

# Izračun opterećenja aviona tijekom zaokreta u horizontalnoj ravnini

---

**Horvat, Fran**

**Undergraduate thesis / Završni rad**

**2021**

*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:119:649073>

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

*Download date / Datum preuzimanja:* **2024-07-11**



*Repository / Repozitorij:*

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



**SVEUČILIŠTE U ZAGREBU  
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI**

**Fran Horvat**

**IZRAČUN OPTEREĆENJA AVIONA TIJEKOM  
ZAOKRETA U HORIZONTALNOJ RAVNINI**

**ZAVRŠNI RAD**

**Zagreb, 2021.**

**SVEUČILIŠTE U ZAGREBU**  
**FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI**  
**ODBOR ZA ZAVRŠNI RAD**

Zagreb, 11. svibnja 2021.

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

## ZAVRŠNI ZADATAK br. 6353

Pristupnik: **Fran Horvat (0135253762)**  
Studij: **Aeronautika**  
Smjer: **Pilot**  
Usmjerenje: **Vojni pilot**

Zadatak: **Izračun opterećenja aviona tijekom zaokreta u horizontalnoj ravnini**

Opis zadatka:

Navesti i objasniti kinematičke i dinamičke veličine aviona tijekom zaokreta u horizontalnoj ravnini. Objasniti što je faktor opterećenja, te dobivanje i korištenje manevarske envelope aviona. Napraviti proračun parametara leta u zaokretu za avione Zlin 242L i Pilatus-PC-9 u čitavom upotrebljivom rasponu brzina i polumjera zaokreta te grafički prikazati njihovu međuzavisnost. Podatke dobivene proračunom usporediti s odgovarajućim podacima iz priručnika zrakoplova. Objasniti standardni zaokret aviona. Nabrojati i opisati karakteristične pogreške upravljanja avionom u zaokretu. Izvesti zaključke.

Mentor:

Predsjednik povjerenstva za  
završni ispit:



mr. sc. Davor Franjković, v. pred.

Sveučilište u Zagrebu  
Fakultet prometnih znanosti

## **ZAVRŠNI RAD**

**IZRAČUN OPTEREĆENJA AVIONA TIJEKOM  
ZAKRETA U HORIZONTALNOJ RAVNINI**

**CALCULATION OF AIRPLANE'S LOAD  
FACTOR DURING A TURN IN HORIZONTAL  
PLANE**

Mentor: mr.sc. Davor Franjković

Student: Fran Horvat  
JMBAG: 0135253762

Zagreb, rujan 2021.

## **SAŽETAK**

Glavna uloga bilo kakvog zaokreta u zrakoplovstvu je promjena pravca leta. U praksi se primjenjuju različiti zaokreti u ovisnosti od potrebitih manevara zrakoplova. U ovom radu je detaljno objašnjen zaokret aviona u horizontalnoj ravnini, standardni horizontalni zaokret, faktor opterećenja i utjecaj faktora opterećenja na kretanje aviona po horizontalnoj putanji. Objašnjena je manevarska envelope leta kao i njeno korištenje. U nastavku su nabrojane i navedene karakteristične pogreške upravljanja avionom u zaokretu. Kasnije su proračunate karakteristične vrijednosti parametara u zaokretu za avione Zlin 242-L i Pilatus PC-9, te je objašnjena njihova međuzavisnost.

**KLJUČNE RIJEČI:** horizontalni zaokret; faktor opterećenja; manevarska envelope leta; Zlin 242-L; Pilatus PC-9

## **SUMMARY**

The main role of any turn in aviation is to change the direction of flight. In practice, different turns are applied depending on the required maneuvers of the aircraft. This paper explains in detail the turn of the aircraft in the horizontal plane, the standard horizontal turn, the load factor and the influence of the load factor on the movement of the aircraft over the horizontal path. The maneuvering envelope of the flight is explained as well as its usage. Furthermore, there are listed characteristic mistakes of steering the aircraft in a turn. Lastly, the characteristic values of the parameters in a turn are calculated for airplanes Zlin 242-L and Pilatus PC-9, and their interdependence is explained.

**KEYWORDS:** horizontal turn; load factor; flight maneuvering envelope; Zlin 242-L; Pilatus PC-9

# SADRŽAJ

<b>1. UVOD</b> .....	1
<b>2. HORIZONTALNI ZAOKRET</b> .....	2
2.1 KINEMATIČKE I DINAMIČKE VELIČINE AVIONA TIJEKOM ZAOKRETA U HORIZONTALNOJ RAVNINI .....	2
2.2 UTJECAJ TEŽINE NA AVION U ZAOKRETU .....	5
2.3 STANDARDNI HORIZONTALNI ZAOKRET .....	6
<b>3. FAKTOR OPTEREĆENJA</b> .....	7
<b>4. MANEVARSKA ENVELOPA LETA (<i>V-n</i> DIJAGRAM)</b> .....	9
<b>5. POGREŠKE UPRAVLJANJA AVIONOM U ZAOKRETU</b> .....	12
<b>6. PRORAČUN PARAMETARA LETA TIJEKOM HORIZONTALNOG ZAOKRETA AVIONA ZLIN 242-L I PILATUS PC-9</b> .....	15
6.1 PRORAČUN OPTEREĆENJA U HORIZONTALNOM ZAOKRETU ZA AVION ZLIN 242-L .....	16
6.2 PRORAČUN OPTEREĆENJA U HORIZONTALNOM ZAOKRETU ZA AVION PILATUS PC-9 .....	21
6.3 USPOREDBA STANDARDNOG HORIZONTALNOG ZAOKRETA ZA ZLIN 242-L I PILATUS PC-9 .....	23
<b>7. ZAKLJUČAK</b> .....	25
<b>LITERATURA</b> .....	27
<b>POPIS SLIKA</b> .....	28
<b>POPIS TABLICA</b> .....	29

# 1. UVOD

U ovom završom radu cilj je bio analizirati avion u horizontalnom zaokretu. Obrađene su osnove gibanja zrakoplova kroz zaokret kao i faktor opterećenja i njegova međuzavisnost s ostalim parametrima u zaokretu. Ti parametri proračunati su sa podacima izvučenim iz priručnika aviona Zlin 242-L i Pilatus PC-9. Naslov diplomskog rada jest: Izračun opterećenja aviona tijekom zaokreta u horizontalnoj ravnini. Rad je podijeljen u sedam cjelina:

1. Uvod
2. Horizontalni zaokret
3. Faktor opterećenja
4. Manevarska envelope leta ( $V-n$  dijagram)
5. Pogreške upravljanja avionom u zaokretu
6. Proračun parametara leta tijekom horizontalnog zaokreta aviona za Zlin 242-L i Pilatus PC-9
7. Zaključak

U drugom poglavlju su navedene i objašnjene kinematičke i dinamičke veličine aviona tijekom zaokreta, utjecaj težine na avion u letu te je objašnjena teorija standardnog horizontalnog zaokreta.

U trećem poglavlju detaljnije je obrađen faktor opterećenja.

U četvrtom poglavlju objašnjena je manevarska envelope leta, tj.  $V-n$  dijagram i njegovo korištenje te pojedine karakteristične točke na njemu.

U petom poglavlju opisane su karakteristične pogreške upravljanja avionom u zaokretu, njihov uzrok i način na koji ih pilot može ispraviti.

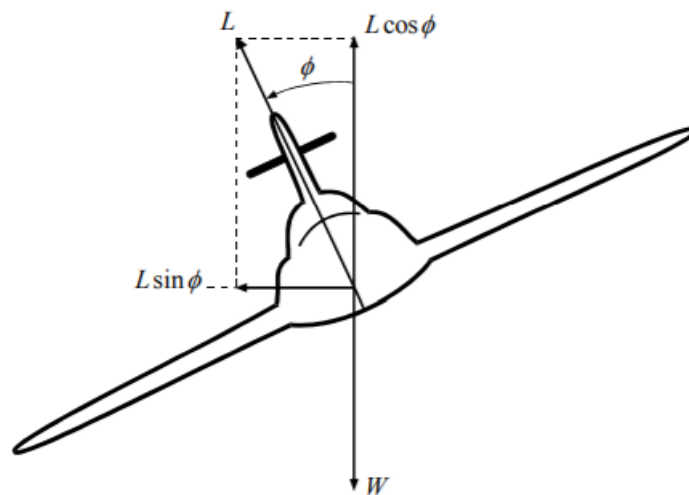
Šesto poglavlje sadrži proračun već prije objašnjenih parametara leta u zaokretu za avione Zlin 242-L i Pilatus PC-9. Podaci dobiveni proračunom su međusobno uspoređeni sa podacima iz priručnika oba aviona.

## 2. HORIZONTALNI ZAOKRET

Horizontalni zaokret je manevar u kojem pilot koordiniranim pokretom upravljačkih površina tjera težište zrakoplova na gibanje po kružnoj putanji u horizontalnoj ravnini s ciljem promjene pravca leta bez promjene visine [1].

### 2.1 KINEMATIČKE I DINAMIČKE VELIČINE AVIONA TIJEKOM ZAOKRETA U HORIZONTALNOJ RAVNINI

Sile koje djeluju na avion u horizontalnom zaokretu su sila uzgona, sila otpora, sila potiska, težina, centrifugalna te centripetalna sila. Ako promatramo sliku 1., možemo vidjeti sile koje djeluju na avion u zaokretu [1].



**Slika 1.** Avion u horizontalnom zaokretu

Izvor: [1]

Kako bi avion letio u horizontalnoj ravnini, vertikalna komponenta uzgona treba biti jednaka težini što se vidi iz formule (1) [1]:

$$L \cos \phi = W \quad (1)$$

$L$  [N] – sila uzgona

$\phi$  [°] – kut bočnog nagiba aviona u stupnjevima

$W$  [N] – težina



Centripetalno ubrzanje stvara se kao posljedica horizontalne komponente sile uzgona, odnosno centripetalne sile i okomito je na brzinu leta, tj. centripetalna sila jednaka je centrifugalnoj prema formuli (2) [1]:

$$L \sin \phi = m \frac{v^2}{R} \quad (2)$$

$m$  [kg] – masa aviona

$v$  [m/s] – brzina aviona

$R$  [m] – polumjer zaokreta

U ovom slučaju sila otpora jednaka je sili potiska kao u formuli (3) što znači da se radi o jednolikom horizontalnom zaokretu te iz tog razloga silu potiska i silu otpora možemo zanemariti [2]:

$$T = D \quad (3)$$

$T$  [N] – sila potiska

$D$  [N] – sila otpora

Kada podijelimo jednačbe (1) i (2), dobiti ćemo izraz (4) [2]:

$$\tan \phi = \frac{v^2}{g * R} \quad (4)$$

$g$  [m/s<sup>2</sup>] – gravitacijsko ubrzanje

Iz tog izraza možemo vidjeti odnos brzine aviona, polumjera zaokreta i bočnog nagiba aviona u zaokretu koji pokazuje da što je brzina veća, a polumjer zaokreta manji, bočni nagib aviona morati će biti veći [2].

Polumjer zaokreta moguće je dobiti iz prethodne formule (4) ako imamo poznate vrijednosti brzine i bočnog nagiba aviona u zaokretu, kao i faktor opterećenja koji je definiran u poglavlju 3., pa nastaje izraz (5) [2]:

$$R = \frac{v^2}{g * \tan \phi} = \frac{v^2}{g * \sqrt{n^2 - 1}} \quad (5)$$

$n$  – faktor opterećenja

Iz prethodnje jednačbe (5) za polumjer zaokreta može se zaključiti da će za minimalni polumjer zaokreta biti potreban maksimalni iznos opterećenja prema formuli (6) [2]:

$$R_{min} = \frac{v^2}{g * \sqrt{n_{max}^2 - 1}} \quad (6)$$

$R_{min}$  [m] – minimalni polumjer zaokreta

$n_{max}$  [g] – maksimalni faktor opterećenja

Brzina skretanja ili „rate of turn“ promjena je kuta u vremenu, a kroz horizontalni zaokret definirana je izrazom (7) [2]:

$$\omega = \frac{v}{R} = \frac{g * \tan\phi}{v} = \frac{g * \sqrt{n^2 - 1}}{v} \quad (7)$$

$\omega$  [°/s] – kutna brzina

Kutna brzina ograničena je brzinom sloma uzgona te maksimalnim opterećenjem koje avion može podnijeti neovisno o tome radi li se o pozitivnom ili negativnom opterećenju [2].

Na slici 1. vidljiv je odnos ukupne sile uzgona i ukupne težine aviona na temelju kojeg je moguće izračunati opterećenje aviona kroz izraz (8) [2]:

$$n = \frac{L}{m * g} \quad (8)$$

Uvrštavanjem  $L * \cos\phi = m * g$  u prethodnu formulu dobit ćemo izraz (9) [2]:

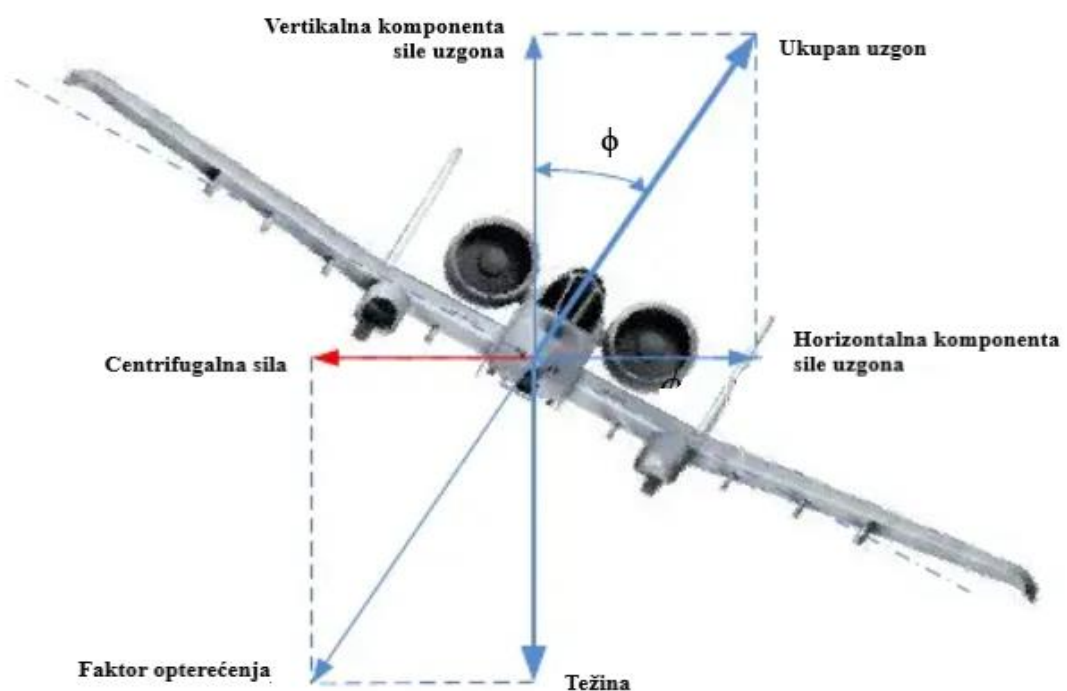
$$n * m * g * \cos\phi = m * g \quad (9)$$

Iz čega proizlazi izraz (10) za opterećenje gdje se vidi da je opterećenje aviona ovisno isključivo o bočnom nagibu aviona [2]:

$$n = \frac{1}{\cos\phi} \quad (10)$$

Da bi avion promijenio smjer pravca leta potrebna je sila koja će otkloniti upravljačke površine i usmjeriti zrakoplov prema željenom smjeru. Ta će sila usmjeriti avion prema centru zaokreta i naziva se centripetalna sila, odnosno u horizontalnom zaokretu to je horizontalna komponenta sile uzgona koja je označena na slici 2. Pilot pomoću centripetalne sile upravlja smanjujući ili povećavajući bočni nagib aviona u odnosu na horizont, tj. stvaranjem bočnog nagiba naginje se i vektor sile uzgona. Ukoliko se bočni nagib aviona poveća, a napadni kut ostane konstantan te jednak onome kao i u horizontalnom letu, vertikalna komponenta uzgona biti će premala da bi se uravnotežila s težinom i avion će krenuti spuštati. Stoga se dolazi do zaključka da se povećanjem bočnog nagiba mora povećati napadni kut kako bi se stvorio veći

ukupni uzgon, a vertikalna komponenta mora bit dovoljno velika da bi se održao horizontalni let, odnosno potrebno je dodati snagu da bi se održala brzina kroz cijeli horizontalni zaokret, tj. sila uzgona koja je ovisna o kvadratu brzine. Zbog ovisnosti uzgona o kvadratu brzine za oštriji horizontalni zaokret većeg bočnog nagiba, potrebno je povećati brzinu dodavanjem snage kako bi vertikalna komponenta sile uzgona bila dovoljna da održi avion u horizontalnoj ravnini. Horizontalna komponenta (slika 2.) mora bit dovoljno velika za ostvarivanje potrebne centripetalne sile da bi se ostvario željeni polumjer zaokreta. Još jedan od razloga zašto je potrebno održavati što veću brzinu u odnosu na veći bočni nagib je ta da se povećanjem bočnog nagiba aviona povećava i brzina sloma uzgona [2].

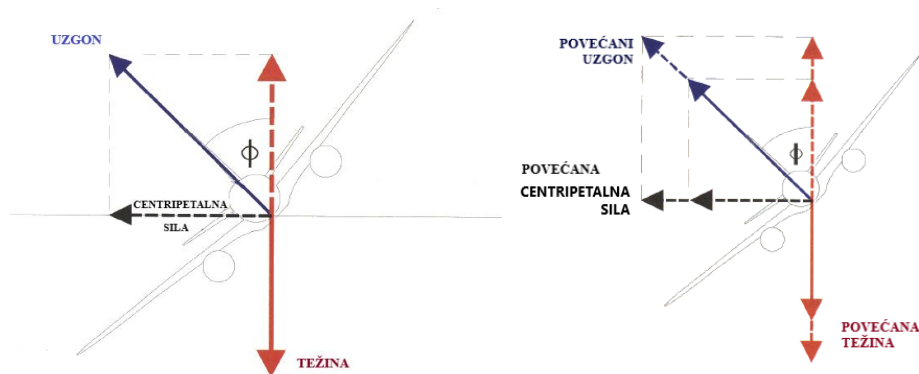


**Slika 2.** Djelovanje sila na avion u horizontalnom zaokretu

Izvor: [3]

## 2.2 UTJECAJ TEŽINE NA AVION U ZAOKRETU

Za horizontalni zaokret vrijedi da ako se postigne isti TAS (*True Air Speed*) i kut bočnog nagiba aviona, polumjer zaokreta je u osnovi neovisan o težini ili tipu aviona. Ne mogu svi avioni postići jednaki kut bočnog nagiba pri jednakom TAS-u. Ako se poveća težina aviona, povećati će se i potrebna vertikalna komponenta sile uzgona kako bi avion ostao u horizontalnoj ravnini. Također, potrebna centripetalna sila da bi se zadržao isti polumjer zaokreta isto će se povećati proporcionalno. Pri istom kutu bočnog nagiba povećanjem vertikalne komponente uzgona povećat će se i potrebni ukupni uzgon (slika 3.) [2].



**Slika 3.** Povećanje sila u zaokretu

Izvor: [2]

Avion će ostati u horizontalnom zaokretu ako je vertikalna komponenta sile uzgona jednaka iznosu težine. Pilot zatezanjem palice na sebe uzrokuje pomicanje kormila dubine što u praksi uz povećanje brzine također koristi za povećanje uzgona u zaokretu [2].

### 2.3 STANDARDNI HORIZONTALNI ZAOKRET

Standardni horizontalni zaokret je zaokret koji se izvodi poprečnim (ili bočnim) nagibom do  $25^\circ$  ili potrebnim poprečnim nagibom koji će osigurati tempo promjene smjera leta od  $3^\circ/s$ . Pomoću te kutne brzine vrijeme trajanja zaokreta za  $360^\circ$  biti će jednako 2 minute [7].

Polustandardni zaokret je s tempom promjene smjera leta od  $1.5^\circ/s$  i s pomoću te kutne brzine vrijeme trajanja zaokreta za  $360^\circ$  biti će jednako 4 minute, što je dvostruko u odnosu na standardni horizontalni zaokret [7].

U tablici 1. predloženi su parametri iz priručnika tehnike pilotiranja za Pilatus PC-9M:

**Tablica 1.** Norme za zaokrete, Pilatus PC-9

Vrsta zaokreta	Bočni nagib ( $^\circ$ )	Režim rada motora	Brzina (kt)	Vrijeme trajanja	Opterećenje (g)
Standardni horizontalni zaokret	25	35-37 psi	210	2 min	1.1
Polustandardni horizontalni zaokret	21	35-37 psi	210	4 min	1.1

Izvor: [6]

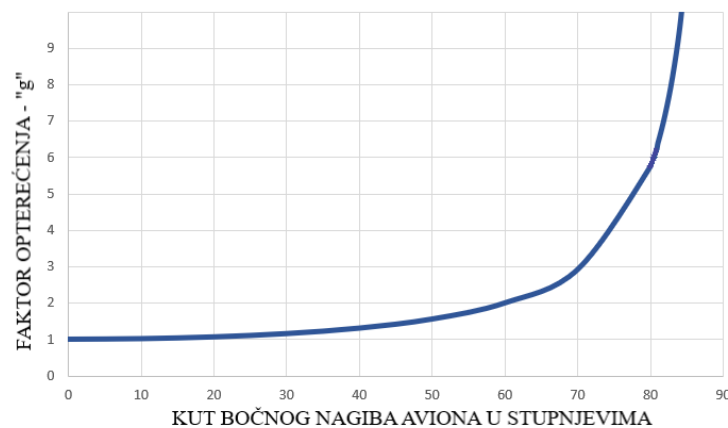
### 3. FAKTOR OPTEREĆENJA

Kao što je prethodno navedeno, u zaokretu aviona iznos uzgona mora se povećati kako bi zadržao vertikalnu komponentu uzgona jednaku težini i na taj način ostao u horizontalnoj ravnini. Faktor opterećenja označuje se s  $n$  ili kao što je poznatije s „g“. U horizontalnom letu faktor opterećenja iznosi 1g, odnosno iznos faktora opterećenja od 1g odgovara iznosu sile koja na nas djeluje svakodnevno. U slučaju da faktor opterećenja iznosi 5g, pilot bi na sebi osjećao 5 puta veću vlastitu težinu [2].

Taj odnos sile uzgona i težine zapisuje se kao (11):

$$\text{Faktor opterećenja } (n) = \frac{L}{W} = \frac{1}{\cos\phi} \quad (11)$$

Iz gore navedene formule može se reći da ako je odnos sile uzgona i težine jednak, opterećenje na pilota i avion biti će 1g. Ako pilot poveća silu uzgona iznad težine aviona, faktor opterećenja iznositi će više od 1g što daje pozitivno opterećenje. U suprotnom slučaju, gdje sila uzgona bude manja od težine, faktor opterećenja iznositi će manje od 1g ili će biti negativan zbog čega dolazi do negativnog opterećenja. Faktor opterećenja može biti jednak 0 u slučaju beztežinskog stanja. Iz slike 4. možemo vidjeti odnos faktora opterećenja i kuta bočnog nagiba aviona. Ova slika vrijedi za bilo koji avion. Vidljivo je da se faktor opterećenja povećava s povećanjem kuta bočnog nagiba aviona. Za svaki avion postoje proračunate granice faktora opterećenja [2].



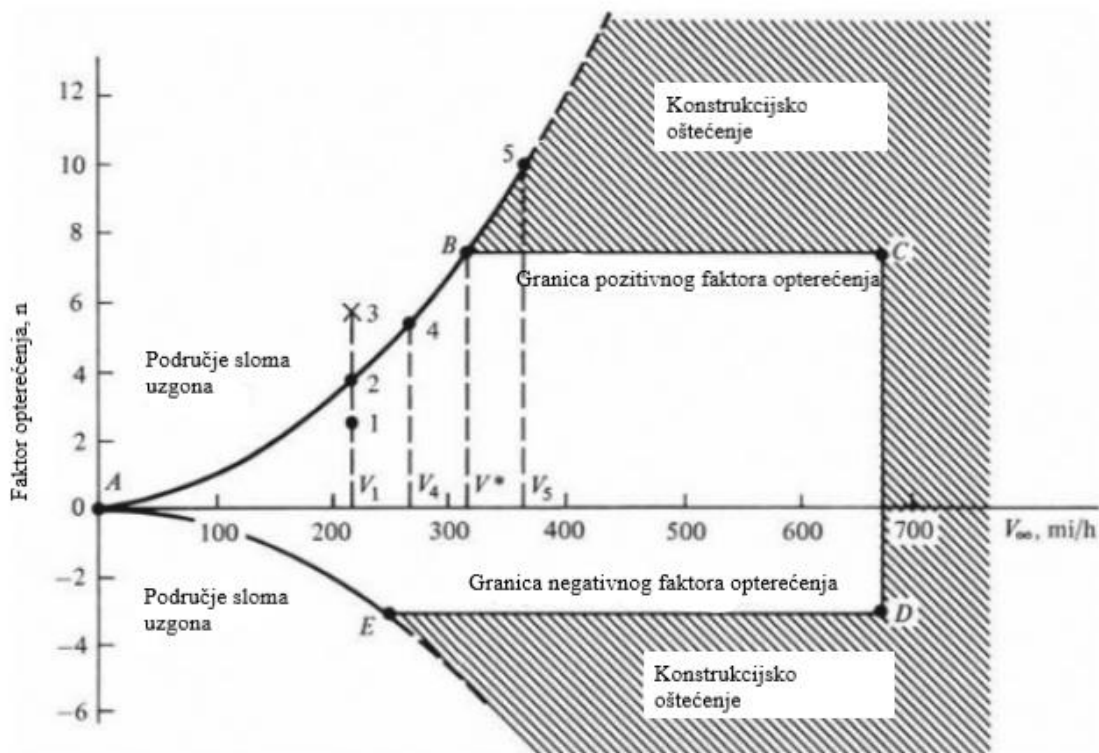
**Slika 4.** Odnos između faktora opterećenja i kuta bočnog nagiba aviona

Za suvremene mlazne avione velikih brzina pozitivan faktor opterećenja iznosi 2.5g koji se javlja pri kutu bočnog nagiba 67° (slika 4.) što će odrediti polumjer zaokreta ovisno o TAS (*True Air Speed*). Taj se polumjer zaokreta vodi kao minimalni dopušteni pri opterećenju od

2.5g pod uvjetom da snaga aviona ne premašuje propisanu granicu. Pri postavljanju kuta bočnog nagiba  $90^\circ$  (slika 4.) faktor opterećenja krenuo bi u beskonačnost što znači da bi i potreban uzgon krenuo rasti prema beskonačnoj vrijednosti. U stvarnosti to nije moguće kao ni horizontalni zaokret s kutom bočnog nagiba  $90^\circ$ [2].

## 4. MANEVARSKA ENVELOPA LETA ( $V$ - $n$ DIJAGRAM)

Kao što je prethodno navedeno, za svaki avion postoje proračunate maksimalne vrijednosti faktora opterećenja koje pojedini avion može podnijeti. Takva ograničenja prikazuju se putem manevarskog dijagrama aviona tj. „ $V$ - $n$ “ dijagrama za koji je on namijenjen. Ograničenja koja se pojavljuju u tom dijagramu su aerodinamičko i konstrukcijsko ograničenje. Aerodinamičko je ograničeno s  $CL_{max}$ , odnosno kada avion dosegne točku sloma uzgona pri  $\alpha_{kr}$ . Konstrukcijska ograničenja opisuju karakteristike čvrstoće i elastičnosti materijala od kojih je avion napravljen u trenucima kad je izložen opterećenjima u letu. Manevarski „ $V$ - $n$ “ dijagram (slika 5.) prikazuje ovisnost brzine o faktoru opterećenja, odnosno sigurnosne granice dozvoljenih brzina i opterećenja unutar kojih avion može letjeti [4].



**Slika 5.**  $V$ - $n$  dijagram

Izvor: [4]

Sa slike 5. je vidljivo kako je pri većim brzinama  $n_{max}$  ograničen opterećenjem na konstrukciju aviona. Linija  $AB$  se veže na izraz (12) [4]:

$$n_{max} = \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 \frac{C_{L,max}}{W/S} \quad (12)$$

koji proizlazi iz izraza (13) [4]:

$$n = \frac{L}{W} = \frac{\frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 S C_L}{W} \quad (13)$$

$\rho$  [kg/m<sup>3</sup>] – gustoća zraka

$C_L$  – koeficijent uzgona

$S$  [m<sup>2</sup>] – površina krila

Ako uzmemo u obzir avion koji leti brzinom  $V_1$  (slika 5.). Pretpostavimo da je avion pod napadnim kutom gdje je  $C_L < C_{L,max}$ . u točki 1. U točki 2 napadni kut je takav da  $C_L = C_{L,max}$  pri brzini  $V_1$ , odnosno pri istoj brzini uzgon je dosegao svoj maksimum za navedenu brzinu  $V_1$ , stoga faktor opterećenja,  $n = L/W$  doseže svoju maksimalnu vrijednost  $n_{max}$  za tu brzinu. Ako se uzgon dalje dodatno poveća dolazi do sloma uzgona na krilu i vrijednost faktora opterećenja kreće padati što je označeno točkom 3, zapravo, avion niti ne može dostići točku 3 jer se nalazi u području sloma uzgona  $V$ - $n$  dijagrama. Poveća li se brzina  $V_1$  do vrijednosti  $V_4$ , povećat se i maksimalni mogući faktor opterećenja  $n_{max}$  kao što je prikazano u točki 4 što se može dobiti iz gore navedenog izraza za  $n_{max}$ . Usprkos tome  $n_{max}$  se ne može povećati u beskonačnost. Iznad određene vrijednosti faktor opterećenja ograničen je linijom maksimalnog pozitivnog faktora opterećenja označenom linijom  $BC$  u  $V$ - $n$  dijagramu iznad koje dolazi do konstrukcijskog oštećenja aviona. Brzina koja odgovara označenoj točki B je označena s  $V^*$ . Pri vrijednostima brzine većim od  $V^*$ , kao što je  $V_5$ , zrakoplov mora letjeti u vrijednostima  $C_L$  manjim od  $C_{L,max}$  kako faktor opterećenja nebi prekoračio granicu maksimalne pozitivne vrijednosti (linija  $BC$ ). U slučaju da avion dostigne vrijednost  $C_{L,max}$  pri brzini  $V_5$  što odgovara točki 5 na  $V$ - $n$  dijagramu, kao posljedica doći će do konstrukcijskog oštećenja na avionu. Desna strana  $V$ - $n$  dijagrama, linija  $CD$  predstavlja sigurnosnu granicu za let pri većim brzinama. Iznad brzine označene  $CD$  linijom, dinamički tlak postaje tako velik što može ponovo dovesti do konstrukcijskog oštećenja na avionu. Takva maksimalna brzina ima mnogo veću vrijednost od  $V_{max}$  za horizontalni let. Zapravo je granična brzina određena  $V$ - $n$  dijagramom koja prethodi konstrukcijskom ograničenju za neki avion nešto veća od maksimalne sigurnosne brzine aviona u spuštanju. Donji dio  $V$ - $n$  dijagrama označen je linijama  $AE$  i  $ED$  koje odgovaraju negativnim apsolutnim napadnim kutevima što čini i negativni faktor opterećenja. Linija  $AE$  definira granicu sloma uzgona. Pri apsolutnim napadnim kutevima manjim od nule, uzgon je negativan i djeluje u smjeru prema dolje. Ako je krilo nagnuto prema dolje pod dovoljno velikim negativnim napadnim kutom, struja zraka će se odvojiti s donje strane krila, uzgon koji djeluje prema dolje



će se smanjiti i doći će do sloma uzgona na krilu. Linija *ED* prikazuje vrijednosti negativnog opterećenja iza kojih dolazi do oštećenja dijelova konstrukcije aviona. Točka *B* iz *V-n* dijagrama naziva se manevarska točka. U toj točki  $C_L$  i  $n$  istovremeno imaju najveće vrijednosti koje mogu biti dobivene u dopuštenom području envelope leta zadanog aviona. Uz to, ako se avion nalazi u točki *B* imat će najmanji polumjer zaokreta i najveću moguću brzinu skretanja. Brzina koja se odnosi na točku *B* naziva se „corner speed“ tj. manevarska brzina i označena je kao  $V^*$  u *V-n* dijagramu. Izraz za „corner speed“ je sljedeći (14) [4]:

$$V^* = \sqrt{\frac{2n_{max}}{\rho_{\infty} C_{L,max}} \frac{W}{S}} \quad (14)$$

$V^*$  [m/s] – „corner speed“

Za taj zadani izraz (14) vrijednost  $n_{max}$  odgovara onoj u točki *B*. Pri brzinama manjim od  $V^*$  nije moguće konstrukcijski oštetiti avion zbog toga što će avion prije doći do granice sloma uzgona. S druge strane pri brzinama većim od  $V^*$  može se postići uzgon koji će oštetiti konstrukciju aviona u slučaju kao što je označeno točkom 5 u *V-n* dijagramu [4].

Ovlaštene zrakoplovne vlasti standardiziraju dopuštene faktore opterećenja za sigurno upravljanje zrakoplovom bez posljedica oštećenja konstrukcije zrakoplova zbog prevelikog djelovanja opterećenja na nju. Neka ograničenja za različite kategorije navedena su u tablici 2. [8].

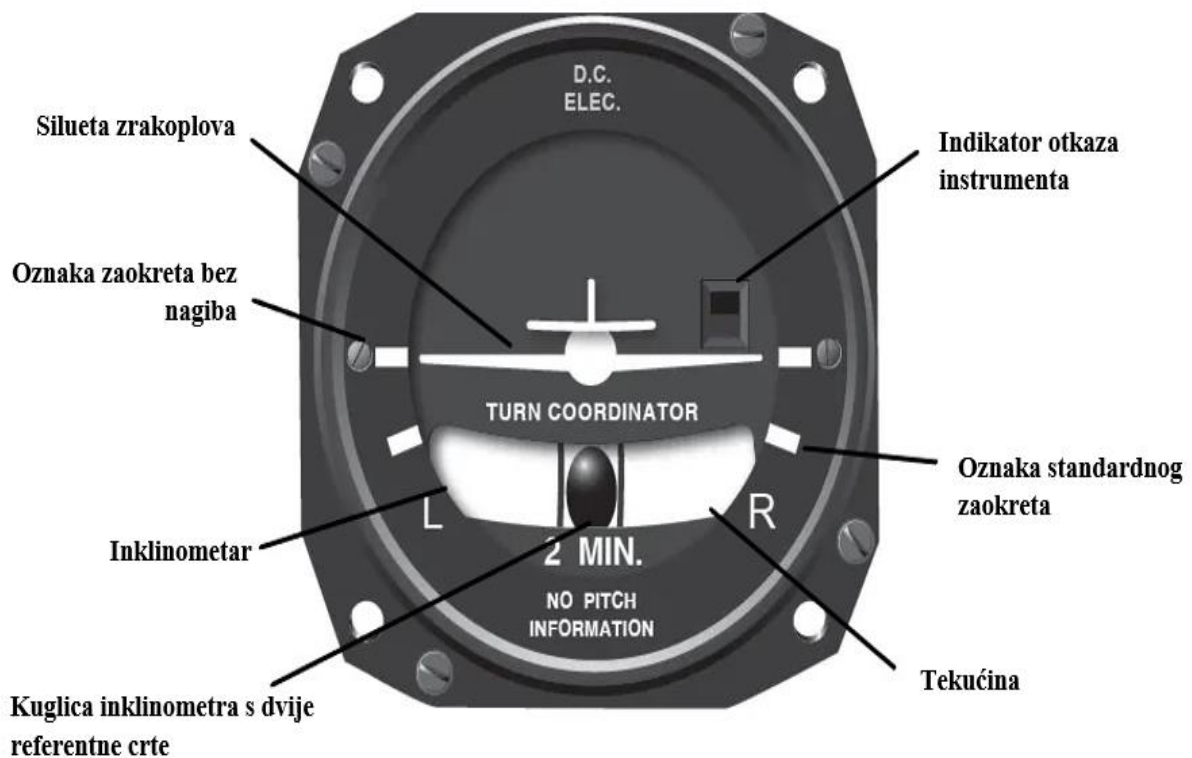
**Tablica 2.** Maksimalni faktori opterećenja za kategorije zrakoplova

KATEGORIJA	MAKSIMALNO NEGATIVNO OPTEREĆENJE	MAKSIMALNO POZITIVNO OPTEREĆENJE
Transportni zrakoplovi	-1	+2.5 – +3.8 ( ovisno o masi polijetanja)
Normalna	-1.52	+3.8
Utility	-1.76	+4.4
Akrobatska	-3.0	+6.0
Helikopteri	-1	+3.5

Izvor: [8]

## 5. POGREŠKE UPRAVLJANJA AVIONOM U ZAOKRETU

Zaokret aviona možemo podijeliti na koordinirani i nekoordinirani zaokret. Kako bi pilot mogao voditi avion kroz koordinirani zaokret potreban mu je inklinometar kao zrakoplovni instrument. Inklinometar (slika 6.) je prikaznik bočnog klizanja koji se najčešće nalazi integriran u kućište instrumenta zajedno sa prikaznikom skretanja. Njegova je namjena da prikazuje odnos centrifugalne i gravitacijske sile u letu i tijekom zaokreta. Za avion se može reći da je u koordiniranom zaokretu kad je kuglica na inklinometru između dvije referentne crne pomoću upravljanja kormilom pravca, odnosno, centrifugalna i gravitacijska sila su uravnotežene, a centrifugalna i centripetalna sila su istog iznosa [4] [5].



**Slika 6.** Prikaznik skretanja i klizanja zajedno s inklinometrom  
Izvor: [14]

Nekoordinirani zaokret nastaje kada dolazi do bočnog klizanja aviona. U tom slučaju kuglica inklinometra (slika 6.) pomaknut će se van referentnih crta na inklinometru u stranu ovisno u koju avion kliže, primjerice, ako avion kliže u lijevu stranu kuglica inklinometra pomaknut će se u lijevo prema slovu L. Bočno klizanje može biti unutarnje i vanjsko. Kod unutarnjeg klizanja avion ima tendenciju klizanja van zaokreta dok je u slučaju unutarnjeg klizanja obrnuto, odnosno avion ima tendenciju klizanja prema unutrašnjosti zaokreta. Unutarnje klizanje rezultirati će pomakom kuglice inklinometra prema unutrašnjosti zaokreta,

dok će vanjsko klizanje rezultirati pomakom kuglice inklinometra u vanjsku stranu zaokreta. Pilot pogrešku ispravlja metodom „pritisni kuglicu“ što će biti objašnjeno u ilustracijama ispod [2].

Na slici 7. prikazan je primjer desnog standardnog koordiniranog zaokreta. U ovom su zaokretu centrifugalna sila i centripetalna sila jednake [2].



**Slika 7.** Avion u koordiniranom zaokretu  
Izvor: [2]

Na slici 8. prikazan je nekoordinirani zaokret u desnu stranu s unutarnjim klizanjem. U ovom slučaju avion ima klizanje prema središtu zaokreta. Uzrok unutarnjeg klizanja može biti premali otklon kormila pravca u stranu zaokreta, prevelik bočni nagib za danu brzinu te mali napadni kut. Koristeći metodu „pritisni kuglicu“ pilot će „pritisnuti desnu nožnu komandu“ i okrenuti kormilo pravca u desno kako bi vratio kuglicu inklinometra u referentnu sredinu označenu referentnim crtama na inklinometru. Kuglicu se može vratiti i na način da se smanji kut bočnog nagiba aviona [2].



**Slika 8.** Avion u desnom nekoordiniranom zaokretu  
Izvor: [2]

Na slici 9. također je prikazan je nekoordinirani zaokret u desnu stranu, ali u ovom slučaju s vanjskim klizanjem. Zrakoplov ima tendenciju klizanja u vanjsku stranu zaokreta. Uzrok vanjskog klizanje može biti prevelik otklon kormila pravca u stranu zaokreta, mali bočni nagib za danu brzinu te veliki napadni kut. Koristeći metodu „pritisni kuglicu“ pilot će „potisnuti lijevu nožnu komandu“ i okrenuti kormilo pravca u lijevo kako bi vratio kuglicu inklinometra u referentnu sredinu označenu referentnim crtama na inklinometru. Kuglicu se može vratiti i na način da se smanji kut bočnog nagiba zrakoplova [2].



**Slika 9.** Avion u desnom nekoordiniranom zaokretu  
Izvor: [2]

## **6. PRORAČUN PARAMETARA LETA TIJEKOM HORIZONTALNOG ZAOKRETA AVIONA ZLIN 242-L I PILATUS PC-9**

Kao što je već navedeno u prijašnjim poglavljima, zaokret je let aviona po kružnici određenog polumjera kojemu je cilj promjena pravca leta. Horizontalni zaokreti se mogu podijeliti [6]:

1. Prema bočnom nagibu na blage (do  $45^\circ$  nagiba) i oštre (iznad  $45^\circ$  nagiba) zaokrete
2. Prema brzini skretanja na standardne ( $3^\circ/\text{min}$ ) i polustandardne ( $1.5^\circ/\text{min}$ )
3. Prema veličini promjene pravca na pune zaokrete (skretanje za  $360^\circ$ ) i zaokrete za određeni broj stupnjeva ( $180^\circ$ ,  $90^\circ$ ,  $60^\circ$  itd.)

Tehnika pilotiranja za sve zaokrete zasnovana je na istom principu. Jedina je razlika što svaki od tih zaokreta ima različite norme koje pilot mora održavati tijekom vođenja aviona kroz zaokret. Također neki od tih zaokreta kao što je npr. oštri zaokret zahtijevaju više preciznosti u tehnici pilotiranja od strane pilota u odnosu na zaokret s bočnim nagibom od  $30^\circ$  da bi avion na kraju ostao u horizontalnoj ravnini bez promjene visine, brzine, opterećenja i ostalih normi [6].

Svaki zaokret i ostali manevri mogu se podijeliti na četiri faze (Slika 10.):

1. Priprema za zaokret
2. Uvođenje u zaokret
3. Vođenje zaokreta
4. Vađenje iz zaokreta

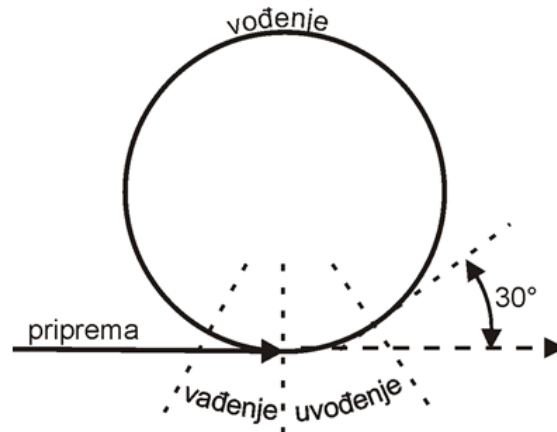
U pripremi za horizontalni zaokret, pilot trima avion kako bi si olakšao izvođenje zaokreta i izveo ga što preciznije. Uz to, postavlja određene parametre kao što su brzina, visina, te provjerava da avion nema klizanja u slučaju izvođenja koordiniranog zaokreta [6].

U uvođenju u zaokret pilot postavlja potrebnu snagu ovisno o tome radi li blagi ili oštri zaokret, određeni bočni nagib i opterećenje koje će omogućiti stalnu brzinu te uvodi avion u zaokret bez klizanja u vanjsku ili unutarnju stranu zaokreta [6].

Tijekom vođenja zaokreta pilot pomno prati parametre s kojima je krenuo u zaokret kako bi ostali nepromijenjeni i ispravlja greške istih ukoliko dođe do njih [6].

S vađenjem iz zaokreta pilot kreće nešto prije izlaska nosa aviona u orijentir na način da ispravlja bočni nagib, „potiskuje nožnu komandu“ suprotnu od strane u koju je bio zaokret kako

ne bi došlo do klizanja i popušta opterećenje tim tempom da u trenutku dolaska nosa aviona u orijentir postavi pravilan uzdužni položaj aviona u horizontalnoj ravni. Nakon što je izašao iz zaokreta pilot vrši kontrolu parametara pomoću zrakoplovnih instrumenata u kabini [6].



**Slika 10.** Faze zaokreta  
Izvor: [6]

## 6.1 PRORAČUN OPTEREĆENJA U HORIZONTALNOM ZAOKRETU ZA AVION ZLIN 242-L

Zlin 242-L (slika 11.) je češki zrakoplov dizajniran za osnovnu i naprednu obuku civilnih i vojnih pilota, za letenje noću i u uvjetima instrumentalnog letenja, te za vuču jedrilica [9].



**Slika 11.** Zlin 242-L  
Izvor: [12]

Uz to, Zlin 242-L je akrobatski avion opremljen četverocilindričnim motorom što znači da može podnositi veća opterećenja i izvoditi manevre koji se smatraju potrebnima predviđenu za obuku pilota [9].

U ovom poglavlju napraviti će se proračun parametara leta prema [3] kao što su opterećenje, brzina, polumjer te vrijeme trajanja zaokreta koji odgovaraju određenim zaokretima. Dobiveni podaci usporediti će se s podacima navedenim u priručnicima zrakoplova vezanim uz tehniku pilotiranja za Zlin 242-L i Pilatus-PC9.

Iz priručnika zrakoplova za Zlin 242-L izvučeni su sljedeći podaci [10]:

$$A \text{ (površina krila)} = 13.860 \text{ m}^2$$

$$V \text{ (brzina uvođenja u zaokret)} = 100 \text{ kt} = 51.44 \text{ m/s (za blagi i oštri zaokret)}$$

$$\phi \text{ (bočni nagib aviona kroz zaokret)} = 30^\circ \text{ (za blagi zaokret)} / 60^\circ \text{ (za oštri zaokret)}$$

Pomoću ovih podataka možemo dobiti potrebne parametre kojih će se pilot morati pridržavati kako bi vodio avion kroz horizontalni zaokret bez promjene visine i brzine.

Potrebno opterećenje koje pilot mora uspostaviti za horizontalni zaokret s bočnim nagibom od  $30^\circ$  može se izračunati kroz sljedeću formulu:

$$n = \frac{1}{\cos\phi} = \frac{1}{\cos(30^\circ)} = 1.15 \text{ g}$$

Pomoću dobivenog opterećenja može se dobiti polumjer zaokreta:

$$V = 100 \text{ kt} = 51.44 \text{ m/s}$$

$$R = \frac{V^2}{g\sqrt{n^2 - 1}} = \frac{51.44^2}{9.81\sqrt{1.15^2 - 1}} = 474.97 \text{ m}$$

Sa poznatim vrijednostima brzine i polumjera zaokreta dobiva se kutna brzina koja je jednaka:

$$\omega = \frac{V}{R} = \frac{51.44}{474.97} = 0.11 \text{ rad/s} = 6.3^\circ/\text{s}$$

Ako se uzima u obzir zaokret sa skretanjem za  $360^\circ$  vrijeme zaokreta biti će jednako:

$$t = \frac{\phi}{\omega} = \frac{360}{6.3} = 57.14 \text{ s}$$

Podaci za izvođenje oštrog zaokreta s bočnim nagibom od  $60^\circ$  dobivaju se na isti način, a vrijednosti su sljedeće:

$$n = \frac{1}{\cos\phi} = \frac{1}{\cos(60^\circ)} = 2 \text{ g}$$

$$R = \frac{V^2}{g\sqrt{n^2 - 1}} = \frac{51.44^2}{9.81\sqrt{2^2 - 1}} = 155.73 \text{ m}$$

$$\omega = \frac{V}{R} = \frac{51.44}{155.73} = 0.33 \text{ rad/s} = 18.9 \text{ }^\circ/\text{s}$$

$$t = \frac{\varphi}{\omega} = \frac{360}{18.9} = 19.04 \text{ s}$$

Iz dobivenih parametara za oba zaokreta vidi se da će za oštri zaokret biti potrebno veće opterećenje nego za blagi zaokret, što će za posljedicu imati manji polumjer zaokreta, stoga i veću kutnu brzinu što znači da će vrijeme trajanja zaokreta biti kraće.

U tablici 3., prema [9] su dane norme za izvođenje zaokreta avionom Zlin 242-L. Ako se usporede dobiveni podaci za oba zaokreta s podacima iz tablice 3. vidi se da opterećenja iz tablice 3. odgovaraju opterećenjima dobivenim iz izračuna. Polumjer zaokreta i vrijeme trajanja zaokreta su nešto drugačiji, ali može se reći da su približno isti. U tablici 3. je prikazana postavka snage kao „Tlak punjenja“. Kod oštrog zaokreta u odnosu na blagi, pilot postavlja punu snagu (29 inHg) motora kako bi održao brzinu 100 kt iz razloga što je potrebno veće opterećenje. U slučaju da bi pilot krenuo u oštri zaokret s postavkom snage istom kao za blagi zaokret, brzina bi opala ispod 100 kt jer bi imao preveliki bočni nagib za danu brzinu što je navedeno kao uzrok unutarnjeg klizanja i nekoordiniranog zaokreta kao što je prethodno navedeno u poglavlju 5 „Pogreške upravljanja avionom u zaokretu“.

**Tablica 3.** Norme za zaokrete, Zlin 242-L

Vrsta zaokreta	Bočni nagib (°)	Brzina (kt)	Tlak punjenja (inHg)	Brzina uzdizanja, silaženja (ft/min)	Opterećenje (g)	Polumjer zaokreta (m)	Trajanje zaokreta (s)
Blagi horizontalni zaokret	30	100	~23	0	1.15	467	60
Oštri zaokret	60	100	puna snaga (29)	0	2	156	22

Izvor: [9]

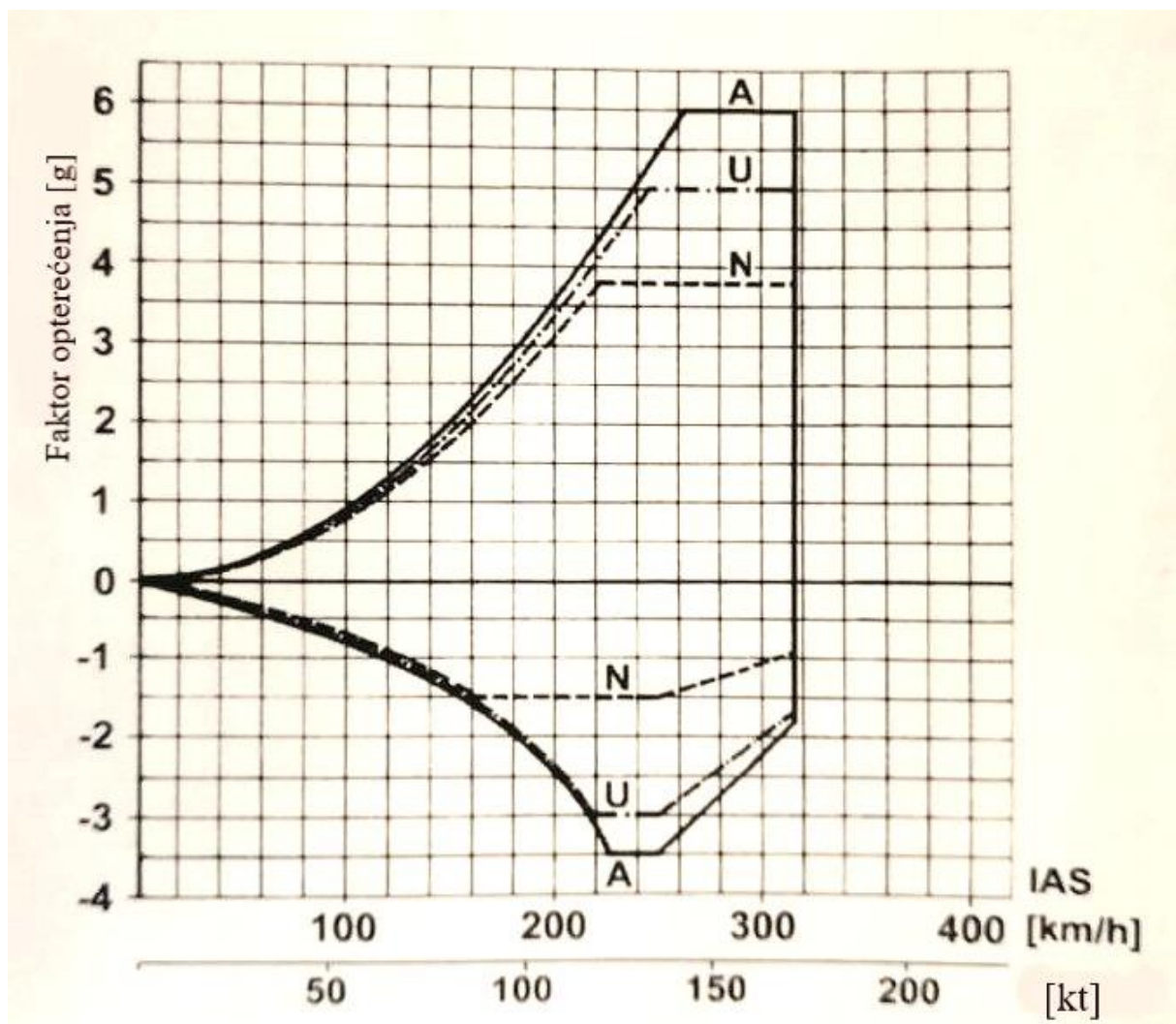


Na slici 12. možemo vidjeti  $V-n$  dijagram za avion Zlin 242-L. Teorija  $V-n$  dijagrama objašnjena je u poglavlju 4, a pomoću ovog dijagrama napraviti će se proračun graničnih vrijednosti parametara kroz horizontalni zaokret. Iz navedenog dijagrama može se vidjeti kako je manevarska envelope napravljena za tri kategorije letenja [10]:

A – ACROBATIC kategorija

U – UTILITY kategorija

N – NORMAL kategorija



**Slika 12.**  $V-n$  dijagram za avion Zlin 242-L  
Izvor: [10]

U ovom slučaju promatrat ćemo „Acrobatic“ kategoriju iz razloga što su u toj kategoriji dopuštena najveća pozitivna i negativna opterećenja u letu. U ovoj kategoriji izvode se svi manevri za koje je avion osposobljen. U tablici 4. koja stoji u priručniku zrakoplova vide se maksimalne vrijednosti faktora opterećenja za pojedinu kategoriju u kojoj avion leti [10].

**Tablica 4.** Maksimalne vrijednosti faktora opterećenja

Category		Load factor „g“	
		+	-
Acrobatic	(A)	6.0	3.5
Utility	(U)	5.0	3.0
Normal	(N)	3.8	1.52

Izvor: [10]

Sa slike 12. i tablice 4. vidi se da je maksimalno pozitivno opterećenje (+)6g. Iz  $V$ - $n$  dijagrama manevarska brzina jednaka je 260 km/h.

$$n_{max} = 6 g$$

$$V^* = 260 \text{ km/h} = 72.2 \text{ m/s}$$

Kao što je objašnjeno u poglavlju 4, avion će s manevarskom brzinom imati minimalni polumjer zaokreta i najveću kutnu brzinu a potrebni bočni nagib za izvođenje ovog zaokreta za kutno skretanje od 360° biti će [3]:

$$\cos\phi = \frac{1}{n_{max}} = \frac{1}{6} = 0.17$$

$$\phi = 80.21^\circ$$

$$R_{min} = \frac{V^{*2}}{g\sqrt{n_{max}^2 - 1}} = \frac{72.2^2}{9.81\sqrt{6^2 - 1}} = 89.82 \text{ m}$$

$$\omega_{max} = \frac{V^*}{R} = \frac{72.2}{89.82} = 0.8 \text{ rad/s} = 46.1^\circ/\text{s}$$

$$t = \frac{\varphi}{\omega} = \frac{360}{46.1} = 7.81 \text{ s}$$

Rezultati pokazuju da će polumjer zaokreta i vrijeme trajanja zaokreta u ovom slučaju biti mnogo manje u odnosu na oštri zaokret, a kutna brzina mnogo veća. Nadalje, prikazat će se ovisnost polumjera zaokreta o faktoru opterećenja i kao primjer uzet će se propisana brzina iz priručnika potrebna za uvođenje u horizontalni zaokret, tj.  $V = 100 \text{ kt}$  koja će bit proračunata s različitim faktorima opterećenja pomoću već prethodno navedene formule (5):

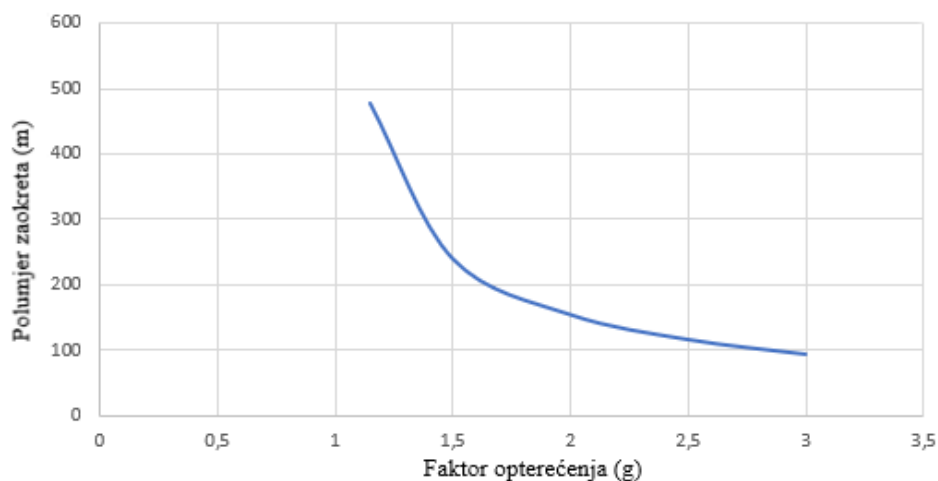
$$R = \frac{V^2}{g\sqrt{n^2 - 1}} \quad (5)$$

Podaci teorijskog izračuna nalaze se u tablici 5.:

**Tablica 5.** Teorijske vrijednosti polumjera zaokreta za određene faktore opterećenja

Faktor opterećenja (g)	1.15	1.5	2.0	2.5	3.0
Polumjer zaokreta (m)	477.97	241.26	155.73	117.72	95.36

Iz slike 13. očigledno je da s većim opterećenjem polumjer zaokreta je manji. To je zbog toga što je polumjer zaokreta obrnuto proporcionalan faktoru opterećenja.



**Slika 13.** Dijagram ovisnosti polumjera zaokreta o faktoru opterećenja

## 6.2 PRORAČUN OPTEREĆENJA U HORIZONTALNOM ZAOKRETU ZA AVION PILATUS PC-9

Pilatus PC-9 (slika 14.), švicarske proizvodnje je, isto kao i Zlin 242-L, avion dizajniran za osnovnu i naprednu obuku pilota, za letenje noću i u instrumentalnim uvjetima. U odnosu na Zlin 242-L, Pilatus PC-9 je veći avion s turbo-elisnim motorom koji ima veću snagu i opremljen je tandem sjedalima na način da instruktor sjedi iza učenika letača ili ispred, ovisno o vrsti obuke. Hrvatsko ratno zrakoplovstvo koristi određen broj aviona kao što su Zlin 242-L i Pilatus-PC 9 [6].



**Slika 14.** Avion Pilatus PC-9(M)

Izvor : [13]

U ovom potpoglavlju će se kao i u prethodnom, proračunati parametri leta za blagi ( $30^\circ$ ) i oštri ( $60^\circ$ ) horizontalni zaokret (potrebno opterećenje, polumjer zaokreta, kutna brzina i vrijeme trajanja zaokreta), ali u ovom slučaju za avion Pilatus PC-9.

Iz priručnika zrakoplova za Pilatus PC-9 izvučeni su sljedeći podaci [11]:

$A$  (površina krila) =  $16.283 \text{ m}^2$

$V$  (brzina uvođenja u zaokret) =  $210 \text{ kt} = 108.03 \text{ m/s}$  (za blagi i oštri zaokret)

$\phi$  (bočni nagib aviona kroz zaokret) =  $30^\circ$  (za blagi zaokret) /  $60^\circ$  (za oštri zaokret)

Rezultati su predočeni u tablici 6.:

**Tablica 6.** Proračunati parametri horizontalnog zaokreta za avion Pilatus PC-9

Vrsta zaokreta	Bočni nagib ( $^\circ$ )	Brzina (kt)	Vrijeme trajanja	Opterećenje (g)	Polumjer zaokreta (m)	Kutna brzina ( $^\circ/\text{s}$ )
Blagi horizontalni zaokret	30	210	2.1 min	1.15	2094.86	2.9
Oštri zaokret	60	210	39.3 s	2	686.85	9.2

Ako se usporede podaci dobiveni proračunom iz tablice 6. s podacima iz priručnika tehnike pilotiranja za Pilatus PC-9 (tablica 7.), očigledno je da su potrebna opterećenja za zaokret identična, no vrijeme trajanja se nešto razlikuje ali je približno isto. Naravno, ovo su podaci koji vrijede za idealne uvjete bez vjetera i drugih čimbenika koji utječu na norme za zaokret.

**Tablica 7.** Norme za zaokrete, Pilatus PC-9

Vrsta zaokreta	Bočni nagib (°)	Režim rada motora	Brzina (kt)	Vrijeme trajanja	Opterećenje (g)
Blagi horizontalni zaokret	30	37 psi	210	2.5 min	1.15
Oštri zaokret	60	40-43 psi	210	45 s	2

Izvor: [6]

### 6.3 USPOREDBA STANDARDNOG HORIZONTALNOG ZAOKRETA ZA ZLIN 242-L I PILATUS PC-9

U ovom potpoglavlju napraviti će se proračun iz kojeg će se dobiti potreban bočni nagib za izvođenje standardnog horizontalnog zaokreta za avione Zlin 242-L i Pilatus PC-9 te će se dobiveni rezultati međusobno usporediti.

Koristit će se od prije poznate formule, tj. iz poglavlja 6. samo obrnutim redoslijedom jer će se u proračun krenuti s kutnom brzinom ( $\omega$ ) koja je jednaka 3 °/s kao što je u teoriji zadano za standardni horizontalni zaokret s trajanjem od 2 min.

Brzine uvođenja u zaokret:

$$Zlin\ 242 - L \rightarrow V = 100kt = 51.44\ m/s$$

$$Pilatus\ PC - 9 \rightarrow V = 210kt = 108.03\ m/s$$

pa stoga vrijedi izraz (15) [3]:

$$R = \frac{V}{\omega} \quad (15)$$

$V$  [m/s] – brzina uvođenja u zaokret

Zatim će se pomoću polumjera zaokreta i brzine za uvođenje u zaokret izračunati potrebno opterećenje prema izrazu (16) [3]:

$$n = \sqrt{\frac{V^4}{(Rg)^2} + 1} \quad (16)$$

Iz sljedećeg izraza (17) dobiti ćemo potreban bočni nagib [3]:

$$\arccos\phi = \frac{1}{n} \quad (17)$$

U tablici 8. nalaze se rezultati proračuna:

**Tablica 8.** Vrijednosti normi standardnog horizontalnog zaokreta proračunate za Zlin 242-L i Pilatus PC-9

Standardni horizontalni zaokret	Brzina uvođenja (kt)	Vrijeme trajanja (min)	Kutna brzina (°/s)	Polumjer zaokreta (m)	Opterećenje (g)	Bočni nagib (°)
Zlin 242-L	100	2	3	1028.8	1.03	14
Pilatus PC-9	210	2	3	2160.6	1.14	29

Iz tablice 8. vidi se kako su bočni nagibi kod standardnog horizontalnog zaokreta za svaki avion različiti. Uzrok tome je drugačija brzina uvođenja u zaokret, tj. Pilatus PC-9 će zbog veće brzine uvođenja imati veći polumjer zaokreta što za posljedicu ima veći bočni nagib dok će Zlin 242-L imati manji polumjer zaokreta zbog manje brzine uvođenja te će mu s toga biti potreban manji bočni nagib kroz zaokret da bi na kraju oba aviona napravila kutno skretanje za 360° u trajanju od 2 min.

## 7. ZAKLJUČAK

Poznato je da je horizontalni zaokret jedna od temeljnih stvari koje pilot mora usavršiti kako bi mogao nastaviti obuku na nekoj letjelici. Kao što je već prethodno napomenuto, zaokret služi za promjenu pravca leta, pa tako i za horizontalni zaokret vrijedi isto, pod uvjetom da ne dođe do promjene visine. Horizontalni zaokret može se izvoditi pri raznim brzinama i bočnim nagibima, ali tu dolazi do promjene potrebnih parametara kao što je opterećenje tijekom zaokreta koje pilot mora postaviti i zadržati da bi avion ostao u horizontalnoj ravnini. Avion neće mijenjati visinu ako su vertikalna komponenta uzgona i težina jednake. U ovom završnom radu prikazana je međuzavisnost ostalih parametara s faktorom opterećenja. Što je veći kut poprečnog nagiba aviona, pilot će morati ostvariti veće opterećenje. U slučaju da pilot postavi veće opterećenje nego što je potrebno za određeni bočni nagib, brzina će se smanjiti i avion će imati tendenciju povećati visinu. U suprotnoj situaciji, gdje bi pilot postavio manje opterećenje nego što je potrebno za određeni bočni nagib, brzina će se povećati a avion će imati tendenciju smanjiti visinu. Kao što veći bočni nagib zahtijeva veće opterećenje tako i o njemu ovise polumjer zaokreta, kutna brzina i vrijeme trajanja zaokreta. S većim opterećenjem polumjer zaokreta i vrijeme trajanja bit će manji s obzirom na kutnu brzinu koja će biti veća. Minimalni polumjer zaokreta s najvećom kutnom brzinom može se dobiti pomoću manevarske brzine iz manevarske envelope leta koja se nalazi u priručniku svakog pojedinog zrakoplova. Manevarska envelope leta također služi pilotu da provjeri maksimalne vrijednosti faktora opterećenja pri pojedinim brzinama kako ne bi ugrozio sigurnost sebe i putnika. Prekoračenjem maksimalnih vrijednosti dolazi do sloma uzgona ili oštećenja konstrukcije aviona ovisno o tome hoće li s povećanjem opterećenja koeficijent uzgona prvo dostići maksimalnu vrijednost ili točku u kojoj će doći do oštećenja konstrukcije. Ova ograničenja izvedena su za pozitivne i negativne vrijednosti faktore opterećenja kao i za maksimalnu brzinu nakon koje također dolazi do oštećenja konstrukcije. Jedna od najčešćih pogrešaka pilota u zaokretu je klizanje u vanjsku ili unutarnju stranu zaokreta što pilot ispravlja pomoću korištenja nožnih komandi koje uzrokuju pomak kormila pravca. Na taj način, pilot ispravlja klizanje aviona uz pomoć inklinometra i tako uspostavlja koordinirani zaokret. Horizontalni zaokreti koji se najčešće izvode su zaokret s  $30^\circ$  i  $60^\circ$  bočnog nagiba. Norme za ove zaokrete su navedene pojedinačno za svaki avion u priručnicima tehnike pilotiranja avionom kojim pilot leti. Međutim, kako je opterećenje uvijek jednako  $1/\cos(\varphi)$ , ono neće ovisiti o vrsti zrakoplova, tj. opterećenje za izvođenje horizontalnog zaokreta s bočnim nagibom  $60^\circ$  ili bilo kojeg drugog manevra za avion Zlin 242-L ili Pilatus PC-9 biti će isto. Proračuni karakterističnih vrijednosti parametara kroz

horizontalni zaokret za ove avione izvedeni su u poglavlju 5., iz čega se može zaključiti da će Pilatus PC-9 u odnosu na Zlin 242-L imati veće polumjere i duže vrijeme trajanja zaokreta te manje kutne brzine iz razloga što iste zaokrete izvode pri većoj brzini. Pri izvođenju standardnog horizontalnog zaokreta Zlin 242-L će trebati manji bočni nagib u odnosu na Pilatus PC-9 zbog različite brzine uvođenja u zaokret kako bi oba aviona izveli zaokret za 2 min za kutno skretanje od 360°.



## LITERATURA

- [1] S. Janković: „Mehanika leta zrakoplova“, Sveučilište u Zagrebu, FSB, 2002.
- [2] JAR ATPL - Theoretical Knowledge Manual - Principles of Flight, Oxford Aviation Training and Jeppesen GmbH
- [3] Franjković, D., Krajček Nikolić, K.: Zbirka riješenih zadataka iz Teorije leta II, FPZ, Zagreb, 2015.
- [4] Anderson, J.D., Jr.: Introduction to Flight, WCB/McGraw-Hill International Editions, 4th edition, 2000.
- [5] Bucak T.: Zrakoplovni instrumenti i prikaznici, Fakultet prometnih znanosti, Zagreb, 2002.
- [6] Tehnika pilotiranja: osnovno i akrobatsko letenje: Pilatus PC-9M/ Adrian Celija, Željko Ninić. – Zagreb: Fakultet prometnih znanosti, 2002.
- [7] Novak D.: Zrakoplovna prostorna navigacija, Fakultet prometnih znanosti, Zagreb, 2015.
- [8] Wikipedia. Preuzeto sa: [https://en.wikipedia.org/wiki/Load\\_factor\\_\(aeronautics\)](https://en.wikipedia.org/wiki/Load_factor_(aeronautics))  
[Pristupljeno: kolovoz 2021.]
- [9] Temeljno i akrobatsko letenje: Zlin 242-L/ Goran Valečić
- [10] Airplane Flight Manual Z242L, Moravan Aviation Ltd., Otrokovice, 2021.
- [11] Aircraft Flight Manual PC-9, Pilatus Aircraft Ltd., 1998.
- [12] Hrvatski vojnik portal. Preuzeto sa: <https://hrvatski-vojniki.hr/prvi-zlinovi-242-l-u-hrz-u-i-pzo-u/> [Pristupljeno: 20.08. 2021.]
- [13] Vojni pilot portal. Preuzeto sa: <https://vojnipilot.hr/obrazovanje/> [Pristupljeno: 20.08. 2021.]
- [14] Flight Literacy portal. Preuzeto sa: <https://www.flightliteracy.com/gyroscopic-instruments-part-two-turn-indicators/> [Pristupljeno: 7.8.2021.]

## POPIS SLIKA

<b>Slika 1.</b> Avion u horizontalnom zaokretu .....	2
<b>Slika 2.</b> Djelovanje sila na avion u horizontalnom zaokretu .....	5
<b>Slika 3.</b> Povećanje sila u zaokretu .....	6
<b>Slika 4.</b> Odnos između faktora opterećenja i kuta bočnog nagiba aviona .....	7
<b>Slika 5.</b> V-n dijagram.....	9
<b>Slika 6.</b> Prikaznik skretanja i klizanja zajedno s inklinometrom .....	12
<b>Slika 7.</b> Avion u koordiniranom zaokretu.....	13
<b>Slika 8.</b> Avion u desnom nekoordiniranom zaokretu .....	13
<b>Slika 9.</b> Avion u desnom nekoordiniranom zaokretu .....	14
<b>Slika 10.</b> Faze zaokreta .....	16
<b>Slika 11.</b> Zlin 242-L.....	16
<b>Slika 12.</b> V-n dijagram za avion Zlin 242-L.....	19
<b>Slika 13.</b> Dijagram ovisnosti polumjera zaokreta o faktoru opterećenja .....	21
<b>Slika 14.</b> Avion Pilatus PC-9(M).....	22

## POPIS TABLICA

<b>Tablica 1.</b> Norme za zaokrete, Pilatus PC-9.....	6
<b>Tablica 2.</b> Maksimalni faktori opterećenja za kategorije zrakoplova.....	11
<b>Tablica 3.</b> Norme za zaokrete, Zlin 242-L .....	18
<b>Tablica 4.</b> Maksimalne vrijednosti faktora opterećenja .....	20
<b>Tablica 5.</b> Teorijske vrijednosti polumjera zaokreta za određene faktore opterećenja .....	21
<b>Tablica 6.</b> Proračunati parametri horizontalnog zaokreta za avion Pilatus PC-9 .....	22
<b>Tablica 7.</b> Norme za zaokrete, Pilatus PC-9.....	23
<b>Tablica 8.</b> Vrijednosti normi standardnog horizontalnog zaokreta proračunate za Zlin 242-L i Pilatus PC-9.....	24



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 **IZRAČUN OPTEREĆENJA AVIONA TIJEKOM ZAOKRETA U**

**HORIZONTALNOJ RAVNINI**

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

Student/ica:

U Zagrebu, 3.9.2021 \_\_\_\_\_

*Fran Horvat*  
\_\_\_\_\_  
(potpis)