

Određivanje parametara leta za avion Pilatus PC-9M tijekom prilaženja s konstantnim napadnim kutom

Sučić, Antonio

Master's thesis / Diplomski rad

2024

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

Permanent link / Trajna poveznica: <https://urn.nsk.hr/urn:nbn:hr:119:609003>

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

Download date / Datum preuzimanja: **2025-02-04**



Repository / Repozitorij:

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



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI

DIPLOMSKI RAD

**ODREĐIVANJE PARAMETARA LETA ZA AVION PILATUS PC-9M TIJEKOM
PRILAŽENJA S KONSTANTNIM NAPADNIM KUTOM**

**DETERMINING THE FLIGHT CHARACTERISTICS OF THE PC-9M DURING
CONSTANT ANGLE OF ATTACK APPROACH**

Mentor: prof. dr. sc. Doris Novak

Student: Antonio Sučić

JMBAG: 0315258961

Zagreb, svibanj 2024

Zagreb, 22. veljače 2024.

Zavod: **Zavod za aeronautiku**
Predmet: **Zrakoplovna navigacija IV**

DIPLOMSKI ZADATAK br. 7406

Pristupnik: **Antonio Sučić (0135258961)**
Studij: **Aeronautika**

Zadatak: **Određivanje parametara leta za avion Pilatus PC-9M tijekom prilaženja s konstantnim napadnim kutom**

Opis zadatka:

Navesti opće značajke Pilatusa PC-9M. Primjena leta pri konstantnim napadnim kutom. Proračun i usporedba parametara leta Pilatusa PC-9M pri konstantnim napadnim kutom. Tehnika pilotiranja i raspored pažnje pilota tijekom leta pri konstantnim napadnim kutom. Usporedba konvencionalnog prilaženja i prilaženja s konstantnim napadnim kutom. Primjena leta pri konstantnim napadnim kutom u Hrvatskom ratnom zrakoplovstvu.

Mentor:

Predsjednik povjerenstva za
diplomski ispit:

prof. dr. sc. Doris Novak

ODREĐIVANJE PARAMETARA LETA ZA AVION PILATUS PC-9M TIJEKOM PRILAŽENJA S KONSTANTNIM NAPADNIM KUTOM

SAŽETAK:

Avion PC-9M je opremljen instrumentom s pomoću kojeg se leti s konstantnim napadnim kutom, ali takvo letenje ne ulazi u obuku učenika letača i nije obrađeno u priručnicima letenja istog aviona. U Sjedinjenim Američkim državama se takvo letenje koristi pri slijetanju na nosačima aviona i slijetanju višenamjenskim borbenim avionima. S obzirom na to da je Hrvatsko ratno zrakoplovstvo nabavilo višenamjenske borbene avione Dassault Rafale, PC-9M može služiti kao platforma za obuku učenika letača za prilaženje konstantnim napadnim kutom koji su kandidati za preobuku na tim avionima. U ovom radu se opisuje postupak izračunavanja parametara leta pri konstantnom napadnom kutu, podatci se uspoređuju sa stvarnim podacima s probnog leta i definirat će se tehnika pilotiranja koja bi se mogla koristiti u budućoj obuci učenika letača. Probni letovima su potvrđeni izračunati podatci te su mjereni dodatni podatci leta pri konstantnom napadnom kutu. Raspisana je tehnika pilotiranja i raspored pažnje za prilaženje konstantnim napadnim kutom iz školskog kruga, iz pravca i tijekom ILS prilaženja. Na drugom probnom letu se izvelo 6 školskih krugova sa prilaženjem konstantnim napadnim kutom kako bi potvrdili raspisanu tehniku pilotiranja i raspored pažnje.

KLJUČNE RIJEČI:

Napadni kut, prilaženja, Pilatus, PC-9M, izračun, određivanje, tehnika pilotiranja, raspored pažnje

DETERMINING THE FLIGHT CHARACTERISTICS OF THE PC-9M DURING CONSTANT ANGLE OF ATTACK APPROACH

SUMMARY:

The PC-9M is equipped with an instrument used while flying with a constant angle of attack (onspeed), but such is not included in the training of student pilots and is not covered in the flight manuals of the same aircraft. In the United States of America, such flying is used when landing on aircraft carriers and landing fighter aircraft. Given that the Croatian Air Force has acquired the Dassault Rafale, the PC-9M can serve as a platform for training student pilots for constant angle-of-attack flight. This thesis describes the procedure for calculating the flight characteristics at a constant angle of attack, compares them with data from a test flight, and defines a piloting technique that could be used in the training of student pilots. The calculated data was confirmed during a test flight and additional data during constant angle-of-attack flight was measured. The piloting technique for constant angle-of-attack approach from a traffic circuit, straight in and during ILS approach is defined. On the second test flight, 6 traffic circuits were performed with a constant angle of attack approach in order to confirm the prescribed piloting technique.

KEY WORDS:

Angle-of-Attack, approach, Pilatus PC-9M, calculation, determining, piloting technique, onspeed

SAŽETAK

1. Uvod.....	1
2. Opće značajke Pilatusa PC-9M.....	3
3. Primjena leta pri konstantnim napadnim kutom.....	5
3.1. Pojam napadnog kuta i važnost u zrakoplovstvu.....	5
3.2. Konvencionalno prilaženje aviona	6
3.3. Prilaženje konstantnim napadnim kutom.....	7
4. Proračun parametara leta Pilatusa PC-9M pri konstantnim napadnim kutom	10
4.1. Aerodinamičke karakteristike Pilatusa PC-9M	10
4.2. Kut nultog uzgona krila Pilatusa PC-9M.....	12
4.3. Utjecaj zakrilaca na uzgon krila Pilatusa PC-9M	14
4.4. Brzina sloma uzgona Pilatusa PC-9M.....	19
4.5. Brzina prilaženja s konstantnim napadnim kutom	21
4.6. Napadni kut tijekom prilaženja konstantnim napadnim kutom	22
4.7. Brzina silaženje tijekom prilaženja s konstantnim napadnim kutom.....	25
4.8. Radijus zaokreta Pilatusa PC-9M pri konstantnom napadnom kutu	29
5. Usporedba proračuna sa stvarnim parametrima leta	31
6. Tehnika pilotiranja i raspored pažnje tijekom prilaženja s konstantnim napadnim kutom.....	35
6.1. TPRP školskog kruga s prilaženjem konstantnim napadnim kutom.....	35
6.2. TPRP prilaženja konstantnim napadnim kutom iz pravca	38
6.3. Dodatne norme leta pri konstantnom napadnom kutu	39
7. Primjena leta pri konstantnim napadnim kutom u Hrvatskom ratnom zrakoplovstvu.....	41
8. Zaključak	43
Literatura	44
Popis kratica.....	46
Popis slika	47
Popis tablica.....	47
Popis dijagrama	47

1. Uvod

S obzirom na dinamičnost vojnog letenja i velikih promjena konfiguracija zrakoplova tijekom vojne zadaće i potrebe za slijetanje na kratkim uzletno-sletnim stazama, Američka ratna mornarica je definirala metodu prilaženja aviona pri konstantnim napadnim kutom. Ovom metodom se omogućilo prilaženje s vrlo malim brzinama (blizu sloma uzgona) kojima se minimizirao put koji je potreban za zaustavljanje aviona nakon slijetanja. Također se prilaženjem konstantnim napadnim kutom osigurava nepromjenjiv faktor kojeg se piloti borbenih aviona mogu pridržavati neovisno o masi i nagiba aviona, vanjskim uvjetima itd.

Sada se u svim ratnim zrakoplovstvima koristi metoda prilaženja konstantnim napadnim kutom za prilaženje višenamjenskih borbenih aviona, jer je prilaženje konvencionalnom metodom gotovo neizvedivo zbog raspona snage motora koje bi bile potrebne. Iako je instrument koji je potreban za takvo prilaženje ugrađen u Pilatusu PC-9M Hrvatskoga ratnog zrakoplovstva, takvo prilaženje ne ulazi u obuku učenika letača ni pilota. Također ne postoji dokumentacija propisana za pilote kako koristiti navedeni sustav. S obzirom da je Hrvatsko ratno zrakoplovstvo u procesu nabavke višenamjenskih borbenih aviona Rafale (koji koristi tu metodu prilaženja) korisno bi bilo da se prvo piloti susreću s takvim prilazima na avionu koji je dizajniran za obuku.

Ovaj rad opisuje proces određivanja parametara prilaženja konstantnim napadnim kutom i strukturiran je u 8 poglavlja:

- Prvo poglavlje – Uvod.
- Drugo poglavlje – Opće značajke Pilatusa PC-9M: Kratak opis aviona PC-9M s glavnim karakteristikama i opis izvedenica aviona PC-9M.
- Treće poglavlje – Primjena leta pri konstantnom napadnom kutu: Opisuje pojam napadnog kuta te uspoređuje konvencionalno prilaženje s prilaženjem konstantnim napadnim kutom.
- Četvrto poglavlje – Proračun parametara leta Pilatusa PC-9M pri konstantnom napadnom kutom: Opisuje se i provode koraci određivanja parametara leta pri konstantnom napadnom kutu koji će se koristiti za raspisivanje tehnike pilotiranja istog.

- Peto poglavlje – Usporedba proračuna sa stvarnim parametrima leta: Uspoređuju se izračunati podatci iz četvrtog poglavlja s podacima dobivenim probnim letom u pilotažnoj zoni s probnim pilotom iz 392. eskadrile aviona.
- Šesto poglavlje – Tehnika pilotiranja i raspored pažnje tijekom prilaženja s konstantnim napadnim kutom: definiraju se tehnike pilotiranja i raspored pažnje za prilaženje konstantnim napadnim kutom iz školskog kruga, iz pravca te u ILS prilazu. Također se definiraju norme za druge režime leta konstantnim napadnim kutom.
- Sedmo poglavlje - Primjena leta pri konstantnom napadnom kutu u Hrvatskom ratnom zrakoplovstvu: opisuje primjenu prilaženja konstantnim napadnim kutom u Hrvatskom ratnom zrakoplovstvu te utjecaj uvođenja takvog prilaženja u obuku učenika letača.
- Osmo poglavlje – Zaključak
- Na kraju rada se nalazi popis literature, kratica, slika, tablica i grafikona

2. Opće značajke Pilatusa PC-9M

Avion Pilatus PC-9M (u daljnjem kontekstu „pilatus“) je jednomotorni dvosjed koji se u Hrvatskom ratnom zrakoplovstvu kao i u svijetu koristi za temeljnu i naprednu obuku pilota. Avion je metalne konstrukcije, niskokrilne izvedbe s tandem sjedalima. Glavne karakteristike pilatusa se nalaze u tablici 1:

Tablica 1. Glavne karakteristike Pilatusa PC-9M

Maksimalna brzina	320 čvora (Knots – kt) ili 0,65 Maha
Plafon leta	25.000 stopa (<i>Feet</i> – ft)
Raspon opterećenja	3,5g do +7g
Raspon opterećenja s konfiguracijom ¹ :	0 do +2g
Turboelisni motor PT6A-62	950 konjskih snaga
Raspon krila	10,19 m
Dužina	10,175 m
Visina	3,26 m
Maksimalna masa na stajanci	2360 kg
Maksimalna masa pri polijetanju i slijetanju	2350 kg
Oprema za let u vizualnim i instrumentalnim uvjetima danju i noću	

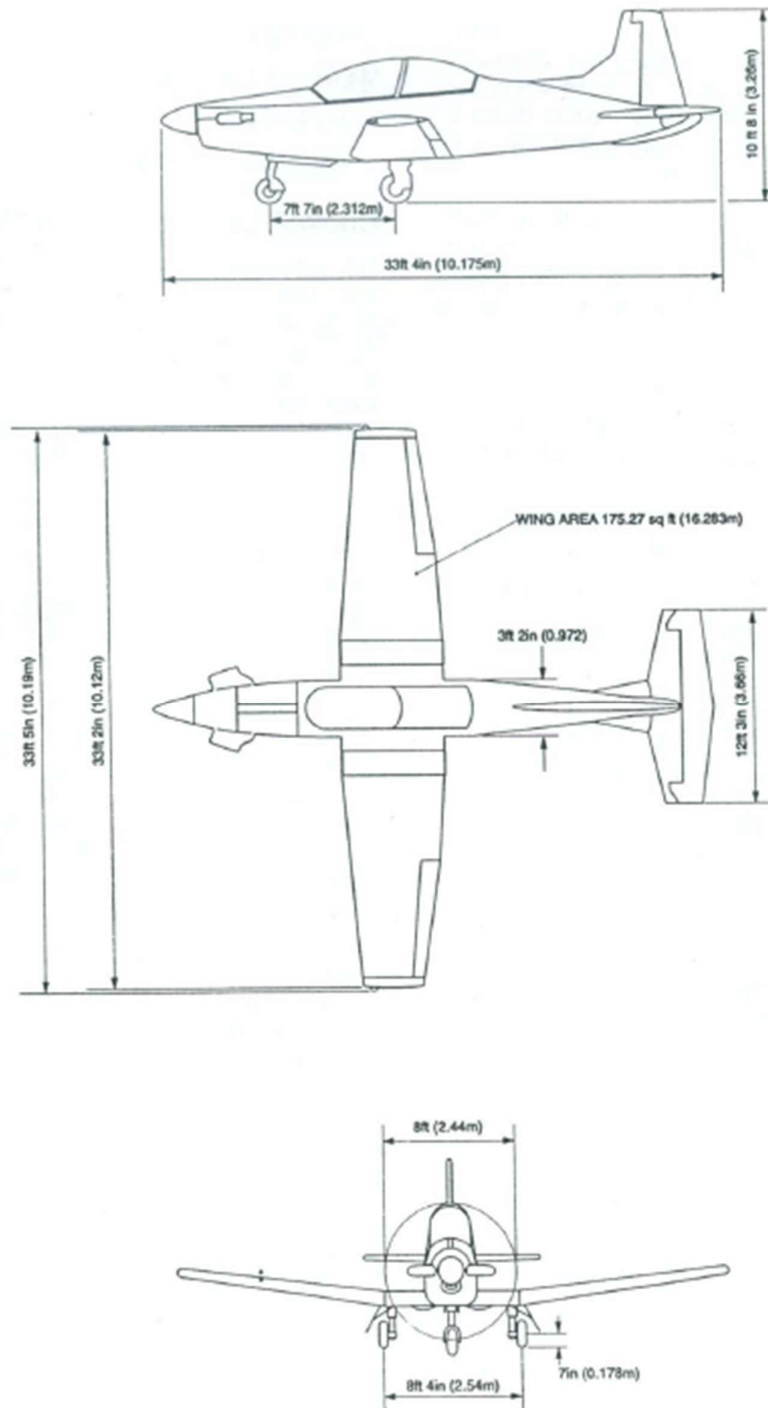
Izvor: [1]

Značajne dimenzije aviona na zemlji s izvučenim stajnim trapom su vidljive na slici 1 [1]. Pilatus PC-9M je izveden u tandem konfiguraciji s dvije kabine, u prednjoj se kabini nalazi učenik letač, a u stražnjoj se nalazi instruktor. Kako bi se povećala preglednost, kabina instruktora je postavljena iznad kabine učenika letača. Iz obje kabine je moguće upravljati avionom, dok se u slučaju samostalnog leta upravlja isključivo iz prednje kabine. Avion je opremljen Martin Baker sjedalima za izbacivanje modela CH-11A koji omogućuju sigurno izbacivanje iz aviona s tla ako je zadovoljena minimalna brzina 60 kt [1].

Pilatus PC-9M je u eksploataciji u različitim ratnim zrakoplovstvima diljem svijeta kao npr. Kraljevsko ratno zrakoplovstvo Omana i Australsko kraljevsko ratno zrakoplovstvo [2]. Raytheon je razvio izvedenicu Švicarskoga Pilatus PC-9 po zahtjevima Američkog ratnog zrakoplovstva pod nazivom T-6A Texan II (u daljnjem kontekst *Texan*). Avion Texan je gotovo

¹ Avion konfiguriran za slijetanje – Izvučenim stajnim trapom i zakrilcima

istih gabarita kao i Pilatus PC-9M, ali je opremljen s motorom 1100 konjskih snaga, stlačenom kabinom, sustavom za stvaranje kisika u letu i ima brojne druge modifikacije [3]. U odnosu na PC-9M koji prazan teži 1.781 kg [4], Texan prazan teži 2.955 kg [5].



Slika 1. Skica Pilatusa PC-9M sa značajnim dimenzijama
Izvor: [1]

3. Primjena leta pri konstantnim napadnim kutom

Let pri konstantnom napadnom kutu (engl. *Onspeed Angle-of-Attack*, *Onspeed AOA* ili kraće samo *Onspeed*) je metoda upravljanja avionom kojom se održava stalan napadni kut. Korištenjem ove metode je moguće sigurno letjeti pri malim brzinama (brzine koje su blizu brzini sloma uzgona). U borbenim avionima s mlaznim pogonom je gotovo nemoguće prilaziti konvencionalnom metodom pri takvim brzinama zbog toga što bi bilo potrebno koristiti vrlo malu snagu motora, a pri tim snagama je motor najosjetljiviji na pomake polugice snage [6].

3.1. Pojam napadnog kuta i važnost u zrakoplovstvu

Za potrebe izračuna karakteristika aeroprofila moguće je promijeniti inercijalni sustav promatranja tako da se zamjene brzina leta aviona s brzinom zraka koja se nalazi dovoljno ispred aeroprofila da sami aeroprofil ne utječe na taj zrak, tj. smatramo da aeroprofil miruje dok se zrak giba oko njega. Zrak koji dolazi do aeroprofila nazivamo slobodnom strujom zraka i označava se s V_∞ (za potrebe izračuna koristi se SI jedinica brzine tj. metara po sekundi [m/s]). Najznačajnija geometrijska karakteristika aeroprofila je tetiva aeroprofila tj. dužina pravca koja spaja prednji i zadnji brid aeroprofila. Tetiva se najčešće označava slovom „c“ i mjerena je u metrima [m] [7].

Napadni kut (engl. *Angle-of-Attack* ili *AOA*) je kut (označava se grčkom slovom „ α “ i mjereno stupnjevima) između pravca slobodnog strujanja zraka i tetive krila te se koristi kao glavni parametar za izračunavanje koeficijenta uzgona istog krila. Koeficijent uzgona (označava se kao C_z) je bez dimenzijski parametar kojeg uvrštavamo uz brzinu leta, gustoće okolnog zraka (označava se kao ρ_∞ mjereno SI jedinicom gustoće kilogram po kubnom metru [kg/m³] u izračunima) i površinom krila (označava se slovom A i mjereno u kvadratnim metrima [m²]) kako bi izračunali ukupnu silu uzgona krila (jednadžba 1) [7].

$$F_z = \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 C_z A \quad (1)$$

3.2. Konvencionalno prilaženje aviona

Tijekom ustaljenog leta, ukupni uzgon krila jednak je težini aviona (ili je umanjena toliko da bi se osigurao ustaljeno spuštanje aviona), prema tome kada bi izveli jediničnu brzinu prilaženja aviona prema jednadžbi 1, ta brzina bi bila optimalna samo za te uvjete atmosfere i leta koji su uvršteni u izračunima. Ukoliko dođe do promjene mase avione (npr. zbog trošenja goriva) pri toj jediničnoj brzini doći će do promjene koeficijenta uzgona. Time bi pilot u slučaju manje mase aviona trebao smanjiti kut prilaženja kako bi smanjio i napadni kut čime bi održavao i manji C_L (ili suprotno za veću masu aviona) kako ne bi došlo do porasta brzine tijekom prilaženja.

Izvod jednadžbe 1 i dobivena jednadžba (jednadžba 2) za brzinu leta aviona ovisno o masi se (vrijedi samo za male napadne kutove) nalazi ispod.

$$F_G = F_Z = \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 C_Z A \left/ \times \frac{2}{\rho_{\infty} C_Z A} \right.$$
$$V_{\infty}^2 = \frac{2F_G}{\rho_{\infty} C_Z A} \sqrt{\quad}$$
$$V_{\infty} = \sqrt[2]{\frac{2F_G}{\rho_{\infty} C_Z A}}$$
$$F_G = mg$$
$$V_{\infty} = \sqrt[2]{\frac{2mg}{\rho_{\infty} C_Z A}} \quad (2)$$

Tijekom leta manjih aviona (aviona kraćeg doleta²) dolazi do manjih promjena mase aviona uslijed trošenja goriva te je time utjecaj na brzinu prilaženja manji i zanemariv, međutim kod vojnih zrakoplova dolazi do većih varijacija dijelom zbog toga što nose velike količine goriva (u odnosu na masu aviona) kako bi imali veliki dolet i istrajnost³, ali najveći utjecaj imaju oružja koje ispaljuju ili odbacuju tijekom misija.

² Dolet – Maksimalna udaljenost koju zrakoplov može preletjeti

³ Istrajnost – Maksimalno vrijeme leta zrakoplova

Avion Francuske proizvodnje Rafale je primjer vojnog aviona velike nosivosti. Rafale ima maksimalnu masu polijetanja od 24.500 kg, dok masa praznog aviona iznosi samo 10.000 kg [8]. Vidljivo je kako je nepraktično koristiti jediničnu brzinu prilaženja za avion u kojem tijekom jedne misije dolazi do velikih promjena mase.

3.3. Prilaženje konstantnim napadnim kutom

Kako bi došlo do što manjih varijacija normi prilaženja aviona te kako bi se mogla održavati što manja brzina tijekom prilaženja, primjenjuje se prilaženje s konstantnim napadnim kutom. Minimiziranjem prilazne brzine se također minimizira put koji je potreban za zaustavljanje nakon slijetanja. Ovo dolazi do izražaja kod vojnih zrakoplova koji djeluju često s kratkih ili improviziranih pista. Iako se metoda naziva „onspeed AOA“ brzina leta aviona nema utjecaja na samo prilaženje osim za potrebe izračuna jediničnog napadnog kuta prilaženja kojeg propisuje proizvođač istog [9].

Prednost prilaženja konstantnim napadnim kutom je ta da se optimalan napadni kut prilaženja ne mijenja s drugim uvjetima letenja kao npr. masom aviona, nagibom aviona (opterećenjem) i okolnim uvjetima zraka zbog toga što je u svim uvjetima kritični napadni kut pa je i optimalan napadni kut jednak u svim uvjetima (kritični napadni kut je kut pri kojoj se strujnice zraka odvajaju od aeroprofila te krilo ne može stvoriti više uzgona).

Prilaženje konstantnim napadnim kutom se izvodi s pomoću indikatora za prilaženje konstantnim napadnim kutom (*AOA indexer*) (slika 2). Indikator je intuitivno izveden tako da pilot ne treba analizirati brojke nego je najčešće izveden s dvije strelice i kružnicom. Kružnica je zelene boje i prikazuje pilotu da trenutno leti idealnim napadnim kutom dok strelice pokazuju gdje pilot treba postaviti nos aviona kako bi imao idealan napadni kut pri toj brzini. Gornja strelica je crvene boje zbog toga što se tad avion nalazi pri napadnom kutu koji je blizu kritičnog napadnog kuta (može doći do sloma uzgona) i usmjerena je prema dolje tako da pilot intuitivno zaključi da mora spustiti nos aviona kako bi smanjio svoj napadni kut. Druga strelica se nalazi ispod kružnice, usmjerena prema gore i žute je boje, ista pokazuje pilotu da je trenutni napadni kut manji od idealnog te da mora podići nos aviona kako bi letio idealnim napadnim kutom. Također, istovremeno mogu svijetliti kružnica i strelica kako bi se ukazalo na manje odstupanje od idealnog napadnog kuta prilaženja.

Kada se leti metodom konstantnog napadnog kuta onda pilot trimava avion tako da leti u horizontalnom letu pri propisanom napadnom kutu. Ukoliko dođe do povećanja snage motora, avion će trenutno ubrzati, zatim će se stvoriti propinjući moment zbog toga što je triman za manju brzinu, zbog čega u konačnici dolazi do pada brzine leta te će se nos aviona zadržati u većem kutu penjanja nego prije promjene snage motora. Suprotno vrijedi kada se smanji snaga motora. Zbog tog mehanizma letenja se govori da kada pilot leti metodom konstantnog napadnog kuta, onda upravlja kutom penjanja/spuštanja polugicom snage, a brzinom napadnim kutom tj. palicom (trimerom).

Određivanje vrijednosti napadnog kuta prilaženja se radi tako da se odabere brzina leta koja je uvećana od brzine sloma uzgona⁴ za neki faktor sigurnosti, kod većine aviona faktor sigurnosti iznosi 1,3. Zatim se odabiru neke „standardne“ vrijednosti mase aviona i gustoće okolnog zraka. Odabiru se vrijednosti koje su približne stvarnim vrijednostima tijekom prilaženja. Također se preferira izračun napadnog kuta prilaženja s avionom u konfiguraciju za slijetanje [9].

S pomoću standardnih vrijednosti i poznatom geometrijom krila se izračunava potreban koeficijent uzgona krila za let u tim uvjetima (može se aproksimirati izvedenom jednadžbom 3 koja se nalazi ispod [7]).

$$F_G \approx F_Z = \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 C_Z A \left/ \right. * \frac{2}{\rho_{\infty} V_{\infty}^2 A}$$

$$C_Z = \frac{2F_G}{\rho_{\infty} V_{\infty}^2 A}$$

$$F_G = mg$$

$$C_Z = \frac{2mg}{\rho_{\infty} V_{\infty}^2 A} \quad (3)$$

Uvrštavanjem podataka u jednadžbu 3 dobiva se vrijednost koeficijenta uzgona za horizontalan let pri odabranoj brzini. S pomoću poznate ovisnosti koeficijenta uzgona o apsolutnom napadnom⁵ kutu (označava se kao α) i kuta nultog uzgona⁶ izračunavamo napadni

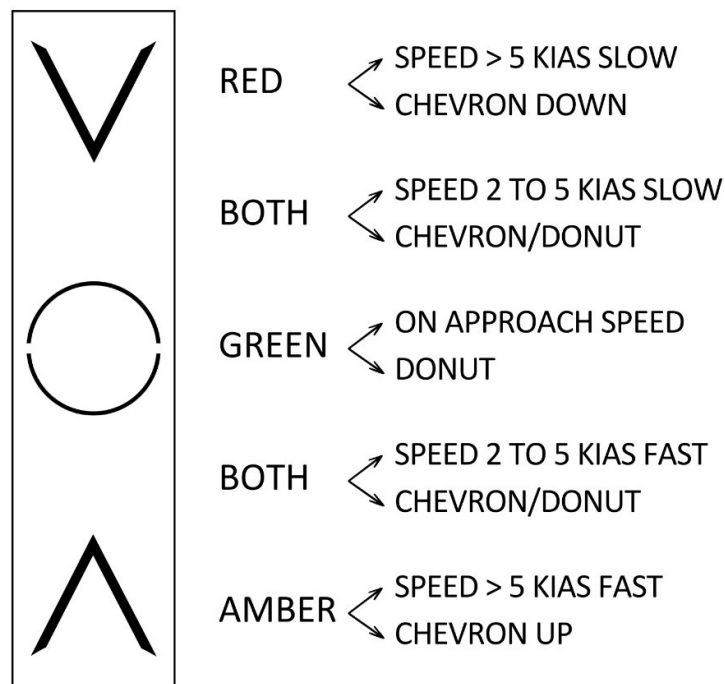
⁴ Brzina sloma uzgona - minimalna brzina leta aviona, nakon ove brzine napadni kut prelazi kritični napadni kut (označava se kao V_0 i kao V_{S0} kada se radi o minimalnoj brzini s konfiguracijom aviona za slijetanje)

⁵ Apsolutni napadni kut je kut između trenutnog napadnog kuta i kuta nultog uzgona krila

⁶ Kut nultog uzgona je napadni kut pri kojem aeroprofil ili krilo ne stvara uzgon, označava se kao α_{z0}

kut krila koji odgovara vrijednosti koeficijenta uzgona. Dobiveni napadni kut sada ima faktor sigurnosti kako bi se izbjegao let pri kutovima koji su blizu vrijednosti kritičnog napadnog kuta (označava se kao α_{kr}) [7].

Napadni kut koji je izračunat za vrijednost $1,3 V_{S0}$ se uzima kao idealan napadni kut za prilaženje konstantnim napadnim kutom te se na *AOA indexeru* označava zelenom kružnicom. Također se izračunavaju vrijednosti napadnog kuta pri kojoj će *AOA indexer* prikazivati ostale indikacije tako da se $1,3 V_{S0}$ uveća ili umanja za neki iznos (crvena strelica, crvena strelica i zelena kružnica, zelena kružnica i žuta strelica te samo žutu strelicu). Na slici 2 je prikazan indikator za prilaženje konstantnim napadnim kutom koji je ugrađen u Pilatusu PC-9 s rasponima brzine za sve indikacije (*KIAS – Knots indicated airspeed*, indicirana brzina leta mjerena u čvorovima).



Slika 2. Indikator za prilaženje konstantnim napadnim kutom
Izvor: [20]

4. Proračun parametara leta Pilatusa PC-9M pri konstantnim napadnim kutom

Iako je indikator za prilaženje konstantnim napadnim kutom ugrađen i brzina prilaženja određena za Pilatus PC-9M u Hrvatskom ratnom zrakoplovstvu ne postoji opis korištenja istog sustava u literaturama koje su dostupne učenicima letačima. Za potrebe raspisivanja tehnike pilotiranja i rasporeda pažnje prilaženja konstantnim napadnim kutom Pilatusa PC-9M je potrebno matematički odrediti parametre takvog letenja u svim uvjetima i usporediti ih sa stvarnim parametrima dobivenim probnim letom.

4.1. Aerodinamičke karakteristike Pilatusa PC-9M

Avion PC-9M je izveden kao niskokrilni avion s krilom bez strijele, u svakom krilu se nalaze dva spremnika goriva i u donjem dijelu krila se uvlače glavne noge stajnog trapa. Značajne karakteristike krila se nalaze u tablici 2.

Tablica 2. Značajne karakteristike krila Pilatusa PC-9M

Kut ugradnje	1° gore
Vitoperenost	2° dolje
Diedar	7°
Raspon	10,12 m
Površina	16,29 m ²
Srednja aerodinamička tetiva	1,64 m
Zakrilce	4 segmenta podijeljenoga tipa
Površina zakrilaca	1,766 m ²
Raspon zakrilaca	2,68 m
Otklon zakrilaca	T.O. 23°, LAND 50°

Izvor: [10]

Krila su trapezoidnog oblika te su aeroprofilu Pilatusovog dizajna, na korijenu oznake PIL 15M825 i oznake PIL 12M850 na vrhu krila. Srednja aerodinamička tetiva se nalazi u blizini 16. rebra krila tj. blizu polovice krila [10].

Iako ne postoji javno objavljena dokumentacija vezana uz točne aerodinamičke karakteristike aeroprofila Pilatusa PC-9M, postoje dva znanstvena rada koje će se koristiti kao temelj aproksimacije optimalnog napadnog kuta za prilaženje. Anthony Huang je tijekom svojih istraživanja o naprežanju krila Pilatusa PC-9 izračunao ovisnost koeficijenta uzgona o napadnom kutu aeroprofila i krila. Huang je za svoje proračune pretpostavio da su PIL 15M825 i PIL 12M850 dovoljno slični NACA aeroprofilu 4312 za koje postoji precizna dokumentacija. Dok Konstantin Metodiev u svom radu dopunjava Huanga tako da je izveo računalne simulacije Pilatusovih aeroprofila i izračunao je koeficijente uzgona koji odgovaraju napadnim kutovima između -5° i 10° . Iako je Huang koristio sličan aeroprofil za svoje potrebe, njegovi podatci koji će se koristiti u ovom radu ne ovise značajno o točnom aeroprofilu. Odnos koeficijenata uzgona aeroprofila (a_0) i krila (a) o napadnom kutu (gradijent uzgona) ovisi o obliku, dimenzijama krila i utjecaju trupa aviona na opstrujavanje zraka oko krila. Prema tome ako se izmjeni a_0 s onim koji je izračunao Metodiev i uvrsti omjer $\frac{a}{a_0}$ izveden iz Huangovih eksperimenta dobiveni iznos gradijenta uzgona odgovara stvarnom iznosu krila PC-9M.

U tablici 3 se nalaze Metodievi podatci o aeroprofilima Pilatusa PC-9M koji su dobiveni računalnim simulacijama.

Za potrebe ovoga rada i zbog toga što će se dobiveni podatci koristiti samo kao temelj probnog leta gdje se točno određuju norme prilaženja konstantnim napadnim kutom te zbog toga što se srednja aerodinamička tetiva (pa i srednji aeroprofil) nalaze na polovici krila, kada se uvrštavaju podatci o aeroprofilu u formulama uvrštavat će se aritmetička sredina podataka za oba aeroprofila (npr. odgovarajući C_L za $\alpha=0^\circ$ je po iznosu 0,29155).

Tablica 3. Aerodinamički koeficijenti aeroprofila PC-9M

α [°]	PIL 15M825			PIL 12M850		
	C_z	C_o	C_m	C_z	C_o	C_m
-5	-0,3433	0,01244	0,023	-0,2269	0,01373	-0,0358
-4	-0,2102	0,01185	-0,0139	-0,1024	0,01179	-0,0701
-3	-0,0853	0,01133	-0,0469	0,0112	0,01193	-0,0975
-2	0,0291	0,01105	-0,0755	0,1186	0,012	-0,1224
-1	0,1389	0,01097	-0,1022	0,2258	0,0121	-0,1473
0	0,2489	0,01091	-0,1291	0,3342	0,01223	-0,1731
1	0,3551	0,01098	-0,1544	0,4428	0,01229	-0,199
2	0,4635	0,01101	-0,1805	0,5528	0,01229	-0,2259
3	0,566	0,01092	-0,2038	0,6624	0,01228	-0,2524
4	0,6649	0,01071	-0,2249	0,7712	0,01267	-0,2787
5	0,8352	0,0109	-0,2792	0,8772	0,01305	-0,3037
6	0,888	0,01175	-0,2803	0,9757	0,01292	-0,3249
7	0,9186	0,01432	-0,2727	1,0596	0,01324	-0,3398
8	0,9574	0,01657	-0,2694	1,0919	0,01873	-0,3365
9	0,9914	0,01998	-0,266	1,1161	0,02365	-0,3296
10	1,0173	0,02473	-0,2611	1,1435	0,02905	-0,3263

Izvor: [11]

4.2. Kut nultog uzgona krila Pilatusa PC-9M

Kut nultog uzgona aeroprofila (α_{z0}) i krila je taj napadni kut pri kojoj aeroprofil ili krilo ne stvara uzgon. Kod simetričnih aeroprofila je taj kut 0° dok se kod asimetričnih aeroprofila definiraju eksperimentalno. Za izračun kuta nultog uzgona krila koja su vitoperena potrebno je definirati kut nultog uzgona aeroprofila i primijeniti korekciju po jednadžbi 4 [12].

Linearnom interpolacijom podataka iz tablice jedan je moguće izračunati kut nultog uzgona za oba aeroprofila i zatim koristimo njihovu aritmetičku sredinu za daljnje izračune. Interpolirani podatci i njihova aritmetička sredina se nalaze ispod:

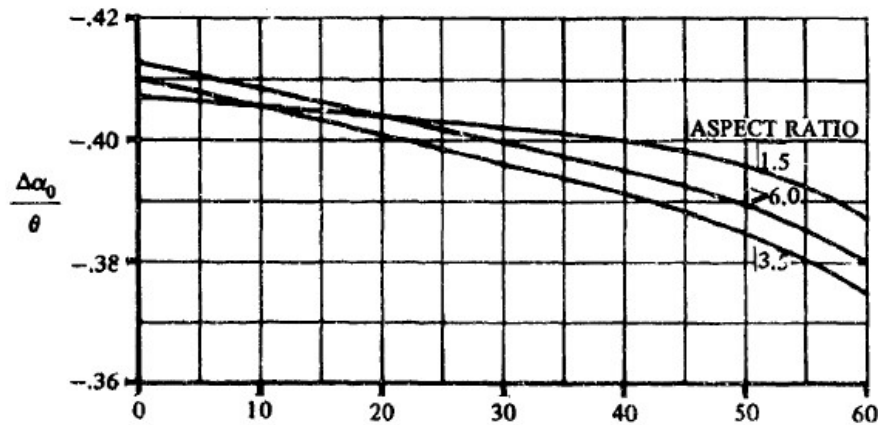
$$\begin{array}{cc}
 \text{PIL 15M825} & \text{PIL 12M850} \\
 \alpha_{z0} = -2,254^\circ & \alpha_{z0} = -3,503^\circ \\
 \text{Aritmetička sredina} \\
 \alpha_{z0} = -2,879^\circ
 \end{array}$$

Za proračun kuta nultog uzgona vitoperenih krila ($\alpha_{z0,krilo}$) je potrebno primijeniti ispravku jednadžbom 4 [12]:

$$\alpha_{z0,krilo} = \alpha_{z0} + \left(\frac{\Delta\alpha_0}{\theta}\right)\theta \quad (4)$$

gdje je:

- α_{z0} – kut nultog uzgona aeroprofila
- $\left(\frac{\Delta\alpha_0}{\theta}\right)$ – promjena kuta nultog uzgona ovisno o vitoperenosti krila, parametar dobivamo iz dijagrama 1
- θ – Kut vitoperenosti krila [$^\circ$]



Dijagram 1. Dijagram promjene kuta nultog uzgona o vitkosti krila
Izvor: [12]

Kako bi iščitali vrijednost $\frac{\Delta\alpha_0}{\theta}$ potrebno je okomito na ordinatu koja odgovara vrijednosti kutu strijele krila (za pilatus $\Lambda_{c/A} = 0$) povući crtu do presijecanja krivulje odgovarajuće vitkosti krila (*aspect ratio* = 6,29, *aspect ratio* > 6) i zatim od mjesta presijecanja paralelno na ordinatu povući crtu do apscise. Mjesto presijecanja crte s apscisom odgovara vrijednosti $\frac{\Delta\alpha_0}{\theta}$ (za pilatus $\frac{\Delta\alpha_0}{\theta} = 0,4125$)

prema tome $\alpha_{z0, krilo}$ iznosi:

$$\alpha_{z0,krilo} = -2,879^\circ + (-0,4125) * (-2^\circ)$$

$$\alpha_{z0,krilo} = -2,879^\circ + 0,825^\circ$$

$$\alpha_{z0,krilo} = -2,054^\circ$$

$$\alpha_{z0,krilo} \approx -2^\circ$$

Angle of incidence ili kut ugradnje krila je kut između uzdužne osi aviona i tetive krila te se mjeri na korijenu i na vrhu krila. U slučaju da je kut ugradnje pozitivan tj. da je krilo aviona okrenuto prema gore, onda će stvarni napadni kut aviona biti veći nego uzdužni kut aviona (kut penjanja/spuštanja) i suprotno vrijedi ako je kut ugradnje negativan [13]. Kut ugradnje krila na Pilatusu PC-9M je 1° prema gore, ali je krilo vitopereno prema dolje 2° pa je razlika između uzdužnog položaja aviona i napadnog kuta zanemariva.

4.3. Utjecaj zakrilaca na uzgon krila Pilatusa PC-9M

Zakrilca su uređaji (sekundarne kontrolne površine) za povećanje uzgona i najveći učinak ostvaruju povećanjem zakrivljenosti kako aeroprofila tako i krila. Postoje razne vrste zakrilaca, od onih koji mogu povećati uzgon tako da povećaju površinu krila ili povećati kritični napadni kut upravljanjem graničnim slojem [14].

Avion Pilatus PC-9M je opremljen s 4 podijeljena zakrilca (2 po krilu) koja se mogu otkloniti na dva položaja: položaj za polijetanje (23°) i položaj za slijetanje (50°) [10]. Za potrebe ovog rada će biti potrebno izračunati utjecaj zakrilca na aerodinamičke karakteristike krila kada su u položaju za slijetanje kako bi se mogao izračunati napadni kut za prilaženje metodom konstantnog napadnog kuta.

Za proračun utjecaja zakrilaca je potrebno znati gradijent uzgona aeroprofila i krila (mjeren u rad⁻¹) pa se izračunava prema jednadžbi 5 koristeći podatke iz tablice 3 [7].

$$a_a = \frac{\partial c_z}{\partial \alpha_a} \quad (5)$$

gdje je:

- ∂c_z – promjena koeficijenta uzgona u nekom odabranom rasponu napadnih kutova
- $\partial \alpha_a$ – raspon napadnih kutova kod koje je promjena koeficijenta uzgona linearna (u ovom radu se koristilo kutovi α_{z0} i 5°)

PIL 15M825**PIL 12M850**

$$c_{Z\alpha=5} = 0,8352$$

$$c_{Z\alpha=5} = 0,8772$$

$$c_{Z\alpha_{z0}} = 0$$

$$\alpha_{z0} = -2,254^\circ$$

$$\alpha_{z0} = -3,503^\circ$$

$$a_a = \frac{(c_{Z\alpha=5} - c_{Z\alpha_{z0}})}{\alpha - \alpha_{z0}}$$

$$a_a = \frac{0,8352 - 0}{5^\circ - (-2,254^\circ)}$$

$$a_a = \frac{0,8772 - 0}{5^\circ - (-3,503^\circ)}$$

$$a_a = 0,11514 \text{ deg}^{-1}$$

$$a_a = 0,10316 \text{ deg}^{-1}$$

Aritmetička sredina

$$a_a = 0,10915 \text{ deg}^{-1} = 6,254 \text{ rad}^{-1}$$

Također iz poznatog odnosa gradijenta uzgona aeroprofila i krila koji je Huang eksperimentalno modelirao za aeroprofil NACA 4312 se može izračunati i gradijent uzgona za krila Pilatusa PC-9M.

$$a = a_a \frac{a_{a4312}}{a_{4312}}$$

$$a = 6,254 \text{ rad}^{-1} \frac{3,87 \text{ rad}^{-1}}{5,97 \text{ rad}^{-1}}$$

$$a = 4,0541 \text{ rad}^{-1}$$

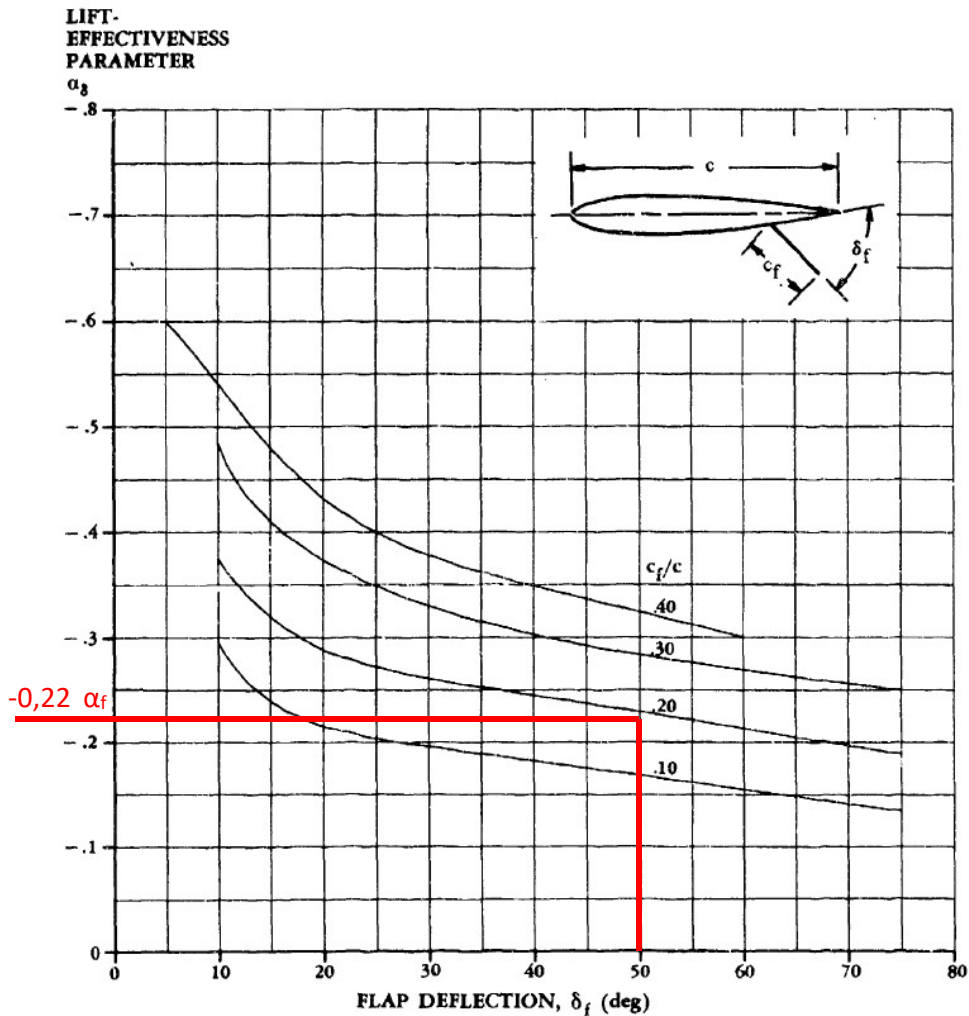
Povećanje koeficijenta uzgona zbog djelovanja podijeljenih zakrilca (Δc_{za}) se može izračunati prema jednadžbi 6 [12]:

$$\Delta c_{za} = -a_a \alpha_\delta \delta_f \quad (6)$$

gdje je:

- a_a – gradijent uzgona aeroprofila mjeren u deg^{-1}
- α_δ – faktor efikasnosti podijeljenih zakrilaca iz dijagrama 2
- δ_f – kut otklona zakrilaca (deg)

Omjer tetive zakrilca i krila pilatusa je konstantan duž krila i po iznosu je 0,1753 [10].



Dijagram 2. Dijagram efektivnosti podijeljenih zakrilaca s podacima Pilatusa PC-9M
 Izvor: [12]

Kako bi iščitali vrijednost α_δ potrebno je okomito na ordinatu koja odgovara vrijednosti kutu otklona zakrilaca (za pilatus $\delta_f = 50^\circ$) povući crtu do presijecanja krivulje odgovarajućeg omjera tetive zakrilca i krila (za pilatus $c_f/c = 0,1753$) i zatim od mjesta presijecanja paralelno na ordinatu povući crtu do apscise. Mjesto presijecanja crte s apscisom odgovara vrijednosti α_δ (za pilatus $\alpha_\delta = -0,22$). Prema tome povećanje uzgona aeroprofila zbog utjecaja zakrilaca iznosi:

$$\Delta c_z = -0,10915 \text{ deg}^{-1} * (-0,22) * 50^\circ$$

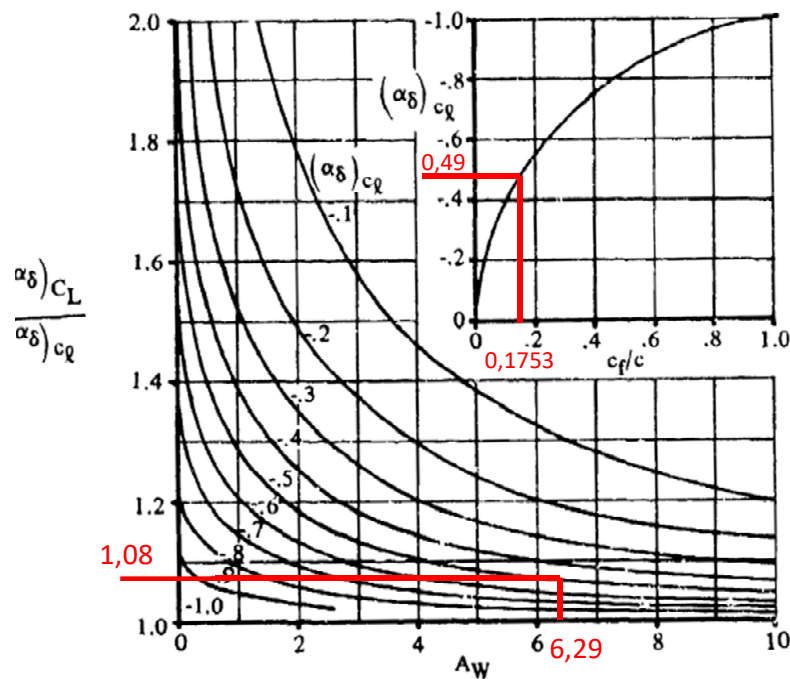
$$\Delta c_{z\alpha} = 1,20065 \approx 1,2$$

Povećanje koeficijenta uzgona krila pomoću zakrilaca se izračunava prema jednadžbi 7 [12]:

$$\Delta C_z = \Delta c_z \frac{a (\alpha_\delta)_{Cz}}{a_a (\alpha_\delta)_{Cz}} K_b \quad (7)$$

gdje je:

- ΔC_z – povećanje koeficijenta uzgona zbog djelovanja podijeljenih zakrilaca
- a – gradijent koeficijenta uzgona krila
- a_a – gradijent koeficijenta uzgona aeroprofila
- $\frac{(\alpha_\delta)_{Cz}}{(\alpha_\delta)_{Cz}}$ – omjer efektivnosti uzgona zakrilca krila i efektivnosti uzgona zakrilca aeroprofila (iz dijagrama 3)
- K_b – faktor omjera raspona zakrilaca i raspona krila $\eta = 0,71$ [12]



Dijagram 3. omjer efikasnosti zakrilaca za krilo i aeroprofil s uvrštenim podatcima za PC-9M
Izvor: [12]

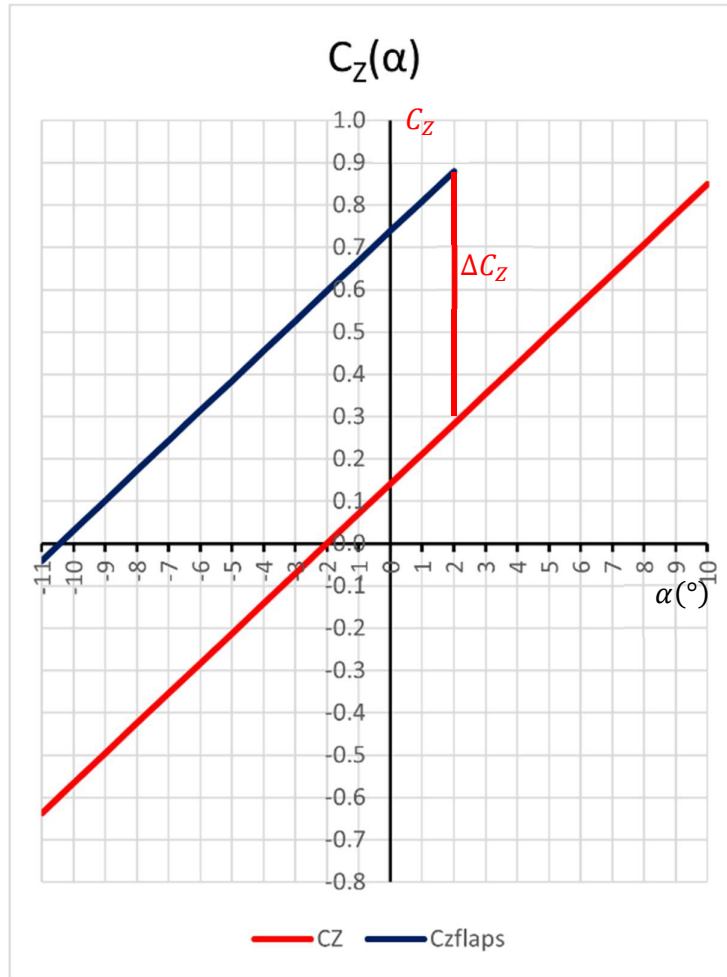
Kako bi iščitali vrijednost $\frac{(\alpha_\delta)_{Cz}}{(\alpha_\delta)_{Cz}}$ potrebno je početi u gornjem kvadratu dijagrama 3 te okomito na ordinatu koja odgovara vrijednosti omjera tetive zakrilca i krila (za pilatus $c_f/c = 0,1753$) povući crtu do presijecanja ucrtane krivulje i zatim od mjesta presijecanja paralelno na ordinatu povući crtu do apscise. Mjesto presijecanja crte s apscisom odgovara vrijednosti $(\alpha_\delta)_{Cz}$ (za pilatus $(\alpha_\delta)_{Cz} = 0,49$). Zatim je potrebno okomito na ordinatu koja odgovara vrijednosti vitkosti krila (za pilatus $A_W = 6,29$) povući crtu do presijecanja odgovarajuće krivulje $(\alpha_\delta)_{Cz}$ i zatim od mjesta presijecanja paralelno na ordinatu povući crtu do apscise. Mjesto presijecanja crte s apscisom odgovara vrijednosti $\frac{(\alpha_\delta)_{Cz}}{(\alpha_\delta)_{Cz}}$ (za pilatus $\frac{(\alpha_\delta)_{Cz}}{(\alpha_\delta)_{Cz}} = 1,08$). Prema tome konačno povećanje uzgona krila s podijeljenim zakrilcima iznosi:

$$\Delta C_Z = 1,20065 \frac{4,0541}{6,254} * 1,08 * 0,71$$

$$\Delta C_Z = 0,5968$$

$$\Delta C_Z \approx 0,6$$

Podijeljena zakrilca povećavaju uzgon krila tako da se na svaku vrijednost koeficijenta uzgona aeroprofila za određeni napadni kut dodaje vrijednost ΔC_Z . Kada bi se to grafički prikazalo, izvlačenjem podijeljenih zakrilca bi se pomicao graf u lijevo bez promjene gradijenta uzgona i α_{kr} [12]. Na dijagramu 4 je prikazano gradijent koeficijenta uzgona s uvučenim i izvučenim zakrilcima.



Dijagram 4. Dijagram promjene koeficijenta uzgona krila Pilatusa PC-9M ovisno o konfiguraciji zakrilaca

4.4. Brzina sloma uzgona Pilatusa PC-9M

Brzina sloma uzgona je brzina leta pri kojoj krilo ne može stvoriti dovoljno uzgona za let tj. kada je potreban napadni kut leta veći od kritičnog napadnog kuta [7]. Brzinu sloma uzgona PC-9M je moguće odrediti s pomoću dijagrama performansi kojeg je Pilatus izradio za potrebe planiranja letenja (dijagram 5).

Ulazni podatci za graf odgovaraju realnim podacima tijekom prilaženja:

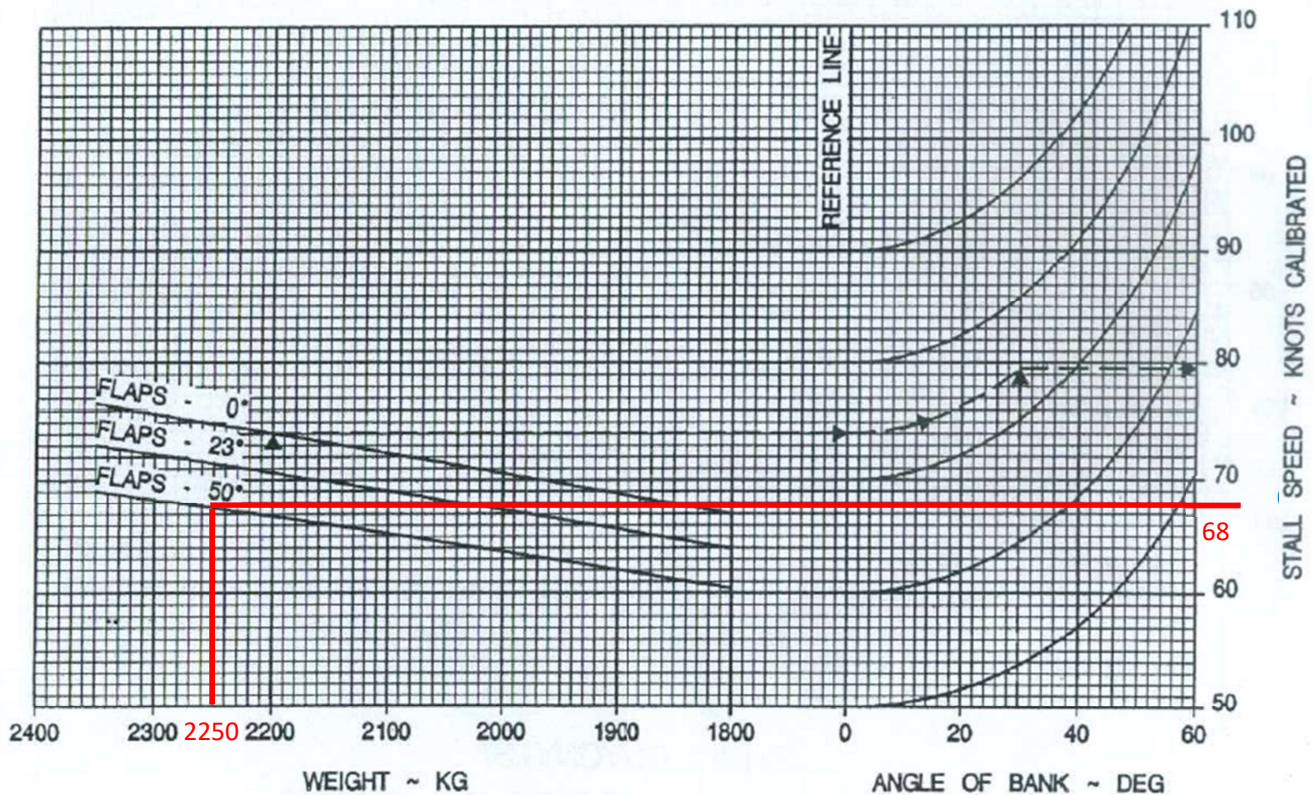
masa aviona	2250 kg
postavka zakrilaca	„LAND“ (50°)
nagib aviona	0°

Te je dobivena brzina sloma uzgona 68 KCAS (*knots calibrated airspeed* – kalibrirana brzina leta u čvorovima) ili 34,98 m/s.

STALL SPEEDS - IDLE POWER (METRIC UNITS)

NOTES:
VALID FOR ALL CONFIGURATIONS
LANDING GEAR POSITION HAS NO EFFECT
ON STALLING SPEED

EXAMPLE:
WEIGHT 2200 KG
FLAPS - 0°
ANGLE OF BANK 30 DEG
STALL SPEED 80 KCAS



Dijagram 5. Dijagram za određivanje brzine sloma uzgona Pilatusa PC-9M
Izvor: [1]

S pomoću vrijednosti brzine sloma uzgona, standardne gustoće zraka ($1,225 \text{ kg/m}^3$), površine krila i jednadžbe 3 moguće je odrediti maksimalni koeficijent uzgona kojeg krila PC-9M mogu stvoriti (C_{ZMAX}) te iznosi 1,8079.

$$C_{ZMAX} = \frac{2mg}{\rho_{\infty} V_{\infty}^2 A}$$

$$C_{ZMAX} = \frac{2 * 2250 \text{ kg} * 9,81 \text{ m/s}^2}{1,225 \text{ kg/m}^3 * (34,98 \text{ m/s})^2 * 16,29 \text{ m}^2}$$

$$C_{ZMAX} = 1,8079$$

Također je moguće izračunati kritični napadni kut pomoću jednadžbe 8:

$$\alpha_{kr} = \frac{C_{LMAX}}{a} + \alpha_{z0} \quad (8)$$

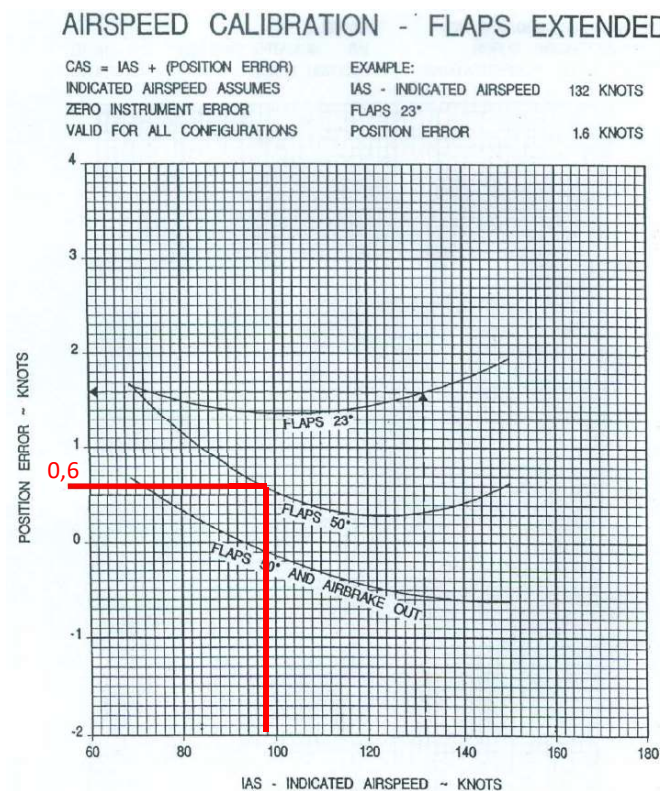
Iznos α_{z0} krila s zakrilcima u položaju „LAND“ je moguće odrediti interpolacijom podataka iz dijagrama 4 te iznosi $-10,72^\circ$ ili $-0,1871$ rad.

$$\alpha_{kr} = \frac{1,8079}{4,0541 \text{ rad}^{-1}} - 0,1871 \text{ rad}$$

$$\alpha_{kr} = 0,2588 \text{ rad} = 14,83^\circ$$

4.5. Brzina prilaznja s konstantnim napadnim kutom

Brzina leta koja je potrebna za pokazivanje zelenog kruga na *AOA indexeru* Pilatusa PC-9M s konfiguracijom za slijetanje i masom aviona 2250 kg iznosi 89 KIAS te se ta brzina koristi u daljnjim izračunima [15]. S obzirom na to da se radi o letu na malim visinama i brzinama nije potrebno raditi korekciju za kalibriranu brzinu na stvarnu brzinu [7]. Prema tome s pomoću dijagrama 6 u daljnjim izračunima je određena vrijednost brzine koja će se koristiti u izračunima i iznosi 89,6 KCAS (KCAS = KIAS + *position error*) [1].



Dijagram 6. Dijagram za kalibraciju indicirane brzine na avion Pilatus PC-9M

Izvor: [1]

Kako bi išitali vrijednost ispravka brzine zbog položaja pitot-statičkog sustava (*position error*) potrebno je okomito na ordinatu koja odgovara vrijednosti indicirane brzine (za brzinu prilaženja konstantnim napadnim kutom, 89 KIAS) povući crtu do presijecanja krivulje odgovarajućeg položaja zakrilaca „FLAPS 50°“ i zatim od mjesta presijecanja paralelno na ordinatu povući crtu do apscise. Mjesto presijecanja crte s apscisom odgovara vrijednosti *position error* te iznosi 0,6.

4.6. Napadni kut tijekom prilaženja konstantnim napadnim kutom

Istim postupcima kao u poglavlju 4.4. je moguće odrediti napadni kut leta aviona s poznatom brzinom prilaženja koja iznosi 89,6 KCAS (46,094 m/s).

$$C_{ZonAOA} = \frac{2mg}{\rho_{\infty} V_{onAOA}^2 A}$$

$$C_{ZonAOA} = \frac{2 * 2250 \text{ kg} * 9,81 \text{ m/s}^2}{1,225 \text{ kg/m}^3 * (46,094 \text{ m/s})^2 * 16,29 \text{ m}^2}$$

$$C_{ZonAOA} = 1,0412$$

$$\alpha_{onAOA} = \frac{C_{LonAOA}}{a} + \alpha_{Z0}$$

$$\alpha_{onAOA} = \frac{1,0412}{4,0541 \text{ rad}^{-1}} - 0,1871 \text{ rad}$$

$$\alpha_{onAOA} = 0,06973 \text{ rad} = 3,995^{\circ}$$

$$\alpha_{onAOA} \approx 4^{\circ}$$

Također je moguće odrediti ovisnost brzine prilaženja o masi aviona jednadžbom 2 i izračunatim koeficijentom uzgona tijekom prilaženja konstantnim napadnim kutom i podatke uvrstiti u dijagram. S pomoću dijagrama pilot aviona bi mogao brzo odrediti brzinu koji je potreban za prilaženje konstantnim napadnim kutom.

$$V_{\infty} = \sqrt[2]{\frac{2mg}{\rho_{\infty}C_ZA}}$$

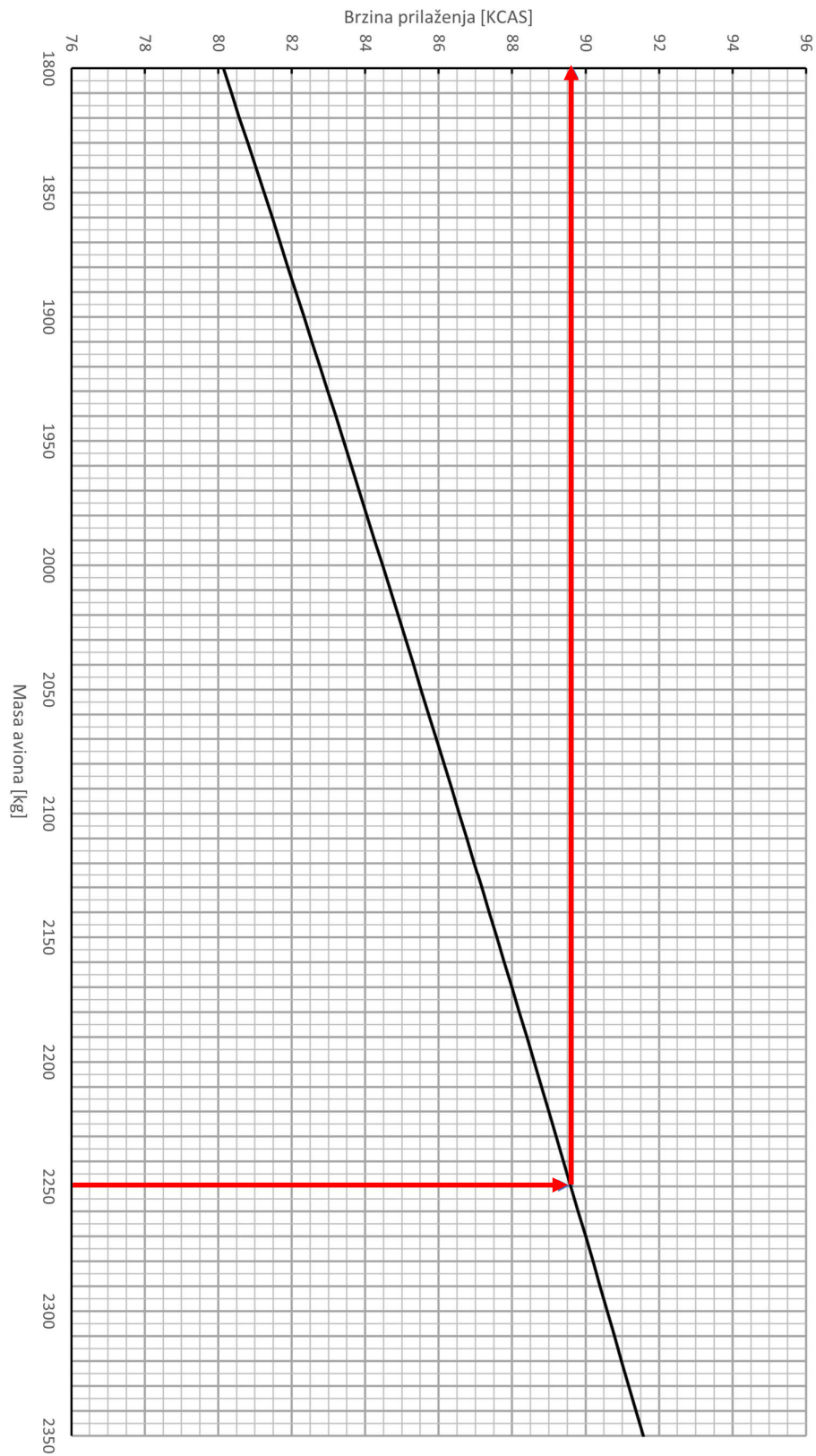
$$V_{\infty} = \sqrt[2]{\frac{2 * 9,81 \text{ m/s}^2 * m}{1,225 \text{ kg/m}^3 * 1,0412 * 16,29 \text{ m}^2}}$$

$$V_{\infty} = \sqrt[2]{\frac{19,62 * m}{20,7774}} = \sqrt[2]{0,9443m}$$

$$V_{\infty} = 0,97175\sqrt[2]{m} \text{ [m/s]} \left/ \begin{array}{l} * \frac{3,6 \text{ km/h/m/s}}{1,852 \text{ km/h/kt}} \end{array} \right.$$

$$V_{\infty} = 1,8889\sqrt[2]{m} \text{ [KCAS]}$$

Dijagram 7 služi za brzi izračun brzine prilaženja konstantnim napadnim kutom ovisno o masi aviona. Na dijagramu se nalazi primjer za masu aviona 2250 kg.



Dijagram 7. dijagram za brzi izračun brzine prilaženja konstantnim napadnim kutom aviona Pilatus PC-9M

4.7. Brzina silaženje tijekom prilaznja s konstantnim napadnim kutom

Kada se radi o prilaznju s definiranom geometrijom kao što je u školskom krugu ili u ILS prilaznju (ILS – sustav za instrumentalno prilaznje engl. *Instrument Landing System*) tada je definiran i gradijent spuštanja kojega se treba održavati. Prilazna ravnina je definirana tako da osigurava nadvisivanje prepreka u prilaznju i istovremeno dovoljno plitak prilaz kako bi avion bio stabilniji.

Gradijent spuštanja je univerzalan parametar kojeg svi avioni mogu pratiti neovisno o njihovoj veličini i brzini te se stoga koristi kada se definira putanja prilaznja. Iako se preferira korištenje instrumenata koji pokazuju gradijent spuštanja korisno je znati i brzinu silaženja⁷ aviona koja odgovara tom gradijentu. Time piloti mogu postaviti brzinu silaženja te ju mogu regulirati kako bi održali potreban gradijent spuštanja. Dok je gradijent spuštanja fiksiran i ovisi samo o geometriji prilaznja, brzina silaženja ovisi i o drugim parametrima od kojih najviše o brzini leta.

Najčešći gradijent spuštanja na aerodromima je 5,2 % (3°) i piloti provjeravaju gdje se avion nalazi u odnosu na prilaznu ravninu s pomoću instrumenata u avionu i PAPI⁸ svjetla. Gradijent od 5,2 % odgovara sniženju visine leta 5,2 cm za 100 cm progresivnog leta. Gradijent spuštanja se izračunava prema jednadžbi 9 [16]:

$$\theta = \frac{\partial h}{\partial s} \times 100\% \quad [9]$$

gdje je:

- θ – gradijent spuštanja u %
- ∂h – promjena visine po putu
- ∂s – put po kojoj je došlo do promjene visine

Za proračun brzine silaženja je potrebno pretvoriti gradijent spuštanja u kut spuštanja prema jednadžbi 10 [16]:

$$\theta [^\circ] = \tan^{-1}\left(\frac{\theta [\%]}{100\%}\right) \quad [10]$$

⁷ Brzina silaženja – Vertikalna komponenta brzine aviona u spuštanju (najčešće mjerena u ft/min, stopama po minuti)

⁸ PAPI svjetla – *Precision Approach Path Indicator*: sustav koji se sastoji od 4 svjetla i navodi pilota po prilaznoj ravnini koja je najčešće 5,2%, nalazi se gotovo na svim aerodromima u svijetu

Brzina silaženja se može izračunati prema jednadžbi 11 [16].

$$R/D = V \sin(\theta [^\circ]) \quad (11)$$

gdje je:

- R/D – brzina silaženja mjerena u kt
- α – kut prilaženja mjeren u stupnjevima
- V – brzina prilaženja mjerena u čvorovima

S obzirom na to da instrumenti Pilatusa PC-9M prikazuju brzinu silaženja u ft/min bit će potrebno pretvoriti dobivenu brzinu s pomoću sljedećeg odnosa:

$$kt = \frac{NM}{h}$$

$$NM = 6076,12 \text{ ft}$$

$$h = 60 \text{ min}$$

$$ft/\text{min} = kt \left(\frac{NM}{h} \right) \times \frac{6076,12 \text{ ft}/NM}{60 \text{ min}/h}$$

S obzirom na to da će se u ovom radu opisati tehnika pilotiranja prilaženja konstantnim napadnim kutom iz školskog kruga, iz pravca i ILS prilaženja, izračunati će se odgovarajuća brzina silaženja za sve vrste prilaženja.

U završnom prilaženju školskog kruga, nakon izlaska iz zalaznog zaokreta avioni se spuštaju s visine 600 ft AGL iz položaja koji je 4500 ft od zone dodira na uzletno-sletnoj stazi. Prema jednadžbi 9 gradijent spuštanja u školskom krugu iznosi:

$$\theta_{\text{šK}} = \frac{600 \text{ ft}}{4500 \text{ ft}} \times 100\%$$

$$\theta_{\text{šK}} = 13,333\%$$

Prema jednadžbi 10 kut spuštanja iznosi:

$$\theta_{\text{šK}} [^\circ] = \tan^{-1} \left(\frac{13,333\%}{100\%} \right)$$

$$\theta_{\text{šK}} = 7,595^\circ$$

Uvrštavajući kut i brzinu prilaženja u jednadžbu 11, brzina silaženja iznosi:

$$R/D_{\check{S}K} = V \sin(\theta [^\circ])$$

$$R/D_{\check{S}K} = 89,6 * \sin(7,595)$$

$$R/D_{\check{S}K} = 11,842 \text{ kt} \left/ \times \frac{6076,12 \text{ ft/NM}}{60 \text{ min/h}} \right.$$

$$R/D_{\check{S}K} = 1199,266 \text{ ft/min}$$

S obzirom na to da je instrument koji prikazuje brzinu silaženja/uzdizanja baždaren u stoticama stopa u minuti, iznosi brzine silaženja se zaokružuju na najbližu stoticu, prema tome:

$$R/D_{\check{S}K} = 1200 \text{ ft/min}$$

Istim postupcima možemo izračunati da su brzine silaženja za prilaženje iz pravca R/D_{IP} i ILS prilaženja R/D_{ILS}:

$$R/D_{IP} = 900 \text{ ft/min}$$

$$R/D_{ILS} = 500 \text{ ft/min}$$

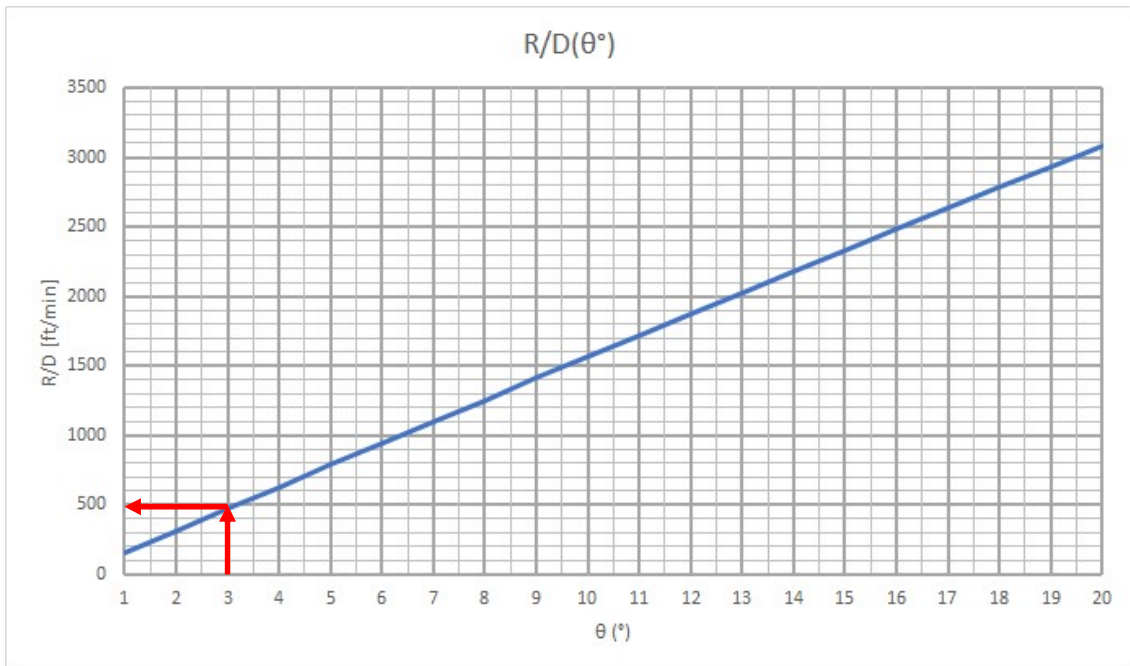
Također je moguće odrediti ovisnost brzine silaženja o gradijentu spuštanja i kutu spuštanja izvodom jednadžbi 10,11 i 12. Pomoću dijagrama pilot aviona bi mogao brzo odrediti brzinu silaženja za prilaženje konstantnim napadnim kutom. Dijagrami 8 i 9 služe za brzi izračun brzine silaženja ovisno o gradijentu spuštanja i kutu spuštanja te se na dijagramima nalazi primjer za ILS prilaženje.

$$R/D(\theta [^\circ]) = 89,6 \text{ kt} * \sin(\theta [^\circ]) * \frac{6076,12 \text{ ft/NM}}{60 \text{ min/h}}$$

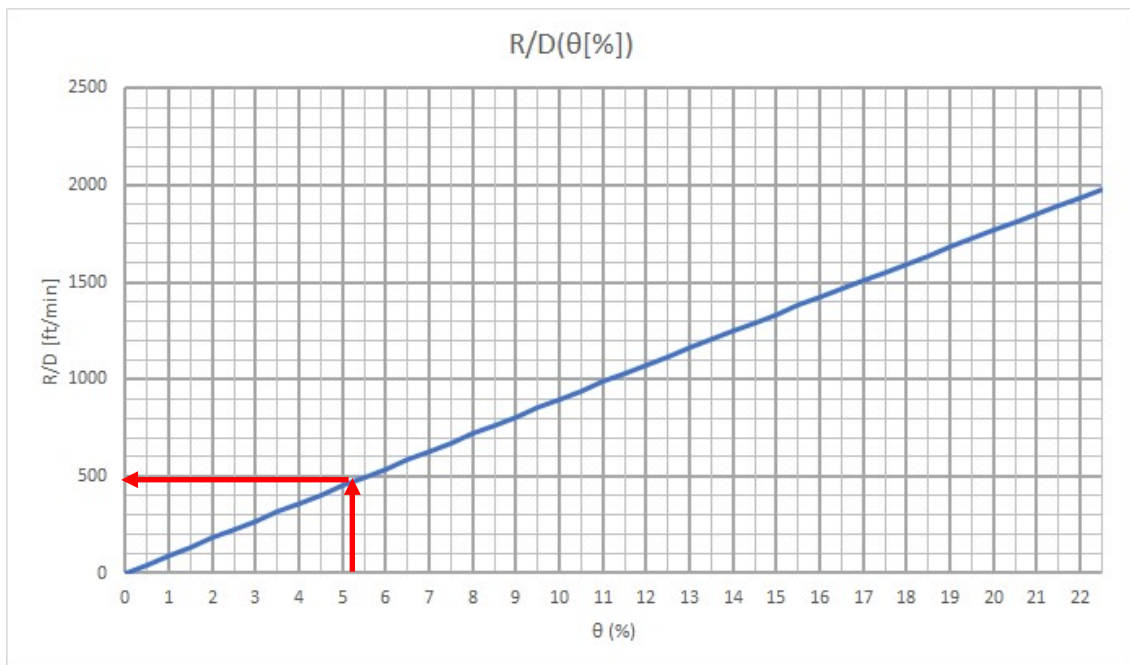
$$R/D(\theta [^\circ]) = 9073,673 * \sin(\theta [^\circ])$$

$$R/D(\theta [\%]) = 89,6 \text{ kt} * \sin\left(\tan^{-1} \frac{\theta [\%]}{100\%}\right) * \frac{6076,12 \text{ ft/NM}}{60 \text{ min/h}}$$

$$R/D(\theta [\%]) = 9073,673 * \sin\left(\tan^{-1} \frac{\theta [\%]}{100\%}\right)$$



Dijagram 8. dijagram za brzi izračun brzine silaženja ovisno o kutu spuštanja za prilaženje konstantnim napadnim kutom za avion Pilatus PC-9M



Dijagram 9. dijagram za brzi izračun brzine silaženja ovisno o gradijentu spuštanja za prilaženje konstantnim napadnim kutom za avion Pilatus PC-9M

4.8. Radijus zaokreta Pilatusa PC-9M pri konstantnom napadnom kutu

Tijekom planiranja leta i definiranja školskog kruga pri konstantnom napadnom kutu će biti potrebno uzeti u obzir radijus standardnog blagog zaokreta i zalaznog zaokreta u školskom krugu. S obzirom da se kroz zaokrete tijekom leta konstantnim napadnim kutom ne mijenja napadni kut, dolazi do promjene indicirane brzine pa samim time i do promjene putne brzine [17].

Za manje promjene brzine kao kod zaokreta tijekom letenja konstantnim napadnim kutom dolazi do male promjene radijusa skretanja koje u praksi nemaju utjecaja na tehniku pilotiranja pa se za izračune može koristiti brzina prilaženja konstantnim napadnim kutom. Radijus zaokreta se izračunava prema jednadžbi 12 [16].

$$R = \frac{V^2}{g\sqrt{n^2 - 1}} \quad (12)$$

gdje je:

- R – radijus zaokreta mjerena u metrima
- V – putna brzina leta mjerena u m/s
- g – ubrzanje sile teže
- n – opterećenje koji je potrebno postaviti kako bi zaokret bio bez spuštanja/penjanja

S obzirom na to da tijekom letenja piloti kontroliraju nagib kako bi upravljali avionom u zaokretu može se u jednadžbu 12 uvrstiti jednadžba 13 umjesto vrijednosti „ n “.

$$n = \frac{1}{\cos \beta} \quad (13)$$

$$R = \frac{V^2}{g\sqrt{\left(\frac{1}{\cos \beta}\right)^2 - 1}} \quad (14)$$

gdje je β nagib aviona mjeren u stupnjevima.

Prema jednadžbi 14 radijus zaokreta nagiba 30° pri konstantnom napadnom kutu Pilatusa PC-9M brzinom leta 89 KIAS (89,6 KCAS) iznosi:

$$R = \frac{(46,094 \text{ m/s})^2}{9,81 \text{ m/s}^2 \sqrt{\left(\frac{1}{\cos 30^\circ}\right)^2 - 1}}$$

$$R = 375,1288 \text{ m} = 0,2026 \text{ NM}$$

U zalaznom zaokretu školskog kruga (širine 1800 m) je potreban radijus zaokreta 900 m. Izvodom jednadžbe 14 je moguće izračunati nagib koji je potreban za ostvarenje nekog radijusa zaokreta (jednadžba 15).

$$R = \frac{V^2}{g \sqrt{\left(\frac{1}{\cos \beta}\right)^2 - 1}} \left/ \times \sqrt{\left(\frac{1}{\cos \beta}\right)^2 - 1} \right/ R$$

$$\sqrt{\left(\frac{1}{\cos \beta}\right)^2 - 1} = \frac{V^2}{gR} \left/ \right. ^2$$

$$\left(\frac{1}{\cos \beta}\right)^2 - 1 = \left(\frac{V^2}{gR}\right)^2$$

$$\left(\frac{1}{\cos \beta}\right)^2 = \left(\frac{V^2}{gR}\right)^2 + 1 \left/ \right. ^{\sqrt{\quad}}$$

$$\frac{1}{\cos \beta} = \sqrt{\left(\frac{V^2}{gR}\right)^2 + 1} \left/ \right. ^{-1}$$

$$\cos \beta = \frac{1}{\sqrt{\left(\frac{V^2}{gR}\right)^2 + 1}}$$

$$\beta = \cos^{-1} \frac{1}{\sqrt{\left(\frac{V^2}{gR}\right)^2 + 1}} \quad (15)$$

Uvrštavanjem brzine leta pri konstantnom napadnom kutu i širine školskog kruga, nagib koji je potreban za zalazni zaokret je:

$$\beta = \cos^{-1} \frac{1}{\sqrt{\left(\frac{(40,094 \text{ m/s})^2}{(9,81 \text{ m/s}^2 * 900 \text{ m})}\right)^2 + 1}}$$

$$\beta = 10,31^\circ \approx 10^\circ$$

5. Usporedba proračuna sa stvarnim parametrima leta

Za potrebe ovoga rada su odobrena dva probna leta na avionu Pilatus PC-9M. Na temelju podataka iz 4. poglavlja pokazano je da let ne ugrožava sigurnost letenja zbog toga što je brzina tijekom prilaženja konstantnim napadnim kutom znatno iznad brzine sloma uzgona Pilatusa PC-9M.

Prvi let je izvršen 26. travnja 2024. u 11:50 prema lokalnom vremenu u VFR pilotažnoj zoni Ražanac. Zona je polumjera 4 NM, a visina rada je od 5.000 ft do 10.000 ft. METAR izvještaj za vrijeme leta glasao je:

METAR LDZD 260930Z 17006KT 090V230 9999 FEW040 15/07 Q1013 NOSIG= [18]

Iz METAR izvještaja i na karti područne prognoze za letove na nižim visinama (slika 3, SWL chart – engl. *significant weather low-level chart*) je vidljivo da su meteo-uvjeti bili povoljni za letenje. Vjetar na području je bio umjereno jugo i letjelo se okomito na vjetar za vrijeme mjerenja podataka kako ne bi bilo utjecaja na mjerenje.

U pilotažnoj zoni su se mjerili podatci postavke snage tijekom leta konstantnim napadnim kutom u režimima:

- Horizontalan let
- Penjanje
- Spuštanje
- Blagi zaokret
- Blagi penjući zaokret
- Blagi spuštajući zaokret

Na povratku iz zone je izvršeno slijetanje iz pravca te se nakon slijetanja izveo školski krug za uvježbavanje ILS prilaženja kako bi se odredila potrebna vizura za prilaženje. Brzina prilaženja je odgovarala brzini za održavanje zelene kružnice na *AOA indexeru*, brzina silaženja je odgovarala izračunatima iz poglavlja 4.7. te su korištene snage motora za održavanje brzine silaženja prema tim koje su izmjerene prije u pilotažnoj zoni.

Tijekom slijetanja je uočeno da nema potrebe da pilot ravna avion zbog utjecaja blizine tla koji efektivno smanjuje blizinu silaženja i ublažava slijetanje.



OUTLOOK TILL 26.04.2024, 12 UTC :
 AREA A EXPANDING E

AMD due to:

Remark:

	FREEZING PRECIPIT.		THUNDERSTORM		MIST		MOD ICE		MOD / SEV MT WAVES
	DRIZZLE		TS WITH HAIL		FOG		SEV ICE		MT OBSCURATION
	RAIN		BLOWING SNOW		HAZE		MOD TURB		CUMULONIMBUS
	SNOW		SHOWER		SMOKE		SEV TURB		TOWERING CUMULUS

CB/TCU imply moderate or severe TURB and moderate or severe ICE.
Disclaimer: This is official briefing product for area of Croatia. Outside LDZO FIR the chart is for information only and the use of the national weather products for briefing is obligatory.

Slika 3. karta područne prognoze za letove na nižim visinama za vrijeme probnog leta
 Izvor: [18]

Podatci dobiveni s prvog probnog leta se nalaze u tablici 4 te su korišteni za potrebe definiranja tehnike pilotiranja i rasporeda pažnje u sljedećem poglavlju rada:

Tablica 4. Podatci izmjereni na prvom probnom letu

REŽIM LETA	SNAGA MOTORA (PSI)	UZDUŽNI KUT (°)
Horizontalan let	23	4
Blagi horizontalni zaokret	25	5,5
Penjanje (500 ft/min)	30	6
Penjanje (1000 ft/min)	39	11
Spuštanje (500 ft/min)	14	2
Spuštanje (900 ft/min)	10	1
Spuštanje (1000 ft/min)	9	0
Spuštanje (1200 ft/min)	7	0
Blagi penjući zaokret (30°, 500 ft/min)	34	8
Blagi penjući zaokret (30°, 750 ft/min)	40	10
Blagi spuštajući zaokret (30°, 500 ft/min)	19	4
Blagi spuštajući zaokret (30°, 900 ft/min)	12	2
Blagi spuštajući zaokret (30°, 1000 ft/min)	11	1
Blagi spuštajući zaokret (30°, 1200 ft/min)	8	1
Blagi spuštajući zaokret (20°, 1200 ft/min)	8	1
Blagi spuštajući zaokret (30°, 1500 ft/min)	4	0

Drugi probni let je izvršen 30. travnja 2024. u 08:45 po lokalnom vremenu u školskom krugu. Izvršeno je šest lijevih školskih krugova na USS 13 Zadarskog aerodroma, visina školskog kruga Pilatusa PC-9M na aerodromu Zadar je 1500 ft QNH. METAR izvještaj za vrijeme leta glasio je:

METAR LDZD 300630Z VRB01KT CAVOK 18/13 Q1019 NOSIG= [18]

Svi školski krugovi su izvršeni sa slijetanjem konstantnim napadnim kutom prema tehnici pilotiranja koja je definirana u sljedećem poglavlju rada. Brzina prilaznja, silaženja i snaga motora je odgovarala izračunima i podacima s prvog probnog leta.

U dogovoru s probnim pilotom je definirana tehnika pilotiranja i raspored pažnje školskog kruga prilaženjem konstantnim napadnim kutom. Naglašeno je da su izraženi momenti koji stvara propeler te da je potrebno pravilno parirati za sve promjene snage.

6. Tehnika pilotiranja i raspored pažnje tijekom prilaženja s konstantnim napadnim kutom

Kako bi se prilaženje pri konstantnom napadnom kutu moglo uvesti u obuku učenika letača Hrvatskoga ratnog zrakoplovstva potrebno je definirati tehniku pilotiranja i raspored pažnje (TPRP) istog letenja. TPRP-ovi se u obuci koriste kako bi učenici letači što lakše naučili kako upravljati avionom i na koje instrumente usmjeriti pozornost.

Kada se provodi obuka školskog kruga prilaženjem metodom konstantnog napadnog kuta tada se u krugu ne smiju istovremeno nalaziti avioni koji izvode standardan školski krug zbog toga što je razlika brzina prilaženja velika i došlo bi do smanjenja međusobnog razmaka aviona.

Do trenutka pisanja ovoga rada nije postojao TPRP za prilaženje s konstantnim napadnim kutom. Definirat će se TPRP za školski krug s prilazom konstantnim napadnim kutom i prilaz iz pravca na temelju podataka Američkog T-6 Texana II [9] i Australskog PC-9A [19].

6.1. TPRP školskog kruga s prilaženjem konstantnim napadnim kutom

Nakon uzlijetanja pilot prevodi avion u penjanje te uvlači stajni trap i zakrilca pri brzini 110 kt. Zatim prati indikaciju stajnog trapa i zakrilaca te po uspješnom uvlačenju konfiguracije javlja „*lights out, flaps up*“. Pilot prati brzinomjer, visinomjer, pokazivač klizanja (PK) i svoj položaj u odnosu na uzletno-sletnu stazu (USS). Procjenjuje trenutak smanjenja snage motora na 40 PSI tako da po postavljanju potrebne snage brzina leta bude 140 kt te istovremeno potiskuje lijevu nožnu komandu kako bi spriječio klizanje aviona. Tijekom penjanja pilot trima avion za brzinu 140 kt kako bi smanjio sile na palici te prati brzinomjer, visinomjer, PK i ostale avione u školskom krugu (ŠK).

Na visini 700 ft AGL pilot uvodi u penjući zaokret u stranu po instrukciji kontrolora. Postavlja nagib 35° i održava kut penjanja koji je potreban za održati brzinu 140 kt. Tijekom uvođenja pilot potiskuje nožnu komandu u stranu zaokreta kako bi avion bio bez klizanja. Kroz zaokret prati brzinomjer, visinomjer, PK i ostale avione u ŠK. Na visini 1000 ft AGL pilot počinje prevoditi avion u horizontalan zaokret na visini 1200 ft AGL istovremeno smanjujući kut penjanja i snagu motora na 15-18 PSI. Tijekom smanjenja snage motora pilot u raspored pažnje uključuje i ESDP (engl. *Engine System Display Panel*) kako bi potvrdio da je postavio

potrebnu snagu i potiskuje lijevu nožnu komandu kako bi avion bio bez klizanja. Pilot zadržava nagib 35° kroz zaokret te po potrebi trima avion. Prati visinomjer, brzinomjer, PK, ostale avione u ŠK te cijeni izlazak u pravilnu širinu školskog kruga.

Izlaskom iz zaokreta pilot gleda položaj USS-a u odnosu na krilo te po potrebi vrši korekciju položaja tako da bude na pravilnoj širini (pravilna širina je 1800 m, vizura je ta da USS prolazi kroz zadnju četvrtinu krila), visini 1200 ft AGL i pri brzini 140 kt.

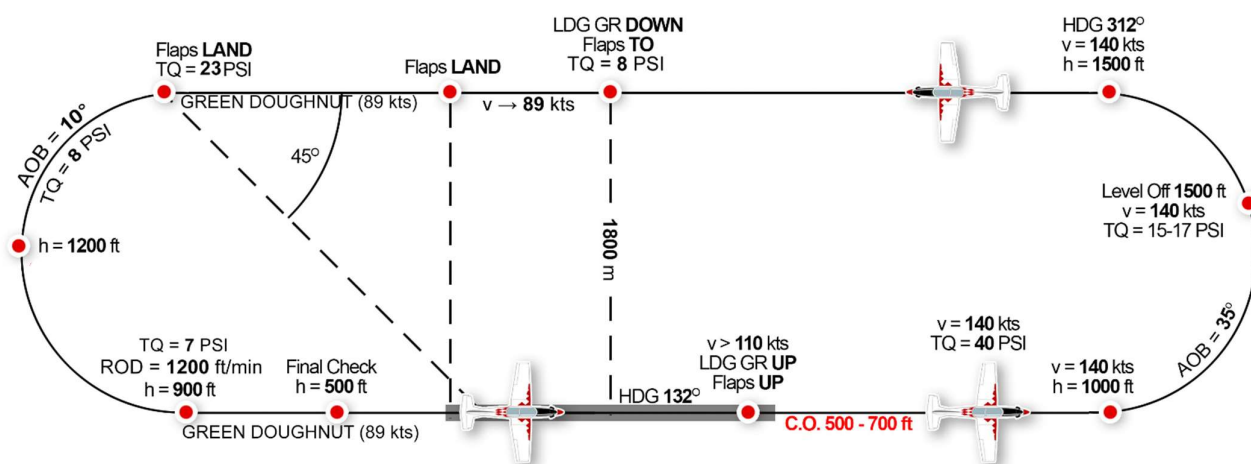
Na pola pozicije niz vjetar (*downwind*) pilot se uvjerava da je brzina leta 140 kt te izvlači stajni trap i zakrilca na položaj T.O. (T.O. – *take-off*). Pilot inicijalno potiskuje palicu naprijed kako bi parirao propinjući moment. Tijekom izvlačenja konfiguracije pilot uključuje indikaciju stajnog trapa u raspored pažnje i pojačano motri visinomjer kako bi uspješno parirao propinjući moment konfiguracije. Nakon izvlačenje stajnog trapa pilot smanjuje snagu motora na 8-10 PSI i potiskuje lijevu nožnu komandu kako bi održao avion bez klizanja. Zbog povećanog otpora brzina leta će se smanjivati prema 89 kt te će biti potrebno dotezati palicu, potiskivati desnu nožnu komandu i trimati avion kako bi održao visinu 1200 ft AGL bez klizanja. Pilot prati brzinomjer, visinomjer, PK i ostale avione u ŠK. Na poziciji „nasuprot“ praga USS-a pilot izvlači zakrilce na položaj „LAND“ te parira propinjući moment potiskivanjem palice naprijed i time održava visinu. Pilot uključuje *AOA indexer* u raspored pažnje i očekuje tranziciju s žute strelice na žutu strelicu i zelenu kružnicu i zatim na zelenu kružnicu. Cijelo vrijeme pilot trima avion za horizontalan let. Pilot cijeni trenutak dodavanja snage motora na 23 PSI kako bi održao visinu i zelenu kružnicu te potiskuje desnu nožnu komandu kako bi održao avion bez klizanja i trima avion za let po *AOA indexeru*. Sada pilot izbacuje brzinomjer iz rasporeda pažnje i mijenja ga *AOA indexerom*, također prati visinomjer, PK, druge avione u ŠK i položaj u odnosu na USS.

Kada se prag USS-a nalazi 45° iza krila aviona pilot uvodi u spuštajući zaokret prema prilaznoj ravnini smanjujući snagu motora na 7,5 PSI tako da ostvari brzinu silaženja 1200 ft/min, postavljanjem nagiba 10° i potiskuje nožnu komandu u stranu zaokreta. Tijekom smanjenja snage pilot potiskuje lijevu nožnu komandu kako bi avion ostao bez klizanja. Od trenutka prelaženja u letenje konstantnim napadnim kutom pilot upravlja avionom tako da promjenama snage mijenja kut penjanja/spuštanja, a pomacima palice (trimanjem) upravlja brzinom. Pilot prati *AOA indexer*, visinomjer, PK i ostale avione te prilagođava brzinu silaženja tako da kada ostvari kutno skretanje 90° (tjeme zaokreta) provjerava visinu koja je 900 ft AGL.

Od tjemena zaokreta pilot uključuje USS u raspored pažnje te procjenjuje nagib koji je potreban za izlazak u pravac USS-a.

U trenutku izlaska u pravac USS-a bit će potrebno smanjiti snagu motora na 7 PSI, kako bi se održala pravilna prilazna ravnina, te potisnuti lijevu nožnu komandu održavajući avion bez klizanja. Potrebno je također potiskivati nožnu komandu u stranu vađenja iz zaokreta. Pilot vrši provjere prije slijetanja te se po potrebi javlja „startnoj ekipi“⁹. Tijekom završnog prilazanja pilot prati *AOA indexer*, USS, PK, visinomjer i ostale avione u ŠK. Pilot procjenjuje točku dodira s USS-om te po potrebi vrši korekciju sa snagom kako bi bio na pravilnoj poziciji. Nakon slijetanja pilot smanjuje snagu motora na „IDLE“ i potiskuje lijevu nožnu komandu koliko je potrebno da avion ostane na središnjici USS-a i produžuje na sljedeći ŠK.

ŠKOLSKI KRUG (ONSPEED)



Slika 4. Skica školskog kruga PC-9M s prilazanjem konstantnim napadnim kutom

⁹ Startna ekipa – Skupina pilota koji se nalaze pored zone dodira na USS-u te potvrđuju izvučenost stajnog trapa i javljaju o eventualnim nepravilnostima aviona u prilazanju

6.2. TPRP prilaženja konstantnim napadnim kutom iz pravca

Pilot počinje s prilaženjem u horizontalnom letu na visini 1200 ft AGL i brzinom 210 kt. Dolaskom na 4 NM prije praga USS-a pilot oduzima snagu motora na 10 PSI te poprati oduzimanje snage lijevom nožnom komandom kako bi spriječio klizanje. Pilot održava visinu 1200 ft AGL i prati brzinomjer, visinomjer i PK. Tijekom usporenja pilot doteže palicu, potiskuje lijevu nožnu komandu i trima avion koliko je potrebno kako bi održao 1200 ft AGL bez klizanja. Kada brzina leta bude 140 kt pilot izvlači stajni trap i zakrilca na položaj T.O. te potiskuje palicu naprijed kako bi parirao nastali propinjući moment. Tijekom izvlačenja konfiguracije pilot uključuje indikaciju stajnog trapa u raspored pažnje i pojačano motri visinomjer kako bi uspješno parirao propinjući moment konfiguracije. Pilot prati daljnji pad brzine te pri 120 kt izvlači zakrilca na „LAND“ i potiskuje palicu naprijed kako bi spriječio nastali propinjući moment.

Pilot uključuje *AOA indexer* u raspored pažnje i očekuje tranziciju s žute strelice na žutu strelicu i zelenu kružnicu i zatim na zelenu kružnicu. Cijelo vrijeme pilot trima avion za horizontalan let. Pilot cijeni trenutak dodavanja snage motora na 23 PSI kako bi održao visinu i zelenu kružnicu te potiskuje desnu nožnu komandu kako bi održao avion bez klizanja i trima avion za let po *AOA indexeru*. Sada pilot izbacuje brzinomjer iz rasporeda pažnje i mijenja ga *AOA indexerom*, također prati visinomjer i PK. Od trenutka prelaženja u letenje konstantnim napadnim kutom pilot upravlja avionom tako da promjenama snage mijenja kut penjanja/spuštanja, a pomacima palice (trimanjem) upravlja brzinom.

Kada se nalazi na udaljenosti 2 NM od praga USS-a pilot prevodi avion u spuštanje smanjujući snagu motora na 10 PSI tako da ostvari brzinu silaženja 900 ft/min. Uz smanjenje snage potrebno je potisnuti lijevu nožnu komandu kako bi avion bio bez klizanja. Pilot vrši provjere prije slijetanja te se po potrebi javlja „startnoj ekipi“. Tijekom završnog prilaženja pilot prati *AOA indexer*, USS, PK i visinomjer. Pilot procjenjuje točku dodira s USS-om te po potrebi vrši korekciju sa snagom kako bi bio na pravilnoj poziciji. Vizura prilaženja konstantnim napadnim kutom iz pravca je ta da se kraj poklopca motora aviona nalazi na pragu USS-a. Nakon slijetanja pilot smanjuje snagu motora na „IDLE“ i potiskuje lijevu nožnu komandu koliko je potrebno da avion ostane na središnjici USS-a.

Postupci u slučaju ILS prilaženja su isti kao kod prilaženja iz pravca osim što se prilazna ravnina presiječe na visini koja je određena na aeronautičkim karticama. Usporenje se također vrši 2 NM prije prilazne ravnine, ali se inicijalna brzina silaženja prilagođava propisanom gradijentu spuštanja (za standardni gradijent 5.2 % brzina silaženja je 500 ft/min, snagom motora 14 PSI). Tijekom ILS prilaženja pilot prati PAPI svjetla, *localizer* i *glide slope* umjesto visinomjera i USS. Prije visine odluke pilot vrši provjere prije slijetanja te se po potrebi javlja „startnoj ekipi“. Pilot zatim zamjenjuje PAPI svjetla, *localizer* i *glide slope* u rasporedu pažnje s USS-om.

6.3. Dodatne norme leta pri konstantnom napadnom kutu

S obzirom na to da avioni mogu u bilo kojem trenutku letjeti s konstantnim napadnim kutom, a da ne trebaju nužno prilaziti/spuštati definirat će se i norme za druge režime letenja iako nisu cilj ovoga rada (avion je konfiguriran za slijetanje).

Horizontalan let:

Brzina	89 kt
Snaga motora	23 PSI
Vertikalna brzina	0 ft/min

Penjanje:

Brzina	89 kt
Snaga motora	39 PSI
Vertikalna brzina	1000 ft/min

Spuštanje:

Brzina	89 kt
Snaga motora	9 PSI
Vertikalna brzina	-1000 ft/min

Blagi zaokret:

Snaga motora	25 PSI
Nagib	30°
Vertikalna brzina	0 ft/min

Blagi penjući zaokret:

Snaga motora	40 PSI
Nagib	30°
Vertikalna brzina	750 ft/min

Blagi spuštajući zaokret:

Snaga motora	11 PSI
Nagib	30°
Vertikalna brzina	-1000 ft/min

7. Primjena leta pri konstantnim napadnim kutom u Hrvatskom ratnom zrakoplovstvu

Hrvatsko ratno zrakoplovstvo trenutno upotrebljava avione Pilatus PC-9M za temeljnu i naprednu obuku učenika letača (UL). Temeljna obuka obuhvaća radnje i postupke koji su potrebni za obavljanje preleta između dva aerodroma, dok se u naprednoj obuci učenici letači pripremaju za moguću preobuku na višenamjenske borbene avione (VBA). Višenamjenski borbeni avioni su najčešće angažirani za zadaće *air policing* i bliske zračne potpore pa je napredna obuka učenika letača usmjerena prema tome. Tijekom napredne obuke na PC-9M učenici letači se susreću s letom u formaciji, taktičkim manevrima pare, brišućem letom, izviđanjem u brišućem letu te inačicama djelovanjima po metama na zemlji i u zraku, ali se ne susreću s načinom prilaženja koji se koristi na višenamjenskim borbenim avionima.

Hrvatsko ratno zrakoplovstvo je u procesu nabavke VBA Dassault Rafale koji koristi metodu prilaženja konstantnim napadnim kutom, stoga uvođenje obuke takvog prilaženja tijekom napredne obuke na PC-9M bi moglo rasteretiti buduću obuku kandidata za VBA.

Obuka za prilaženje konstantnim napadnim kutom bi obuhvaćala dva naleta u pilotažnoj zoni za upoznavanje s metodom letenja konstantnim napadnim kutom te dva naleta u školskom krugu (6 individualnih školskih kruga) za usavršavanje prilaženja metodom konstantnog napadnog kuta.

U prvom naletu prve vježbe bi instruktor letenja demonstrirao metodu letenja polugicom snage za upravljanje kutom te trimanjem za upravljanje brzinom. Tijekom ostatka leta bi UL usavršio horizontalan let, penjanje, spuštanje, blage zaokrete te penjuće/spuštajuće zaokrete. Odlazak i povratak iz pilotažne bi se izveo prema naputku o vojnom letenju.

Drugi nalet prve vježbe bi služio kao ispitni let (SPIC, engl. *Student Pilot in Command*) kako bi UL pokazao da je savladao let pri konstantnim napadnim kutom te da je spreman za daljnju obuku. Odlazak i povratak iz pilotažne zone bi se također izveo prema naputku o vojnom letenju.

U prvom naletu druge vježbe bi instruktor letenja demonstrirao školski krug s prilaženjem konstantnim napadnim kutom te bi pokazao česte pogreške i načine ispravljanja

tijekom prilaženja konstantnim napadnim kutom. Tijekom ostatka leta bi UL usavršio školski krug prilaženjem konstantnim napadnim kutom.

Drugi nalet druge vježbe bi također služio kao ispitni let (SPIC) kako bi UL pokazao da je savladao let u školskom krugu, prilaženje i slijetanje metodom konstantnog napadnog kuta te da može koristiti istu metodu u budućim letovima prema potrebi.

8. Zaključak

Unatoč poteškoćama pronalaženja izvora aerodinamičkih karakteristika Pilatusa PC9-M provedeni su matematički proračuni temeljeni na drugim znanstvenim radovima. U ovom radu su točno određeni parametri leta Pilatusa PC-9M tijekom prilaženja konstantnim napadnim kutom. Podatci su potvrđeni probnim letovima te je uz dopunske podatke mjerene na probnom letu definirana tehnika pilotiranja koja se može koristiti u daljnjoj obuci učenika letača Hrvatskoga ratnog zrakoplovstva.

Također je predložen i način provedbe obuke za prilaženje konstantnim napadnim kutom. Uz koordinaciju s časnikom za metodiku obuke, predloženi način provedbe obuke se može prilagoditi potrebama i mogućnostima eskadrile. Nakon obuke učenici letači i piloti 392. eskadrile aviona mogu koristiti metodu prilaženja konstantnim napadnim kutom na povratku s taktičkih zadaća. Obuka prilaženja konstantnim napadnim kutom može služiti kao temelj za preobuku pilota na višenamjenske borbene avione Dassault Rafale.

Metoda prilaženja konstantnim napadnim kutom je najsigurnija metoda za slijetanje na kratim uzletno-sletnim stazama kao na primjer na zračnoj luci Lošinj. Također je povećana sigurnost zbog toga što se avion tijekom prilaženja konstantnim napadnim kutom cijelo vrijeme nalazi u uzdužnom položaju kao položaj ravnjanja kod konvencionalnog prilaženja. Opasnost od slijetanja na 3 točke i slijetanja na nosnu nogu stajnog trapa gotovo ne postoji kod prilaženja konstantnim napadnim kutom.

U slučaju da se uvede prilaženje konstantnim napadnim kutom u obuku učenika letača, biti će potrebno izvijestiti aerodromsku kontrolu letenja o novom načinu prilaženja kako bi oni mogli pravilno izvršiti razdvajanje zrakoplova koji su u prilaženju s obzirom na veću razliku brzine prilaženja.

Daljnji koraci kako bi se upotpunio ovaj rad bi bili određivanje parametara leta tijekom leta konstantnim napadnim kutom bez izvučene konfiguracije i sa zakrilcima u položaju „T.O.“ te određivanje snage potrebne za režime definirane u ovome radu s izvučenom zračnom kočnicom. Također se može prilagoditi geometrija školskog kruga prilaženjem konstantnim napadnim kutom kako bi se lakše izveo umjesto da je iste geometrije kao i konvencionalni školski krug.

Literatura

- [1] Pilatus Aircraft Ltd, Pilatus PC-9 Flight Manual Croatia, Stans: Pilatus Aircraft Lrd, 1998.
- [2] Airforce Technology, »Pilatus PC-9M Advanced Trainer Aircraft,« Airforce Technology, 29 7 2010. [Mrežno]. Available: <https://www.airforce-technology.com/projects/pc9madvancedtrainera/?cf-view>. [Pokušaj pristupa 18 3 2024].
- [3] Military.com, »T-6 Texan,« Military.com, [Mrežno]. Available: <https://www.military.com/equipment/t-6-texan>. [Pokušaj pristupa 18 3 2024].
- [4] Pilatus Aircraft Ltd, *PC-9M Model Building Plan*, Stan: Pilatus Aircraft Ltd, 1997.
- [5] United States Air Force, »T-6A Texan II,« United States Air Force, [Mrežno]. Available: <https://www.af.mil/About-Us/Fact-Sheets/Display/Article/104548/t-6a-texan-ii/>. [Pokušaj pristupa 18 Ožujak 2024].
- [6] Federal Aviation Administration, »Angle of Attack Presentation in Pilot Traning,« Ožujak 1969. [Mrežno]. Available: <https://drive.google.com/file/d/15hXfw27egBL-qYyqfwMvqiMCvfjLuHig/view>. [Pokušaj pristupa 19 Ožujak 2024].
- [7] J. D. Anderson, *Fundamentals of Aerodynamics*, Sixth Edition ur., New York: McGraw-Hill Education, 2017.
- [8] Dassault Aviation, »Rafale - Specifications and Performance Data,« Dassault Aviation, 2024. [Mrežno]. Available: <https://www.dassault-aviation.com/en/defense/rafale/specifications-and-performance-data/>. [Pokušaj pristupa 25 Ožujak 2024].
- [9] United States Navy, *Flight Training Instruction Primary Contact T-6B*, Corpus Christi: Naval Air Training Command, 2021.
- [10] Pilatus Aircraft Ltd, *Pilatus PC9 Training School Notes, Pilots guide*, Stans: Pilatus Aircraft Ltd, 1998.
- [11] K. Metodiev, »Numerical Analysis of Flow around Wing Sections PIL15M825 and PIL12M850,« Bulgarian Academy of Sciences, Sofia, 2022.
- [12] R. D. Finck, »USAF Stabilioty and control DATCOM,« Air Force Systems Command, Dayton, 1975.

- [13] NZAviator, »Angle of Incidence vs Angle of Attack,« NZAviator, 2024. [Mrežno]. Available: <https://www.nzaviator.co.nz/aviation-videos/v/angle-of-incidence-vs-angle-of-attack>. [Pokušaj pristupa 2024 Travanj 08].
- [14] Skybrary, »Flaps,« Skybrary, 2024. [Mrežno]. Available: <https://skybrary.aero/articles/flaps#:~:text=Flaps%20are%20a%20high%20lift,r%20reduction%20of%20the%20stall%20speed..> [Pokušaj pristupa Travanj 8 2024].
- [15] Pilatus aircraft ltd, Aircraft maintenance manual, Stans: Pilatus aircraft ltd, 1997.
- [16] D. Franjković, Zbirka riješenih zadataka iz teorije leta II, Zagreb: Sveučilište u Zagrebu Fakultet prometnih znanosti, 2015.
- [17] McDonnell Aircraft, Flight Manual, USAF Series F-4E Aircraft, St. Louis: Secretary of the Air Force, 1979.
- [18] CroControl, »Služba zrakoplovne meteorologije,« CroControl, 26 travanj 2024. [Mrežno]. Available: <https://met.crocontrol.hr/hr/web/guest/opmet-croatia>. [Pokušaj pristupa 26 travanj 2024].
- [19] Royal Australian Air Force, Flight Manual PC9/A, Williamtown: Royal Australian Air Force, 1989.
- [20] I. Hrstić, Artist, *Prikaznik za prilaženje konstantnim napandim kutom*. [Art]. 2024.

Popis kratica

AGL	(Above ground level) visina iznad tla
AOA	(Angle-of-attack) napadni kut
ILS	(Instrument Landing System) sustav za instrumentalno slijetanje
PAPI	(Precision approach path indicator) Sustavi svjetlosnih pokazivača nagiba prilaza
PK	Pokazivač klizanja
PSI	(Pound per square inch) tlak koji djeluje na površinu kvadratnog inča silom jednog funta
QNH	Tlak zraka na srednjoj razini mora na nekom području
SI	(Systeme International) Međunarodni sustav mjernih jedinica
SWL	(significant weather low-level chart) karta područne prognoze za letove na nižim visinama
ŠK	školski krug
UL	učenik Letač
USS	uzletno-sletna staza
VBA	višenamjenski borbeni avion

Popis slika

Slika 1. Skica Pilatusa PC-9M sa značajnim dimenzijama.....	4
Slika 2. Indikator za prilaženje konstantnim napadnim kutom	9
Slika 3. karta područne prognoze za letove na nižim visinama za vrijeme probnog leta	32
Slika 4. Skica školskog kruga PC-9M s prilaženjem konstantnim napadnim kutom	37

Popis tablica

Tablica 1. Glavne karakteristike Pilatusa PC-9M.....	3
Tablica 2. Značajne karakteristike krila Pilatusa PC-9M	10
Tablica 3. Aerodinamički koeficijenti aeroprofila PC-9M	12
Tablica 4. Podatci izmjereni na prvom probnom letu	33

Popis dijagrama

Dijagram 1. Dijagram promjene kuta nultog uzgona o vitkosti krila.....	13
Dijagram 2. Dijagram efektivnosti podijeljenih zakrilaca s podacima Pilatusa PC-9M .	16
Dijagram 3. omjer efikasnosti zakrilaca za krilo i aeroprofil s uvrštenim podacima za PC-9M	17
Dijagram 4. Dijagram promjene koeficijenta uzgona krila Pilatusa PC-9M ovisno o konfiguraciji zakrilaca.....	19
Dijagram 5. Dijagram za određivanje brzine sloma uzgona Pilatusa PC-9M	20
Dijagram 6. Dijagram za kalibraciju indicirane brzine na avion Pilatus PC-9M	21
Dijagram 7. dijagram za brzi izračun brzine prilaženja konstantnim napadnim kutom aviona Pilatus PC-9M	24
Dijagram 8. dijagram za brzi izračun brzine silaženja ovisno o kutu spuštanja za prilaženje konstantnim napadnim kutom za avion Pilatus PC-9M	28
Dijagram 9. dijagram za brzi izračun brzine silaženja ovisno o gradijentu spuštanja za prilaženje konstantnim napadnim kutom za avion Pilatus PC-9M	28

Sveučilište u Zagrebu
Fakultet prometnih znanosti
Vukelićeva 4, 10000 Zagreb

IZJAVA O AKADEMSKOJ ČESTITOSTI I SUGLASNOSTI

Izjavljujem i svojim potpisom potvrđujem da je _____ diplomski rad _____
(vrsta rada)

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

Svojim potpisom potvrđujem i dajem suglasnost za javnu objavu završnog/diplomskog rada pod naslovom Određivanje parametara leta za avion Pilatus PC-9M tijekom prilaženja s konstantnim napadnim kutom, u Nacionalni repozitorij završnih i diplomskih radova ZIR.

U Zagrebu, 05.05.2024

Student/ica:



Antonio Sučić

(ime i prezime, *potpis*)