite ravnotežne napadne kutove. Odabir kuta ugradnje temelji se na željenim performanse, tj. brzini, finesi itd. Usporedbom s dijagramom finese i dijagramom uzgona, odabire se kut ugradnje kod kojeg bi pri ravnotežnom napadnom kutu finesa bila zadovoljavajućih vrijednosti, gdje bi bilo dovoljno prostora do sloma uzgona te kako bi brzina bila dovoljno velika zbog održavanja pritiska zraka unutar padobranskog krila. U ovome slučaju, odabire se kut ugradnje $\varphi = 4°$ kojem odgovara ravnotežni napadni kut $\alpha = 5{,}647°$.

Sljedeća bitna karakteristika padobranskog sustava jest njegova brzina. Koristeći jednadžbu brzine V, prikazan je raspon brzine u odnosu na napadni kut. Na dijagramu [Slika 30.] je također prikazan i utjecaj promjene specifičnog opterećenja krila F_G/S. Povećavanjem mase tereta, povećava se i brzina:

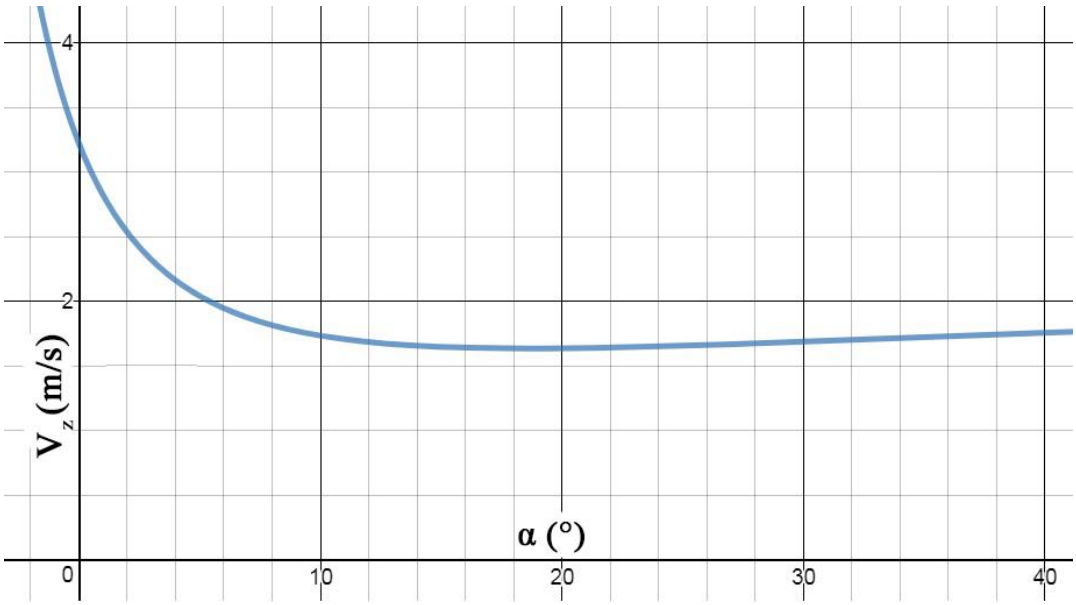
$$V = \sqrt[2]{\frac{2}{\rho}\frac{F_G}{S}}\frac{1}{\sqrt[4]{(C_L^2 + C_D^2)}} \tag{11.16}$$



Slika 30. Izračun brzina za razne mase tereta

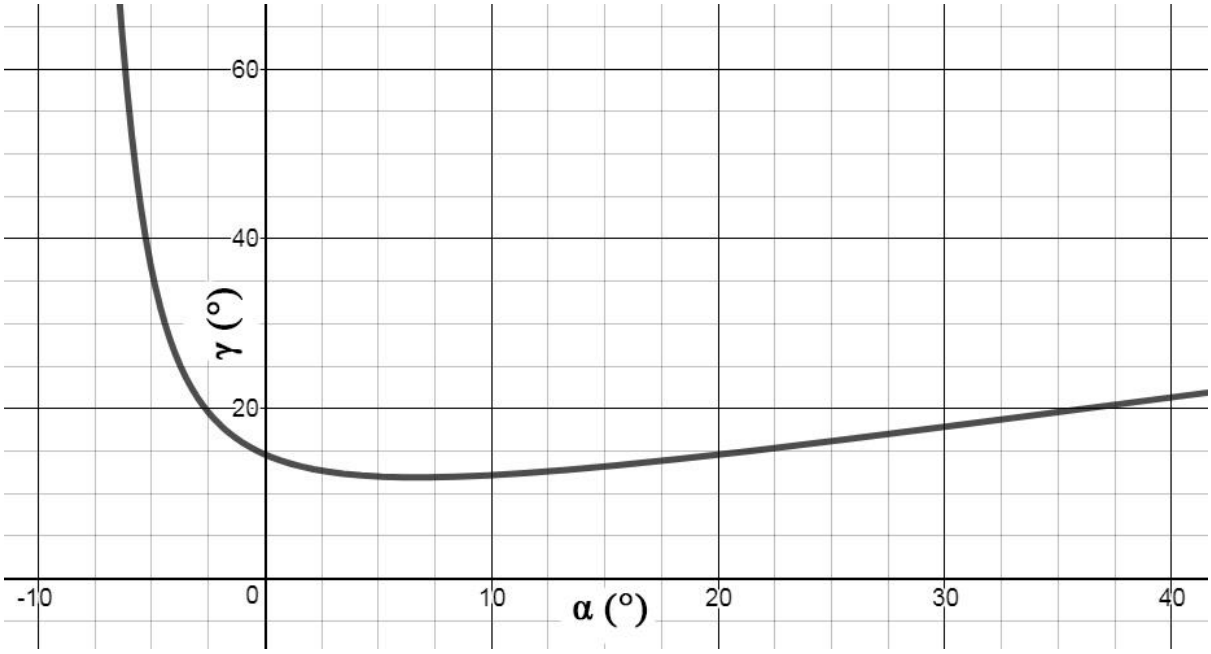
Uz brzinu sustava, korisno je znati i vertikalnu brzinu [Slika 31.], pošto o njoj ovisi istrajnost leta. Sljedećom jednadžbom dobiva se vertikalna brzina V_z kao funkcija napadnog kuta α:

$$V_z = V sin\gamma = \sqrt[2]{\frac{2}{\rho}\frac{F_G}{S}\frac{C_D}{(C_L^2 + C_D^2)^{\frac{3}{4}}}} \tag{11.17}$$



Slika 31. Izračun vertikalne brzine

Kut γ kao funkcija napadnog kuta, prikazan je u dijagramu [Slika 32.], gdje je vidljivo da minimalni kut γ_{min} odgovara napadnom kutu maksimalne finese f_{max}.



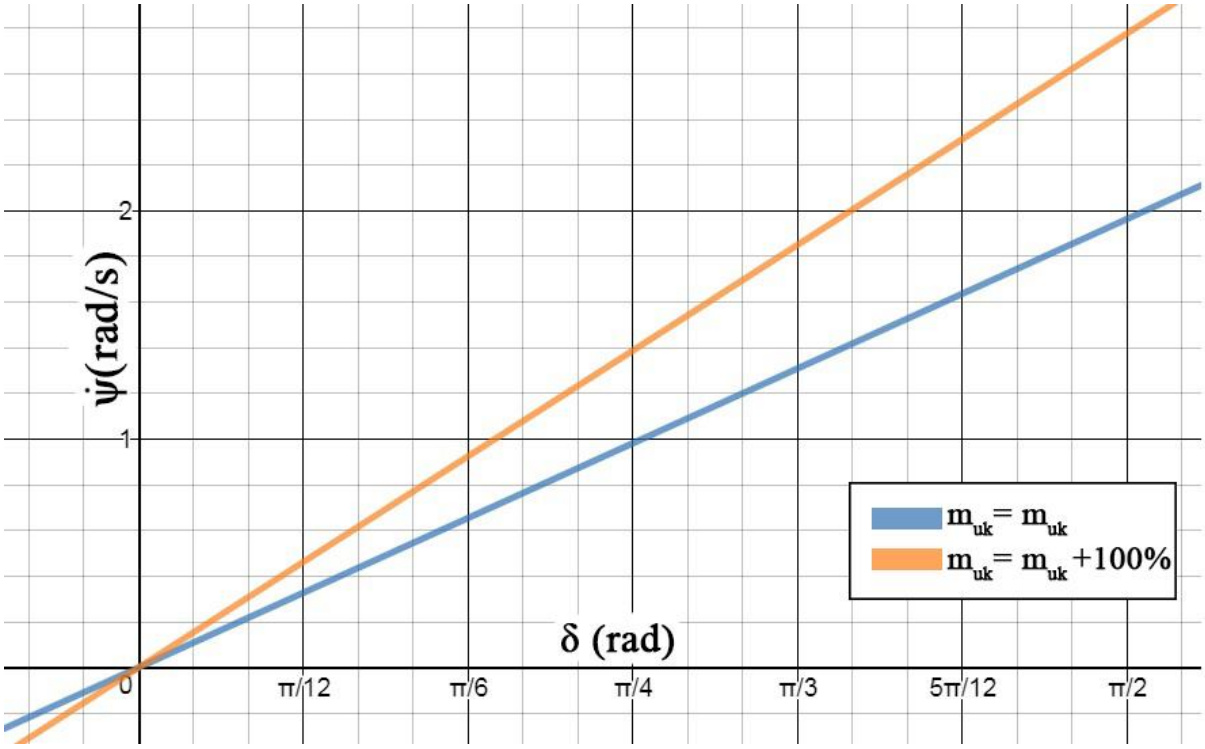
Slika 32. Izračun kuta spuštanja γ

Jedan od parametara performansi jest i brzina zaokreta. Na dijagramu [Slika 33.] je prikazana brzina zaokreta $\dot{\psi}$ kao funkcija defleksije izlaznog ruba δ za slučaj standardne i mase uvećane za 100%. Napravljen je izračun koristeći sljedeće jednadžbe:

$$\dot{\psi} = -\frac{C_{n\delta}}{C_{n\dot{\psi}}} \cdot \frac{2V}{b}\delta \tag{11.18}$$

$$C_{n\dot{\psi}} = -\frac{C_D}{6} \tag{11.19}$$

$$C_{n\delta} = \frac{l\bar{y}}{b^2}\frac{dC_D}{d\delta} \tag{11.20}$$



Slika 33. Izračun brzina zaokreta za nominalnu masu i masu uvećanu za 100%

Brzina zaokreta, pri brzini uravnoteženog stanja, je funkcija defleksije izlaznog ruba. Vrijednost pri δ = 45° i δ = 90° su sljedeće:

$$C_{n\dot{\psi}} = -\frac{C_D}{6} = -\frac{0{,}1597}{6} = -0{,}0266 \tag{11.21}$$

$$C_{n\delta} = \frac{l\bar{y}}{b^2}\frac{dC_D}{d\delta} = \frac{3{,}9525 * 1{,}97625}{7{,}905^2} * 0{,}11 = 0{,}01375 \tag{11.22}$$

$$\dot{\psi}_{\delta=45°} = \frac{0{,}01375}{0{,}0266} \cdot \frac{2 * 9{,}513}{7{,}905} * \delta = 1{,}244 * \frac{\pi}{4} = 0{,}977\, rad/s \tag{11.23}$$

$$\dot{\psi}_{\delta=90°} = \frac{0{,}01375}{0{,}0266} \cdot \frac{2 * 9{,}513}{7{,}905} * \delta = 1{,}244 * \frac{\pi}{2} = 1{,}954\, rad/s \tag{11.24}$$

Pri maksimalnoj brzini zaokreta, minimalni radijus zaokreta je:

$$r_{min} = \frac{V_{xyT}}{\dot{\psi}_{max}} = \frac{9{,}513}{1{,}954} = 4{,}87\ m \tag{11.25}$$

Ovaj radijus zaokreta je pokazatelj direkcionalne efikasnosti sustava. Zaključivo je kako bi ovakav sustav bio vrlo upravljiv te precizan.

Nakon prikupljanja potrebnih podataka, moguće je izračunati karakteristike sustava za uravnoteženo stanje pri uvjetima ISA/SL (*International Standard Atmosphere/Sea Level*). Koeficijenti uzgona i otpora su C_L =0,76 i C_D = 0,161. Sile su pri tome:

$$F_L = C_L\ ½\ \rho V^2 S = 0{,}76 * 0{,}5 * 1{,}225 * 9{,}513^2 * 25 = 1053{,}2\ N \tag{11.26}$$

$$F_D = C_D\ ½\ \rho V^2 S = 0{,}161 * 0{,}5 * 1{,}225 * 9{,}513^2 * 25 = 233{,}1\ N \tag{11.27}$$

Brzina pri uravnoteženom napadnom kutu jest:

$$V = \sqrt[2]{\frac{2}{1{,}225}\frac{110 * 9{,}81}{25}\frac{1}{\sqrt[4]{(C_L^2 + C_D^2)}}} = 9{,}513\ m/s \tag{11.28}$$

Pošto je kut γ pri uravnoteženom napadnom kutu γ = 11,93°, vertikalna brzina je:

$$V_z = V sin\gamma = 9{,}513 * \sin(11{,}93) = 1{,}967\ m/s \tag{11.29}$$

Maksimalna finesa sustava jest f_{max} = 4,744. Dolet sustava ispuštenog s 1000 m visine, jest:

$$s_{max} = h * f_{max} = 1000 * 4{,}744 = 4744\ m \tag{11.30}$$

Dok je istrajnost:

$$t_{max} = \frac{h}{V_{z_{h=\,500\,m}}} = \frac{1000}{2{,}015} = 8\,\mathrm{min}\,16\,s \tag{11.31}$$

Ovaj teorijski model ima idealne karakteristike, što nije situacija kod realnog modela. Zbog činjenice da do postepenog gubitka uzgona, radi separacije toka zraka od gornjake krila, dolazi već kod napadnih kutova vrijednosti oko α = 10°, vrijednost koeficijenta uzgona C_L bila bi manja za napadne kutove iznad α = 10°. Stoga bi na realnom sustavu, finesa *f*, dolet *s* i istrajnost *t* bili manji. Usprkos tome, između teorijskog i realnog sustava ne bi trebalo biti velikih razlika s obzirom na manevar zaokreta, jer za isti sam koeficijent uzgona nije od velike važnosti. Ovim izračunom može se potvrditi kako su konstrukcijski kriteriji kvalitetno postavljeni, što rezultira stabilnim i upravljivim sustavom. Odabirom parametara kao što su kut ugradnje *φ*, površina krila *S*, aeroprofil krila, duljina konopaca, konstrukcija komora i otvora napadnog ruba, direktno se utječe na performanse padobranskog sustava. To konstruktorima daje mogućnost odabira sustava koji je u skladu s njihovim potrebama.

12. Zaključak

Najbolji pokazatelji upravljivosti i stabilnosti padobranskog krila su aerodinamički koeficijenti i koeficijenti momenata zakretanja oko sve tri osi. Njima se određuju uvjeti stabilnosti te dinamika manevara zaokreta i kočenja. Kada su uvjeti statičke i dinamičke stabilnosti oko svih osi zadovoljene, manipulacijom pojedinih konstrukcijskih parametara određuju se performanse. Odabirom tih parametara određuju se karakteristike leta padobranskog krila, bilo da se teži primjerice sustavu koji ima manje brzine pri slijetanju ili sustavu najvećeg doleta. Razvitak padobranskih krila je značajan korak prema sigurnijim i ekonomski isplativijim dostavama tereta na lokacije nepristupačne konvencionalnom zrakoplovu. Pošto padobranski sustav, kako bi sigurno izvršio zadanu misiju, mora prolaziti kroz niz dinamičkih manevara, istraživanje njegove dinamike i unaprjeđenje njegovih performansi od velike je važnosti. Zbog velike potrebe u vojnim, a i civilnim svrhama, upravo u takva istraživanja se teži ulagati. Paralelno s razvojem informatičke tehnologije te time i autonomnih padobranskih sustava, razvija se i teorija leta padobranskih krila kako bi ti isti sustavi bili što precizniji i efikasniji. Nadalje, svoj doprinos ima i razvitak tehnologije materijala koji sa sobom donosi jednostavniju izradu te izdržljivije materijale manjih masa. Od velike važnosti za daljnji razvoj, mogle bi imati vanzemaljske operacije padobranskih sustava. Upravo takve operacije potaknuti će ulaganja u razvijanje i istraživanje dinamike leta padobranskih krila.

Literatura

1. John D. Nicolaides, Michael A. Tragarz: *Parafoil Flight Performance*, University of Notre Dame, Ohio, 1971
2. John D. Nicolaides, Ralph J. Speelman, George L. C. Menard: *A Review of Para-foil Applications*, University of Notre Dame, U.S. Air Force, Wright-Patterson Air Force Base, U.S. Navy, Notre Dame, El Centro, 1970
3. D. J. Cockrell: *The Aerodynamics of Parachutes*, The University of Leicester, AGARD, 1987
4. Brent E. Tweddle: *Simulation and Control of Guided Ram Air Parafoils*, University of Waterloo, Ontario, 2006
5. J. Stephen Lingard: *Ram Air Parachute Design*, 13th AIAA Aerodynamic Decelerator Technology Conference, Clearwater Beach, 1995
6. Yogesh Babbar: *Computational Analasys of Ram Air Parachute Canopy Using Panel Methods*, Punjab Engineering College, Chandigarh, 2005
7. A. Pope: *Basic Wing and Aerofoil Theory*, McGraw-Hill, New York, 1951
8. S.F. Hoerner: *Fluid – Dynamic Lift*, New York, 1965
9. G. M. Ware, J. L. Hassell Jr.: *Wind-Tunnel Investigation of Ram Air Inflated All Flexible Wings of Aspect Ratios 1.0 to 3.0*, NASA TM SX-1923, 1969
10. Yan Zhu, Melissa Moreau, Michael Accorsi, John Leonard: *Computer Simulation od Parafoil Dynamics*, 16th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference, Boston, 2001
11. J. Stephen Lingard: *The Aerodynamics of Gliding Parachutes*, G. Q. Defence Equipment Limited – Parachute Division, Woking, 1986
12. Branden J. Radmacher: *In-Flight Trajectory Planning and Guidance for Autonomous Parafoils*, Iowa State University, 2009
13. Glen J. Brown: *Parafoil Steady Turn Response to Control Input*, Vertigo Inc., Lake Elsinore, 1993
14. K. F. Doherr: *Dynamic Stability Analysis of Parachutes*, Parachute systems Technology Short Course, CCG – University of Minnesota, Oberpfaffenhofen, 1987
15. D.O. Dommasch, S. S. Sherby, T. F. Connolly: *Airplane Aerodynaimcs*, Pitman Aeronautical Publications, 1951

16. T. Tezduyar, V. Kalro, W. Garrard: *Parallel Computational Methods for 3D Simulation of a Parafoil with Prescribed Shape Changes*, University of Minnesota, Minneapolis, 1997
17. U. Soppa, H. Strauch, L. Goerig, J. P. Belmont, O. Cantinaud: *GNC Concept for Automated Landing of a Large Parafoil*, 14th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference, San Francisco, 1997
18. U.S. Department of Transportation – Federal Aviation Administration: *Parachute Rigger Handbook*, U.S. Department of Transportation – Federal Aviation Administration, 2005

Popis slika

Slika 1. Aeroprofil "Clark Y" [10] 4

Slika 2. Dijelovi padobrana [17] 5

Slika 3. Dijelovi padobranskog krila [17] 6

Slika 4. Relevantni kutovi i linije [17] 8

Slika 5. Karakteristične točke tlaka zraka i brzine prilikom inflacije padobranskog krila [5] ..9

Slika 6. Koeficijent uzgona aeroprofila "Clark Y" [4] 12

Slika 7. Faktor "τ" kao funkcija aspektnog odnosa *AR* [5] 13

Slika 8. Karakteristike kuta pregiba padobranskog krila [5] 15

Slika 9. Faktor "δ_e" kao funkcija aspektnog odnosa *AR* [5] 16

Slika 10. Sile, kutovi i pravci brzina za sustav u pravocrtnom uravnoteženom letu [5] 18

Slika 11. Dijagrami kompjuterske simulacije [10] 20

Slika 12. Dijagrami kompjuterske simulacije [10] 21

Slika 13. Sile, momenti, kutovi, pravci brzina i pozicije težišta za sustav u pravocrtnom uravnoteženom letu [11] 23

Slika 14. Eksperimentalni rezultati testiranja padobranskog sustava– koeficijent uzgona [12] 24

Slika 15. Eksperimentalni rezultati testiranja padobranskog sustava – koeficijent otpora [12] 25

Slika 16. Eksperimentalni rezultati testiranja padobranskog sustava – koeficijent momenta [12] 25

Slika 17. Eksperimentalni rezultati testiranja padobranskog sustava – omjer uzgona i otpora [12] 26

Slika 18. Eksperimentalni rezultati testiranja padobranskog sustava – koeficijent momenta pri defleksiji izlaznog ruba δ = 0° [12] 27

Slika 19. Eksperimentalni rezultati testiranja padobranskog sustava – koeficijent momenta pri defleksiji izlaznog ruba δ = 45° [12] 28

Slika 20. Eksperimentalni rezultati testiranja padobranskog sustava – koeficijent momenta pri defleksiji izlaznog ruba δ = 90° [12] 28

Slika 21. Relevantne oznake za sustav sa 6 stupnjeva slobode [5] 29

Slika 22. Relevantne duljine padobranskog krila gledanog iz tlocrta [5] 31

Slika 23. Prikaz putanje prilikom manevra kočenja [15] 32

Slika 24. Eksperimentalni podatci manevra kočenja – kutovi [5] 33

Slika 25. Eksperimentalni podatci manevra kočenja – brzine [5] 34

Slika 26. Izračun koeficijenta uzgona 41

Slika 27. Izračun koeficijenta otpora 42

Slika 28. Izračun omjera koeficijenta uzgona i otpora 43

Slika 29. Izračun koeficijenta momenta propinjanja 44

Slika 30. Izračun brzina za razne mase tereta 45

Slika 31. Izračun vertikalne brzine 45

Slika 32. Izračun kuta spuštanja γ 46

Slika 33. Izračun brzina zaokreta za nominalnu masu i masu uvećanu za 100% 47

Popis oznaka

a nagib pravca 3D [1/rad]

a_0 nagib pravca 2D [1/rad]

a_{ii} dodana i prividna masa [kg]

AR aspektni odnos

b raspon padobranskog krila [m]

c tetiva padobranskog krila [m]

$C_{n\psi}$ koeficijent prigušenja zbog brzine zakretanja oko Z osi

$C_{l\beta}$ koeficijent zakretnog momenta oko osi X zbog bočnog klizanja

$C_{l\delta}$ koeficijent zakretnog momenta oko osi X zbog defleksije izlaznog ruba

$C_{n\beta}$ koeficijent zakretnog momenta oko osi Z zbog bočnog klizanja

C_D koeficijent otpora

C_{D0} koeficijent otpora profila

C_{Dk} koeficijent otpora konopaca

$C_D S_t$ referentna površina tereta

C_{Dt} koeficijent otpora tereta

C_L koeficijent uzgona

$C_{l\psi}$ koeficijent prigušenja zbog brzine zakretanja oko X osi

C_M koeficijent momenta propinjanja oko težišta

C_{M0} koeficijent momenta propinjanja pri α_0

C_{MAC} koeficijent momenta propinjanja oko aerodinamičkog centra

$C_{n\delta}$ koeficijent zakretnog momenta oko osi Z zbog defleksije izlaznog ruba

d promjer konopca [m]

f finesa

F_D sila otpora [N]

F_{Dk} sila otpora konopaca [N]

F_{Dp} sila otpora padobrana [N]

F_{Dt} sila otpora tereta [N]

F_g težina sustava [N]

F_g/S specifično opterećenje krila [N/m^2]

F_L sila uzgona [N]

F_{Lk} sila uzgona konopaca [N]

F_{Lp} sila uzgona padobrana [N]

F_{Lt} sila uzgona tereta [N]

g ubrzanje sile teže [m/s^2]

h visina [m]

k faktor smanjenja nagiba krivulje

k_1 faktor inkrementa uzgona

l širina deflektiranog izlaznog rub [m]

L/D omjer sile uzgona i otpora

m masa [kg]

M moment propinjanja sustava oko težišta [Nm]

M_{AC} moment propinjanja krila oko ¼ tetive [Nm]

$M_{C/4}$ moment propinjanja sustava oko ¼ tetive [Nm]

m_k masa konopaca [kg]

m_p masa padobrana [kg]

m_t masa tereta [kg]

m_{uk} ukupna masa sustava [kg]

n broj konopaca

p_0 tlak [Pa]

p_{st} tlak u točki stagnacije [Pa]

q dinamički tlak [Pa]

R duljina konopca [m]

R_{tp} udaljenost do težišta padobrana [m]

R_{tt} udaljenost do težišta tereta [m]

S referentna površina [m^2]

s put [m]

t vrijeme [s]

u komponenta brzine u smjeru osi X [m/s]

V brzina [m/s]

v komponenta brzine u smjeru osi Y [m/s]

V_v brzina vjetra [m/s]

V_{xy} horizontalna komponenta brzine [m/s]

V_z vertikalna komponenta brzine [m/s]

w komponenta brzine u smjeru osi Z [m/s]

y udaljenost od sredine raspona krila do rezultante otpora izlaznog ruba [m]

α napadni kut [°]

α_0 napadni kut pri nultom uzgonu [°]

β kut pregiba [°]

γ kut spuštanja [°]

δ defleksija [rad]

δ_e faktor neeliptičnih krila

θ kut zakretanja oko osi Y [°]

ρ gustoća [kg/m^3]

τ faktor

φ kut ugradnje [°]

Φ kut zakretanja oko osi X [°]

ψ kut zakretanja oko osi Z [°]

$\dot{\psi}$ brzina zakretanja oko osi Z [°/s]

Sveučilište u Zagrebu
Fakultet prometnih znanosti
10000 Zagreb
Vukelićeva 4

METAPODACI

Naslov rada: Analiza dinamike leta padobranskog krila

Student: Karlo Kovač

Mentor: Mr.sc. Davor Franjković

Naslov na drugom jeziku (engleski):

Parafoil Flight Dynamics Analysis

Povjerenstvo za obranu:

- **Doc. dr. sc. Anita Domitrović** (predsjednik)
- **Mr. sc. Davor Franjković** (mentor)
- **Dr. sc. Tomislav Radišić** (član)
- **Prof. dr. sc. Željko Marušić** (zamjena)

Ustanova koja je dodijelila akademski stupanj: Fakultet prometnih znanosti Sveučilišta u Zagrebu

Zavod: Zavod za aeronautiku

Vrsta studija: sveučilišni preddiplomski

Studij: Aeronautika

Stupanj: preddiplomski

Akademski naziv: univ. bacc. ing. aeronaut.

Datum obrane diplomskog rada: 12.09.2017.

Sveučilište u Zagrebu
Fakultet prometnih znanosti
10000 Zagreb
Vukelićeva 4

IZJAVA O AKADEMSKOJ ČESTITOSTI I SUGLASNOST

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

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

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

Svojim potpisom potvrđujem i dajem suglasnost za javnu objavu završnog rada pod naslovom Analiza dinamike leta padobranskog krila na internetskim stranicama i repozitoriju Fakulteta prometnih znanosti, Digitalnom akademskom repozitoriju (DAR) pri Nacionalnoj i sveučilišnoj knjižnici u Zagrebu.

Student/ica:

U Zagrebu, 1.9.2017

(potpis)