Simulacija leta aviona opće avijacije u nestandardnoj atmosferi s vjetrom

Car, Patrik

Master's thesis / Diplomski rad

2021

Degree Grantor / Ustanova koja je dodijelila akademski / stručni stupanj: **University of Zagreb, Faculty of Mechanical Engineering and Naval Architecture / Sveučilište u Zagrebu, Fakultet strojarstva i brodogradnje**

Permanent link / Trajna poveznica: https://urn.nsk.hr/urn:nbn:hr:235:944375

Rights / Prava: In copyright / Zaštićeno autorskim pravom.

Download date / Datum preuzimanja: **2024-03-28**

Repository / Repozitorij:

Repository of Faculty of Mechanical Engineering and Naval Architecture University of Zagreb



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

DIPLOMSKI RAD

Patrik Car

Zagreb, 2021.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

DIPLOMSKI RAD

SIMULACIJA LETA AVIONA OPĆE AVIJACIJE U NESTANDARDNOJ ATMOSFERI S VJETROM

Mentor: Student:

Prof. dr. sc. Milan Vrdoljak, dipl. ing. Patrik Car

Zagreb, 2021.

Izjavljujem da sam ovaj rad izradio samostalno koristeći znanja stečena tijekom studija i navedenu literaturu.

Patrik Car



Zahvaljujem se prof.dr.sc. Milanu Vrdoljaku na nesebičnoj pomoći, trudu i vremenu koje je posvetio izradi ovog rada kao moj mentor. Želio bih mu se također zahvaliti na njegovoj dostupnosti, za literaturu i za svaku pruženu priliku za rješavanje dodatnih izazova u stvaranju ovog rada. Također, zahvaljujem mu se na svim savjetima i ugodnim razgovorima tokom diplomskog studija.

Zahvaljujem se kolegi Marijanu Andriću na velikoj tehničkoj podršci tokom izrade ovog rada te pripremi simulatora leta za bezbrižno obavljanje testnih letova.

Zahvaljujem se kolegi Marinu Ivankoviću na posudbi opreme potrebne za izvođenje testnih letova u simulatoru leta i na pristanku da bude ispitni pilot za simulator leta.

Zahvaljujem se Josipu Halaszu, Franu Vinceu i dr. sc. Darku Ivančeviću na pristanku da budu ispitni piloti za simulator leta.

Zahvaljujem se svim kolegama s FSBa i drugih fakulteta koji su svojim savjetima i nesebično utrošenim vremenom doprinijeli sažetosti i kvaliteti ovog rada.

Zahvaljujem se svojoj majci i bratu koji su mi bili potpora tijekom cijelog perioda studiranja koje je bilo puno izazova kako u akademskom dijelu tako i u privatnom. Želim se posebno zahvaliti majci koja mi je omogućila studiranje na Fakultetu za brodogradnju i strojarstvo i život izvan mjesta prebivališta. Zahvaljujem se i djevojci Beniti na pruženoj potpori i strpljenju tijekom pisanja ovog diplomskog rada.

Zahvalio bih se dragom Bogu za sva darovana znanja i vještine i za sve svoje kolege i prijatelje koji su mi pomogli da ovaj studij ostane jedno nezaboravno iskustvo.

Patrik Car



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE
Središnje povjerenstvo za završne i diplomske ispite
Povjerenstvo za završne i diplomske ispite studija zrakoplovstva

Sveučilište u Zagrebu Fakultet strojarstva i brodogradnje	
Datum	Prilog
Klasa: **602 - 04 / 21 - 6 / 1**	
Ur.broj: **15 - 1703 - 21 -**	

DIPLOMSKI ZADATAK

Student: **Patrik Car** JMBAG: 0035202148

Naslov rada na hrvatskom jeziku: **Simulacija leta aviona opće avijacije u nestandardnoj atmosferi s vjetrom**

Naslov rada na engleskom jeziku: **Flight simulation of general aviation aircraft in non-standard atmosphere with wind**

Opis zadatka:

Od interesa je simulacije leta odabranih zadaća provesti u realnim uvjetima okoline, a jedan element takvih uvjeta je nestandardna atmosfera. Primjeri nestandardnih atmosfera, poput toplog ili hladnog dana, definirani su standardima (MIL-HDBK-310 ili MIL-STD210). Također, u realnim atmosferskim uvjetima prisutnost vjetra gotovo je neizbježna, ali ne samo konstantnog vjetra po intenzitetu i po pravcu, već i turbulentnog vjetra. Takav model turbulentnog vjetra koji opisuje udare vjetra, promjenjivih komponenti brzine, zanimljiv je za analizu dinamike letjelice za što se uobičajeno primjenjuje jedan od dva modela: Drydenov ili von Karmanov model turbulentnog vjetra.

Za realniju simulaciju leta, posebice u opisanim uvjetima, također je važno za pilota modelirati instrumente odnosno signale koji s realnih senzora dostupnih na letjelici dolaze na njene instrumente. Instrumenti imaju značajnu ulogu kod simulacija s pilotom u petlji te za provedbu ocjene kvalitete upravljanja i opterećenja pilota. Navedene ocjene kvalitete upravljanja mogu biti određene objektivno na osnovu mjerljivih parametara leta ili subjektivnom ocjenom pilota.

Predmet ovog rada je unaprjeđenje postojeće simulacijske platforme za zrakoplov opće avijacije (poput aviona Cessna 172) s navedenim elementima. Konkretno, u radu je potrebno:

- u postojeću simulacijsku platformu uključiti odabrani model nestandardne atmosfere;
- prilagoditi postojeću simulacijsku platformu za provedbu simulacije leta s utjecajem vjetra, pri tome implementirati odabrani model turbulentnog vjetra;
- proširiti simulacijsku platformu modelom instrumenata tipičnih za promatrani avion;
- provesti simulacije s pilotom u petlji za model aviona opće avijacije koristeći prikaz instrumenata u uvjetima nestandardne atmosfere s vjetrom;
- na razvijenoj simulacijskoj platformi provesti objektivne i subjektivne ocjene razine kvalitete upravljanja te opterećenja pilota u obavljanju zadaća koje uključuju elemente realne atmosfere.

U radu je potrebno navesti korištenu literaturu i eventualno dobivenu pomoć.

Zadatak zadan:	Datum predaje rada:	Predviđeni datumi obrane:
4. ožujka 2021.	6. svibnja 2021.	10. – 14. svibnja 2021.

Zadatak zadao:

Prof. dr. sc. Milan Vrdoljak

Predsjednik Povjerenstva:

Prof. dr. sc. Milan Vrdoljak

SADRŽAJ

SADRŽAJ I
POPIS SLIKA III
POPIS TABLICA V
POPIS OZNAKA VI
SAŽETAK IX
SUMMARY X
1. UVOD 1
2. ATMOSFERA 3
2.1. Nestandardna atmosfera 5
2.2. Ograničenja i pretpostavke rada: 7
3. RAZMATRANI ZRAKOPLOV 8
4. PERFORMANSE ZRAKOPLOVA 13
4.1. Pogonska grupa 13
4.2. Polara 15
4.3. Ovojnica zrakoplova 16
4.4. Dolet i autonomija zrakoplova 19
5. VJETAR 22
5.1. Prosječan vjetar 22
5.2. Promjenjivi vjetar u graničnom sloju zemlje 24
5.3. Atmosferska turbulencija 29
5.4. Realizacija Drydenovog filtera 34
5.5. Analiza Drydenovog filtera 38
5.6. Ukupni vjetar 42
5.7. Implementacija vjetra u 6DOF model 44
6. SIMULATOR 50
6.1. FlightGear 52
6.2. Model simulacije 52
6.3. Instrumenti 55
6.3.1. Efekti nestandardne atmosfere na visinomjer 56
7. OBJEKTIVNA I SUBJEKTIVNA ANALIZA 58
7.1. Opterećenje pilota 58
7.2. Ispitni piloti 60
7.3. Priprema zadataka 61
7.3.1. Održavanje horizontalnog pravocrtnog leta 61
7.3.2. Održavanje horizontalnog pravocrtnog leta uz bočnu turbulenciju 61
7.3.3. Održavanje horizontalnog pravocrtnog leta uz vertikalnu turbulenciju 62
7.3.4. Praćenje „glide slope“ indikatora na prilazu za slijetanje 62
7.3.5. Praćenje „glide slope“ indikatora na prilazu za slijetanje uz bočnu turbulenciju 63

7.3.6. Praćenje „glide slope“ indikatora na prilazu za slijetanje uz prisutnost bočnog vjetra 63
7.4. Ispitna procedura 64
7.5. Ljestvice ocjena 65
7.6. Analiza rezultata 66
7.6.1. Prvi zadatak - Održavanje horizontalnog pravocrtnog leta 66
7.6.2. Drugi zadatak - Održavanje horizontalnog pravocrtnog leta uz bočnu turbulenciju 67
7.6.3. Treći zadatak - Održavanje horizontalnog pravocrtnog leta uz vertikalnu turbulenciju 70
7.6.4. Peti zadatak - Praćenje „glide slope“ indikatora na prilazu za slijetanje uz bočnu turbulenciju 73
7.6.5. Šesti zadatak - Praćenje „glide slope“ indikatora na prilazu za slijetanje uz prisutnost bočnog vjetra 75
7.7. Subjektivna ocjena kvalitete upravljanja 80
7.7.1. Komentari pilota 81
7.8. Pilotski unos 82
8. ZAKLJUČAK 83
LITERATURA 85
PRILOZI 87

POPIS SLIKA

Slika 1. Raspored temperatura za nestandardnu atmosferu [3] 6
Slika 2. Raspored tlakova za nestandardnu atmosferu [3] 6
Slika 3. Raspored gustoća za nestandardnu atmosferu 7
Slika 4. Cessna 172 Skyhawk 8
Slika 5. Tehnička skica zrakoplova Cessna 172 9
Slika 6. Raspoloživa snaga motora u ovisnosti o aerodinamičkoj brzini i atmosferi 13
Slika 7. Raspoloživa snaga motora u ovisnosti o visini i atmosferi 14
Slika 8. Specifična potrošnja goriva 15
Slika 9. Dijagram polare zrakoplova 16
Slika 10. Usporedba ovojnica za različite atmosfere uz Ps=0 m/s i Ps=5m/s 17
Slika 11. Višak specifične snage Ps za „Standard“ tip atmosfere 18
Slika 12. Prikaz brzina penjanja u različitim atmosferama 19
Slika 13. Raspon doleta zrakoplova za odabrane atmosfere 20
Slika 14. Raspon najduljeg trajanja leta za odabrane atmosfere 21
Slika 15. Profil intenziteta brzine vjetra sa visinom (V_{w915}*=1 m/s,* V_w*=0 m/s*) 25
Slika 16. Varijacija prosječne brzine vjetra s visinom (logaritamska funkcija) [11] 26
Slika 17. Komponente brzine vjetra ($\boldsymbol{\chi = \psi w}$) 27
Slika 18. Komponente brzine vjetra pri različitom pravcu leta ($\boldsymbol{\chi = 0°, \psi w = 90°}$) 28
Slika 19. Komponente brzine vjetra pri različitom pravcu leta ($\boldsymbol{\chi = 0°, \psi w = 180°}$) 28
Slika 20. Blok shema generiranja vjetra po Drydenovoj spektralnoj raspodjeli snage 31
Slika 21. Spektralna raspodjela snage $\boldsymbol{\Phi\Omega}$ za različita stanja atmosfere 33
Slika 22. Bijeli šum na ulazu u Drydenov filter 38
Slika 23. Stohastične komponente brzine turbulentnog vjetra dobivene kao izlaz iz Drydenovog filtra 39
Slika 24. Komponente derivacije stohastične brzine 40
Slika 25. Stohastične komponente brzine turbulentnog vjetra pri različitim razinama turbulencije 41
Slika 26. Komponente turbulentnog vektora brzine vjetra u ponavljajućoj sekvenci 42
Slika 27. Ukupne komponente vektora brzine vjetra u brzinskom koordinatnom sustavu 43
Slika 28. Komponente derivacije vektora brzine vjetra u brzinskom koordinatnom sustavu 44
Slika 29. Brzinski koordinatni sustav [6] 45
Slika 30. Napadni kut i kut klizanja [6] 46
Slika 31. Pojednostavljeni funkcionalni model simulatora leta [9] 52
Slika 32. Prikaz SIMULINK modela 53
Slika 33. Upravljačke komande sa pilotskim(desno) i instruktorskim zaslonom(lijevo) 54
Slika 34. Prikaz simulacijske platforme 55
Slika 35. Utjecaj nestandardne temperature na visinomjer [17] 56
Slika 36. Prikaz instrumentalne ploče zrakoplova Cessna 172R 57
Slika 37. Prikaz instrumenata na zaslonu ispred pilota 57
Slika 38. Vizualni signal obilježen crvenim markerima u zraku na prilazu za slijetanje 63
Slika 39. Prikaz ispitivača i pilota za vrijeme simulacijskog leta 64
Slika 40. Prikaz visina leta tijekom simulacije 67
Slika 41. Prikaz brzina leta tijekom simulacije 68
Slika 42. Prikaz pravca leta tijekom simulacije 68
Slika 43. Pomak upravljačke površine krilca 69
Slika 44. Prikaz kuta valjanja 69
Slika 45. Prikaz kutne brzine valjanja 69

Slika 46. Prikaz visina leta tijekom simulacije (zadatak 3)..... 70
Slika 47. Prikaz brzina leta tijekom simulacije (zadatak 3)..... 70
Slika 48. Prikaz pravca leta tijekom simulacije (zadatak 3)..... 71
Slika 49. Pomak kormila dubine (zadatak 3)..... 71
Slika 50. Napadni kut (zadatak 3)..... 71
Slika 51. Kut propinjanja (zadatak 3)..... 72
Slika 52. Kut penjanja (zadatak 3)..... 72
Slika 53. Kutne brzina propinjanja (zadatak 3)..... 72
Slika 54. Visina i brzina leta..... 73
Slika 55. Pravac leta i napadni kut..... 74
Slika 56. Upravljačke površine..... 74
Slika 57. Kut propinjanja i kut valjanja..... 75
Slika 58. Kutna brzina propinjanja i kutna brzina valjanja..... 75
Slika 59. Usporedba visina leta..... 76
Slika 60. Usporedba brzina leta..... 76
Slika 61. Usporedba kuta zanosa..... 77
Slika 62. Napadni kutevi..... 77
Slika 63. Usporedba pomaka kormila dubine..... 77
Slika 64. Usporedba pomaka krilaca..... 78
Slika 65. Kutevi propinjanja..... 78
Slika 66. Kutevi valjanja..... 78
Slika 67. Kutne brzine propinjanja..... 79
Slika 68. Kutne brzine valjanja..... 79

POPIS TABLICA

Tablica 1 Karakteristične duljine zrakoplova Cessna-172 [5] 9
Tablica 2 Unutarnje dimenzije kabine [5] 10
Tablica 3 Karakteristične površine zrakoplova [5] 11
Tablica 4 Vrijednosti vezane uz opterećenje konstrukcije [5] 11
Tablica 5 Performanse zrakoplova Cessna 172 [5] 12
Tablica 6 Vrhunac leta u ovisnosti o atmosferi 18
Tablica 7 Maksimalna brzina penjanja u ovisnosti o atmosferi 19
Tablica 8 Profil ispitnih pilota 60
Tablica 9 Tro-razinska klasifikacija C – H ocjenjivanja 65
Tablica 10 Podaci o zadanom trimu i postotku snage 66
Tablica 11 Ocjene kvalitete upravljanja 80

POPIS OZNAKA

a	m/s	Brzina zvuka
b	m	Raspon krila
c	m	Duljina tetive krila
C_D	[-]	Koeficijent sile otpora
C_{D0}	[-]	Koeficijent nultog otpora sile
C_L	[-]	Koeficijent sile uzgona
C_{LE}	[-]	Koeficijent sile uzgona za maksimalno trajanje leta
C_{LR}	[-]	Koeficijent sile uzgona za najveći dolet
C_P	kg/Ws	Specifična potrošnja goriva
E	s	Maksimalno trajanje leta
$\mathbf{F}^A$	N	Vektor ukupne aerodinamičke sile
$\mathbf{F}^P$	N	Vektor ukupne pogonske sile
F_X	N	Komponenta pogonske sile u smjeru x osi k.s. letjelice
F_Y	N	Komponenta pogonske sile u smjeru y osi k.s. letjelice
F_Z	N	Komponenta pogonske sile u smjeru z osi k.s. letjelice
g	m/s^2	Zbroj akceleracije sile teže i centrifugalne aceleracije
H	m	Visina leta zrakoplova
$\mathbf{I}$	kgm^2	Tenzor inercije
$\mathbf{I}_0$	kgm^2	Tenzor inercije u početnom trenutku
I_X	kgm^2	Moment inercije za rotaciju oko x osi k.s. letjelice
I_Y	kgm^2	Moment inercije za rotaciju oko y osi k.s. letjelice
I_Z	kgm^2	Moment inercije za rotaciju oko z osi k.s. letjelice
L^A	Nm	Moment valjanja aerdoinamičke sile
L_b	K/m	Gradijent temperature
L_u	m	Skalirana duljina brzine poremećaja po x-osi
L_v	m	Skalirana duljina brzine poremećaja po y-osi
L_w	m	Skalirana duljina brzine poremećaja po z-osi
$\mathbf{L}_{FO}$	[-]	Matrica transformacije iz nošenog k.s. u k.s. letjelice
$\mathbf{L}_{LF}$	[-]	Matrica transformacije iz k.s. letjelice u lokalni k.s.
$\mathbf{L}_{OL}$	[-]	Matrica transformacije iz lokalnog u nošeni k.s.
$\mathbf{L}_x$	[-]	Matrica transformacije za rotaciju oko osi x
$\mathbf{L}_y$	[-]	Matrica transformacije za rotaciju oko osi y
$\mathbf{L}_z$	[-]	Matrica transformacije za rotaciju oko osi z
m	kg	Masa zrakoplova
m_g	kg	Masa goriva
M	kmol/kg	Molarna masa
$\mathbf{M}^A$	Nm	Vektor momenta aerodinamičke sile
$\mathbf{M}^F$	Nm	Vektor momenta pogonske sile

p	Pa	Tlak zraka
p	rad/s	Kutna brzina valjanja zrakoplova
P_{mot}	W	Snaga koju motor daje
P_S	m/s	Višak specifične snage
q	rad/s	Kutna brzina propinjanja zrakoplova
r	rad/s	Kutna brzina skretanja zrakoplova
$\mathbf{r}$	m	Radijvektor
R	m	Dolet
R_m	J/kgk	Opća plinska konstanta
$\mathbf{R}$	N	Vektor rezultantne sile na zrakoplov
$\mathbf{s}$	[-]	Vektor stava zrakoplova
t	s	Vrijeme
T	N	Iznos pogonske sile
T	K	Temperatura okolnog zraka
u	m/s	Komponenta aerodinamičke brzine u smjeru x osi k.s. letjelice
u_K	m/s	Komponenta brzine zrakoplova u smjeru x osi k.s. letjelice
u_w	m	Komponenta brzine vjetra u smjeru x osi k.s. letjelice
V	m/s	Aerodinamička brzina
v	m/s	Komponenta aerodinamičke brzine u smjeru y osi k.s. letjelice
v_K	m/s	Komponenta brzine zrakoplova u smjeru y osi k.s. letjelice
$\mathbf{V}_K$	m/s	Vektor brzine zrakoplova u k.s. letjelice
V_{stall}	m/s	Brzina sloma uzgona
V_v	m/s	Brzina penjanja
V_w	m/s	Ukupna brzina vjetra
V_{wsr}	m/s	Brzina srednjeg vjetra
V_{wgr}	m/s	Brzina vjetra graničnog sloja
v_w	kg	Komponenta brzine vjetra u smjeru x osi k.s. letjelice
w	m/s	Komponenta aerodinamičke brzine u smjeru z osi k.s. letjelice
w_K	m/s	Komponenta brzine zrakoplova u smjeru x osi k.s. letjelice
w_w	rad	Komponenta brzine vjetra u smjeru x osi k.s. letjelice
W	N	Težina zrakoplova
$\mathbf{x}$	[-]	Vektor stanja
x	m	x koordinata središta mase zrakoplova u lokalnom k.s.
X^A	N	Komponenta aerodinamičke sile u smjeru x osi k.s. letjelice
y	m	y koordinata središta mase zrakoplova u lokalnom k.s.
Y^A	N	Komponenta aerodinamičke sile u smjeru y osi k.s. letjelice
z	m	z koordinata središta mase zrakoplova u lokalnom k.s.
Z^A	N	Komponenta aerodinamičke sile u smjeru z osi k.s. letjelice
α	rad	Napadni kut
β	rad	Kut klizanja

γ	rad	Kut penjanja
η	[-]	Efikasnost propelera
δ_{l}	rad	Kut otklona krilaca
δ_{m}	rad	Kut otklona kormila dubine
δ_{n}	rad	Kut otklona kormila pravca
θ	rad	Kut propinjanja zrakoplova
ρ	kg/m^3	Gustoća zraka
σ_u	m/s	Standardna devijacija intenziteta brzine poremećaja po x-osi
σ_v	m/s	Standardna devijacija intenziteta brzine poremećaja po y-osi
σ_w	m/s	Standardna devijacija intenziteta brzine poremećaja po z-osi
φ	rad	Kut valjanja zrakoplova
Φ_u	[-]	Spektar brzine poremećaja po x-osi
Φ_v	[-]	Spektar brzine poremećaja po y-osi
Φ_w	[-]	Spektar brzine poremećaja po z-osi
χ	rad	Kut skretanja zrakoplova, pravac vektora brzine leta
ψ_w	rad	Smjer iz kojeg vjetar puše
ψ	rad	Kut zanosa letjelice
$\boldsymbol{\Omega}$	rad/s	Vektor rotacije zrakoplova u lokalnom k.s.

SAŽETAK

Glavni cilj ovoga rada je modeliranje i implementacija modela atmosfere u simulator leta koji simulira let trenažnog propelerskog zrakoplova generalne avijacije. U fokusu rada je analiza i primjena različitih vrijednosti parametara vezanih za model atmosfere na značajke performansi, kao i na simualcije u realnom vremenu s pilotom u petlji. Model atmosfere ugrađen je kao podređeni sustav u postojeći simulacijski model leta u MATLAB-u i SIMULINK-u. Ovaj model nam omogućuje određivanje nekih važnih i korisnih veličina vezanih za atmosferu oko zrakoplova. Ugrađeni model atmosfere sastoji se od: modela standardne atmosfere prema ISO standardu, modela nestandardne atmosfere, modela vjetra i odabranog modela turbulentnog vjetra. Model nestandardne atmosfere podijeljen je na četiri tipa atmosfere koji su izrađeni preko podataka iz vojnih standarda. Vjetar je podijeljen na konstantan vjetar i vjetar u graničnom sloju, dok je za modeliranje turbulentnog vjetra za potrebe simulacije odabran Dryden-ov model. Razmatrani zrakoplov ovog rada je Cessna 172 za kojeg su prikazane i pojedine performanse u različitim tipovima atmosfere. Isto tako unaprijeđeni su pojedini postojeći sustavi upravljanja zrakoplovom i instrumenti potrebni za vizualizaciju podataka tokom simulacije leta. U svrhu evaluacije ugrađenog modela napravljeni su zadaci i provedeni ispitni letovi sa pilotima na simulatoru prilikom kojih su prikupljene subjektivne ocjene i podaci o letu. Na kraju rada napravljena je analiza prikupljenih podataka i provedena ocjena razine kvalitete upravljanja te opterećenja pilota. Za obradu podataka i programiranje korišten je programski jezik MATLAB te SIMULINK, a za potrebe vizualizacije korištena je platforma FlightGear.

Ključne riječi: atmosfera, vjetar, turbulencija, Cessna 172, simulator leta, pilot u petlji

SUMMARY

The main goal of this paper is to model and implement an atmospher model in a flight simulator that simulates the flight of a general aviation training propeller aircraft. This paper also focuses on the analysis and application of various parameter values related to the atmosphere model on performance features as well as to real-time simulations with a pilot in the loop. The atmosphere model was built as a subordinate system into the existing flight simulation model in MATLAB and SIMULINK. This model allows us to determine some important and useful quantities related to the atmosphere around the aircraft. The built-in atmosphere model consists of: the standard atmosphere model according to the ISO standard, a non-standard atmosphere model, a wind model and a selected turbulent wind model. The non-standard atmosphere model is divided into four types of atmospheres that are created through data from military standards. The wind was divided into constant wind and wind in the boundary layer, while the Dryden model was chosen to model the turbulent wind for simulation purposes. The considered aircraft of this paper is a Cessna 172 for which individual performances in different types of atmosphere are shown. Some existing aircraft control systems and instruments required for data visualization during flight simulation have also been improved. For the purpose of evaluating the embedded model, tasks were performed and test flights were conducted with pilots on a simulator, during which subjective assessments and flight data were collected. At the end of the work, an analysis of the collected data was made and an assessment of the level of handling quality and pilot workload was performed. MATLAB and SIMULINK were used for data processing and programming, while FlightGear platform was used for visualization purposes.

Keywords: atmosphere, wind, turbulence, Cessna 172, flight simulator, pilot in the loop

1. UVOD

Simulacija leta zahtijeva određene karakteristike zračne mase. Modeli zrakoplova i motora zahtijevaju gustoću zraka, tlak i temperaturu. Zračni model zahtijeva brzine zračne mase, uključujući stalne ili promjenjive vjetrove i udare, te zračne turbulencije. Obično se u zrakoplovstvu koriste standardni podaci o atmosferi, odnosno model međunarodne standardne atmosfere (ISA), no za potrebe simulacije mogu se koristiti i baze podataka koje uključuju varijacije veličina stanja te se tada taj model naziva nestandardna atmosfera. Baze podataka obično se interpoliraju s visinom zrakoplova kako bi se dobila gustoća, tlak i temperatura.

Varijacije brzine zračne mase najbolje je modelirati u dva dijela; niža frekvencija, deterministički udari, smicanje i stalni vjetrovi, i viša frekvencija, slučajne turbulencije. Determinističke brzine definirane su u fiksnom (inercijalnom) koordinatnom sustavu i mogu se modelirati kao funkcije vremenskih i prostornih koordinata. Razumna metoda provedbe ovih vjetrova je dodavanje ih inercijskim brzinama, a zatim rotacija prema osi tijela. Te nove definicije za translacijske brzine osi tijela, u, v i w, čine ih "relativnim brzinama", tj. u odnosu na vjetar. To su brzine na kojima se temelje zračne sile i momenti.

Turbulencija zraka obično je predstavljena statističkim modelom. Ovi modeli obično pretpostavljaju da je promjena brzine slučajna, izotropna i s zanemarivom međusobnom korelacijom između komponenata. Korišteni modeli također pretpostavljaju Taylorovu hipotezu ili koncept smrznutog polja, koji kaže da je dio turbulencije konstantan ili "zamrznut u vremenu". Grubo rečeno, svaka komponenta turbulencije modelira se pokretanjem normalno distribuiranog signala šuma kroz filtar za oblikovanje ili funkciju korelacije. Primjeri su modeli Dryden i von Karman. Modeli turbulencije koriste karakterističnu duljinu skale koja se može uzeti kao raspon krila i obično su korišteni za zrakoplove s fiksnim krilima.

Ovaj diplomski rad podijeljen je u sedam cjelina kako slijedi:

1) Uvod
2) Atmosfera
3) Razmatrani zrakoplov
4) Performasne zrakoplova
5) Vjetar

6) Simulator
7) Objektivna i subjektivna analiza

U drugoj cjelini rada opisana je standardna korištena atmosfera te implementirani model nestandardne atmosfere. Zatim je u trećoj cjelini ukratko opisan razmatrani zrakoplov ovog rada, te u slijedećoj cjelini su iznjete pojedine performanse za modelirani zrakoplov nalik Cessna-i 172 te uspoređene za različite tipove atmosfere. U petoj cjelini dat je opis vjetra sa svim svojim komponentama, te način modeliranja i implementacije ukupnog vjetra sa odabranim modelom turbulencije za simulator leta. Nakon toga dolazi opis simulatora leta korištenog za potrebe testiranja. U posljednjoj cjelini objašnjen je postupak provođenja ispitnih letova za simulator leta, te konačno je napravljena analiza prikupljenih podataka i na temelju istih donijet zaključak rada.

2. ATMOSFERA

Vrijeme je važan čimbenik koji utječe na performanse zrakoplova i sigurnost letenja. To je stanje atmosfere u određeno vrijeme i mjesto s obzirom na varijable, kao što su temperatura (vrućina ili hladnoća), vlaga (vlaga ili suhoća), brzina vjetra (tišina ili oluja), vidljivost (vedrina ili oblačnost) i barometarski tlak (visok ili nizak). Izraz "vrijeme" može se primijeniti i na nepovoljne ili razarajuće atmosferske uvjete, poput jakog vjetra.

Omotač zraka koji okružuje Zemlju, a koji je u osnovi kozmički granični sloj oko Zemlje, poznat je kao atmosfera. Dubina atmosfere vrlo je tanka u usporedbi sa Zemljinim radijusom. Više od 50% mase atmosfere nalazi se unutar 6 km od Zemljine površine, 75% mase atmosfere je unutar 10 km, a 94% mase atmosfere je unutar 20 km. Atmosfera se počinje raspadati do atomskog stanja na nadmorskoj visini od 120–150 km, a nakon 200 km potpuno je u ionskom stanju. Smjesa je nekoliko plinova, a primarni sastojci su dušik (78%) i kisik (21%), dok preostalih 1% čine argon, vodik, ugljični dioksid i helij. Općenito, atmosfera je podijeljena u dvije regije: donju atmosferu (do 50 km) i gornju atmosferu. Donja atmosfera dalje je podijeljena u dva sloja različite debljine preko Zemljine površine: troposfera (8 km dubine preko polova do 16 km preko ekvatora) i stratosfera. Isto tako, gornja atmosfera podijeljena je u tri regije: mezosfera (50–80 km), jonosfera (70–500 km) i egzosfera (od oko 450 km i dalje). Razlikovna značajka između gornje i donje atmosfere jest činjenica da dok je donja atmosfera praktički homogena smjesa, gornja atmosfera je potpuno nehomogena i prostorno i vremenski. Karakteriziraju ga niski tlakovi i gustoće zraka te intenzivni procesi disocijacije i ionizacije zraka, što rezultira cijepanjem molekula i stvaranjem nabijenih čestica.

Vremenske i toplinske struje zraka potječu iz troposfere, gdje je moguća kondenzacija vodene pare i stvaranje oblaka. Postupno dolazi do linearnog pada temperature u troposferi, nakon čega slijedi područje konstantne temperature u donjoj stratosferi (-56,5 ° C) i porast temperature sa visinom u gornjim dijelovima stratosfere.

S visinom naglo opada atmosferska gustoća i tlak. U troposferi postoji znatna neujednačena turbulentna aktivnost. Nestabilnost troposfere i prostorno i vremenski stvara brojne poteškoće, posebno u predviđanju letnih karakteristika zrakoplova.

Na nadmorskoj visini od 10 km, tlak zraka je 3,8 puta manji od razine tla, dok je gustoća zraka samo 3 puta manja. Na nadmorskoj visini od 25 km, tlak zraka smanjuje se na samo 2,4% vrijednosti razine mora, dok se gustoća zraka smanjuje na 3% odgovarajuće vrijednosti razine

mora. Na nadmorskoj visini od 220 km, zračni tlak iznosi samo milijardu vrijednosti razine mora, dok gustoća zraka pada na manje od milijardu vrijednosti razine mora.

Posljedice tlaka i temperature na gustoću zraka mogu se izraziti preko jednadžbe stanja idealnog plina. Kako je gustoća omjer mase i volumena, indirektno tlak i temperatura utječu na nju, kao posljedica jednadžbe stanja idealnog plina.

Stopa pada temperature s visinom poznata je kao brzina pada i ima vrijednost 6,5 K / km u troposferi. Gradijent pada je bitno različit u različitim visinskim pojasevima u troposferi i u stratosferi.

Na temelju uglavnom srednjih vrijednosti promatranih tijekom duljeg vremenskog razdoblja, razvijeni su određeni standardni modeli za promjenu temperature i nadmorske visine. Među tim standardnim modelima, međunarodna standardna atmosfera (ISA) koju je razvila Međunarodna organizacija civilnog zrakoplovstva prihvaćena je u cijelom svijetu kao tipičan model za standardnu atmosferu [1].

Uvjeti na razini mora definirani su prema standardnoj atmosferi kao:

- Tlak, $p_0 = 1.01325 \times 10^5\ \mathrm{N/m^2}$
- Temperatura, $T_0 = 15°\mathrm{C} = 288.15\mathrm{K}$
- Opća plinska konstanta, $R = 287.053\mathrm{J/kgK}$
- Gustoća, $\rho_0 = 1.22505\mathrm{kg/m^3}$
- Brzina zvuka, $a_0 = 340.3\mathrm{m/s}$
- Ubrzanje sile teže, $g_0 = 9.80665\mathrm{m/s^2}$

Svaka promjena temperature ili tlaka koja se razlikuje od standardnih gradijenata smatra se nestandardnom temperaturom i tlakom. U atmosferi se i temperatura i tlak smanjuju s nadmorskom visinom i utječu suprotno na gustoću.

Međutim, prilično brz pad tlaka s povećanjem nadmorske visine obično ima dominantan učinak. Stoga se može očekivati da će se gustoća smanjivati s nadmorskom visinom.

Gustoća zraka ima značajne utjecaje na performanse zrakoplova. Kako zrak postaje manje gust, smanjuje:

- Snagu, jer motor uzima manje zraka
- Potisak, jer je propeler manje učinkovit u rjeđem zraku
- Uzgon, jer rijedak zrak vrši manju silu na aeroprofil

U okviru ovog rada zanemaruje se vlažnost zraka. U stvarnosti zrak nikad nije potpuno suh. Mala količina vodene pare suspendirane u atmosferi može biti gotovo zanemariva pod određenim uvjetima, ali u drugim uvjetima vlaga može postati važan čimbenik u radu zrakoplova. Vodena para lakša je od zraka; posljedično tome, vlažni je zrak lakši od suhog. Stoga, kako se sadržaj vode u zraku povećava, zrak postaje manje gust i smanjuju se performanse. Najlakši je ili najmanje gust kada u danom skupu uvjeta sadrži maksimalnu količinu vodene pare.

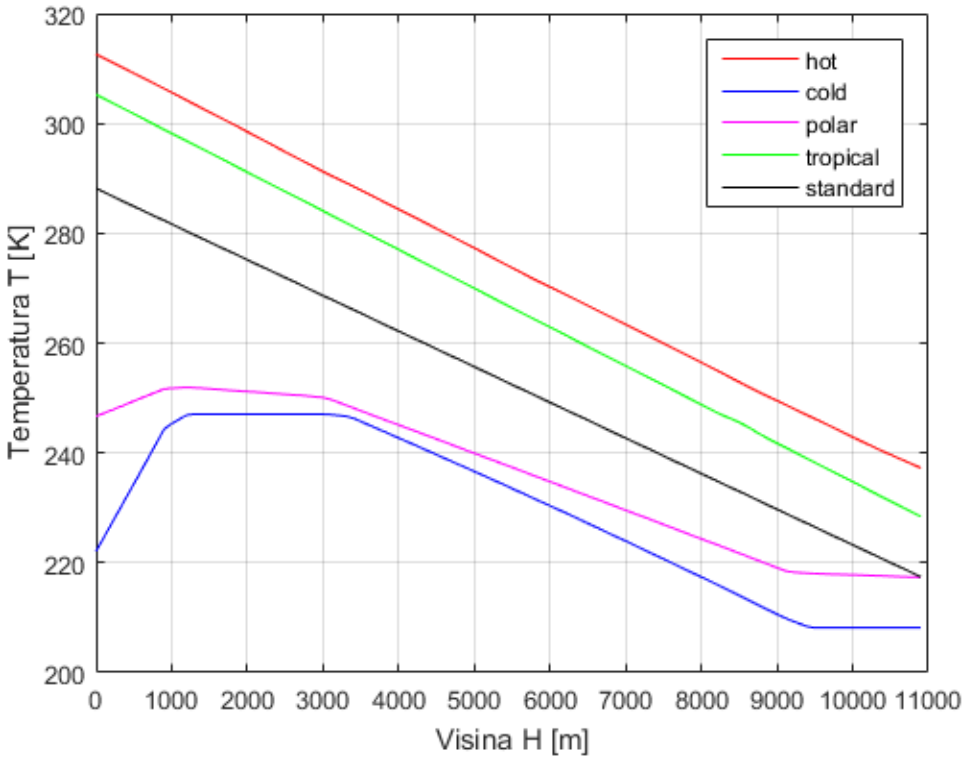
2.1. Nestandardna atmosfera

Varijacije standardne atmosfere određene su kao nestandardna atmosfera u specifičnim slučajevima. U varijacije atmosfere pripadaju: topli dan (eng. hot day), hladni dan (eng. cold day), polarni dan (eng. polar day) i tropski dan (eng. tropical day).

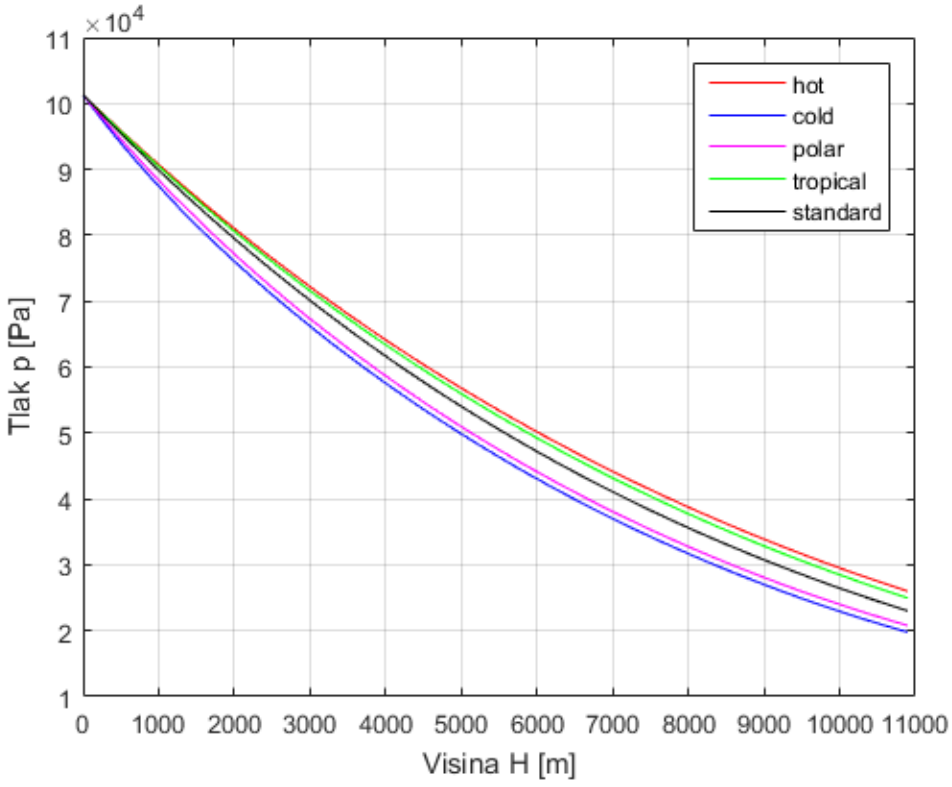
Definicije te četiri varijacije su objavljenje kao vojni standardi MIL-STD-210A i MIL-STD-210C te preuzete iz [2]. Atmosfere su definirane za raspon visine od razine mora do 30.5 km. Također, valja napomenuti da je uobičajeno definirati nestandardnu atmosferu kao fiksni inkrement temperature od atmosfere u standardnom danu, koji je onda primijenjen na svim visinama.

Treba istaknuti i da je pri proračunu tlakova za nestandardne atmosfere inicijalni početni tlak za svaku od atmosfera postavljen kao referentni tlak standardne atmosfere u iznosu $p_0 = 101325\ Pa$.

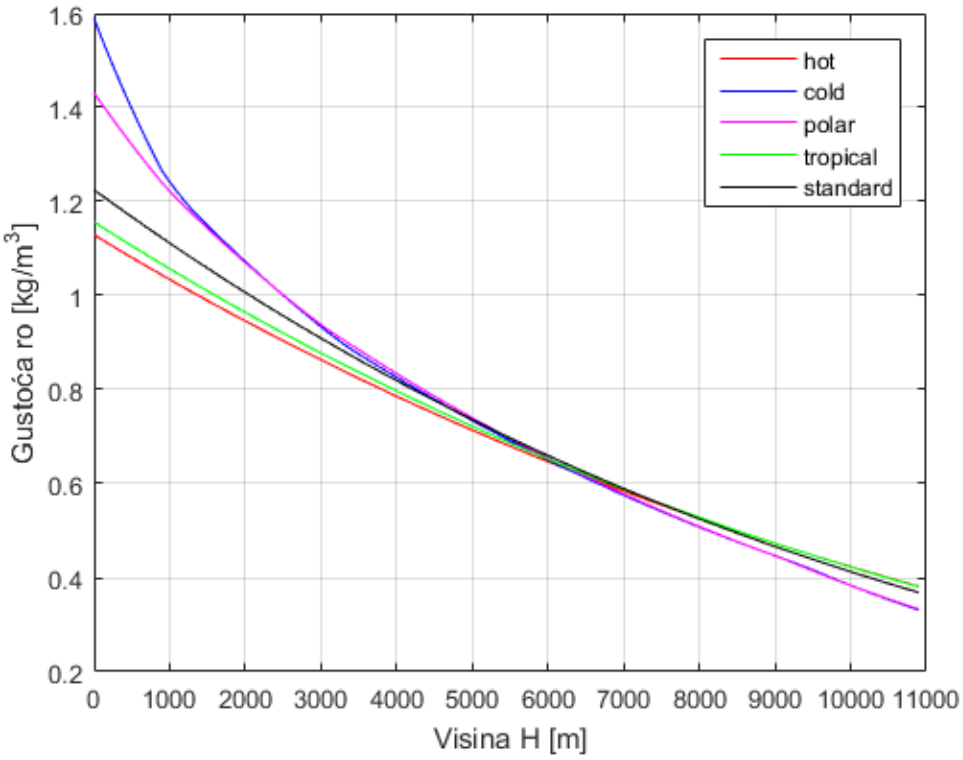
Dijagrami nestandardne atmosfere za ovisnost temperature, tlaka i gustoće o visini preuzeti su iz [3]. Dijagrami su prikazani u istom rasponu i geometrijskim veličinama, tako da se mogu preklapati i uspoređivati jedni s drugima. Također, podaci za svaki tip atmosfere na dijagramima su označeni istim bojama (*„hot“*- crvena, *„cold“*- plava, *„polar“*- magenta, *„tropical“*- zelena, *„standard“*- crna) radi lakšeg razlikovanje pojedinih veličina.



Slika 1. Raspored temperatura za nestandardnu atmosferu [3]



Slika 2. Raspored tlakova za nestandardnu atmosferu [3]



Slika 3. Raspored gustoća za nestandardnu atmosferu

2.2. Ograničenja i pretpostavke rada:

- Temperatura kao linearna funkcija visine u troposferi:

U modelima standardne i nestandardne atmosfere temperatura je linearna funkcija visine

- Vlažnost zraka se ne uzima u obzir:

Relevantne veličine prikazane su za suhi i čisti zrak. Sastav zraka ostaje praktički konstantan do visine od 90 km, te se molarna masa, pa samim time i specifična plinska konstanta drže konstantnim kroz proračun (R=287.17 kJ/kgK).

- Zrak je homogen:

Na visinama dovoljno ispod 86 km pretpostavlja se da je atmosfera homogeno miješana;

- Zrak se tretira kao idealni plin:

Zrak se tretira kao idealni plin i ukupna temperatura, ukupni tlak i ukupna gustoća u bilo kojem trenutku povezani su jednadžbom stanja idealnog plina.

3. RAZMATRANI ZRAKOPLOV

Predmet razmatranja ovog rada je implementacija atmosfere u postojeći simulator leta u kojeg je u sklopu razvoja simulatora postavljen model zrakoplova generalne avijacije nalik na Cessnu 172 Skyhawk.



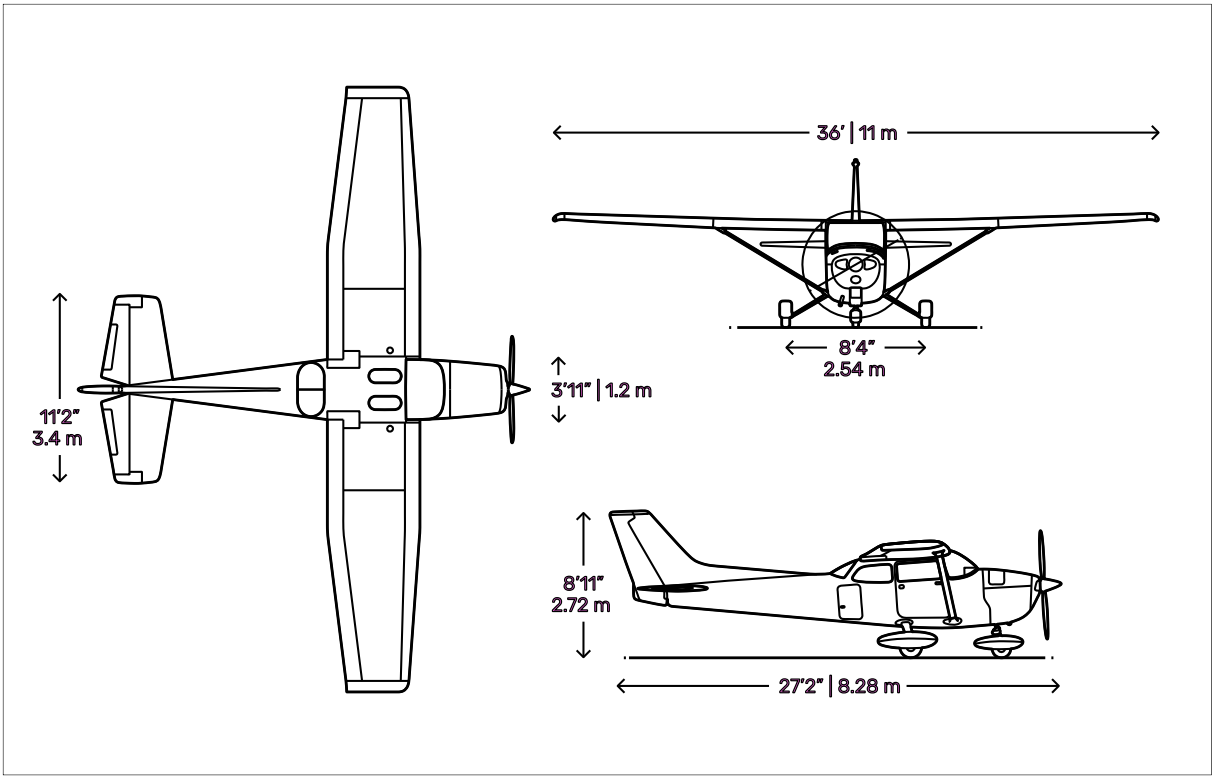
Slika 4. Cessna 172 Skyhawk

Cessna 172 Skyhawk američki je zrakoplov s četiri sjedala, jednim motorom, visokim fiksnim krilima kojeg je izradila tvrtka Cessna Aircraft Company. Prvi put je zrakoplov poletio 1955. godine i to je najproizvedeniji zrakoplov na svijetu. Razvijena je od Cessne 170 iz 1948., koristeći podvozje tricikla, umjesto konfiguracije vučnog repa.

Mjeren svojom dugovječnošću i popularnošću, Cessna 172 je najuspješniji zrakoplov u povijesti. Cessna je prvi proizvodni model isporučila 1956. godine, a od 2015. tvrtka i njezini partneri izgradili su više od 44.000 jedinica. Zrakoplov je i danas u proizvodnji.

Skoro na svakom aerodromu na svijetu može se naći po barem jedan primjerak ovog zrakoplova i također je jedan od najkorištenijih zrakoplova opće avijacije za obuku pilota, pa je i iz tog razloga pogodan za implementaciju u simulator leta.

Ovdje su iznesene samo osnovne karakteristike ovog tipa zrakoplova dok je zrakoplov detaljno opisan sa svojim aerodinamičkim modelom u navedenoj literaturi [4].



Slika 5. Tehnička skica zrakoplova Cessna 172

U tablicama od 1 do 5 iznesene su značajne kvantitativno izražene karakteristike zrakoplova.

Tablica 1 Karakteristične duljine zrakoplova Cessna-172 [5]

Raspon krila	11.00 m
Duljina korijenske tetive	1.63 m
Duljina vršne tetive	1.12 m
Srednja aerodinamička tetiva	1.494 m
Aspektni odnos krila	7.5

Ukupna duljina	8.28 m
Ukupna visina	2.72 m
Širina gaza	2.53 m
Međuosovinski razmak	1.63 m
Promjer elise	1.9 m
Visina vrata	1.02 m
Širina vrata	0.94 m
Visina teretnih vrata	0.56 m
Širina teretnih vrata	0.39 m

Tablica 2 Unutarnje dimenzije kabine [5]

Duljina kabine	3.61 m
Širina (najveća)	1.00 m
Visina (najveća)	1.22 m

Tablica 3 Karakteristične površine zrakoplova [5]

Površina krila (Referentna površina)	16.17 m^2
Površina krilaca (ukupna)	1.70 m^2
Otklon krilaca (dolje/gore)	15°/20°
Površina zakrilaca (ukupna)	1.98 m^2
Otklon zakrilaca	0°-30°
Površina vertikalnog stabilizatora	1.04 m^2
Površina kormila pravca	0.69 m^2
Otklon kormila pravca, okomito na šarku (lijevo/desno)	17°44'/17°44'
Površina horizontalnog stabilizatora	2.00 m^2
Površina kormila dubine	1.35 m^2
Otklon kormila dubine (dolje/gore)	23°/28°

Tablica 4 Vrijednosti vezane uz opterećenje konstrukcije [5]

Masa praznog zrakoplova	745 kg
Kapacitet teretnog prostora	54 kg
Najveća dopuštena poletna i sletna masa Normal/Utility	1111 kg / 952 kg
Najveća dopuštena masa prije taksiranja Normal/Utility	1114 kg / 956 kg
Najveće dopušteno opterećenje krila	68.7 kg/ m^2
Najveće dopušteno opterećenje motora	9.32 kg/kW

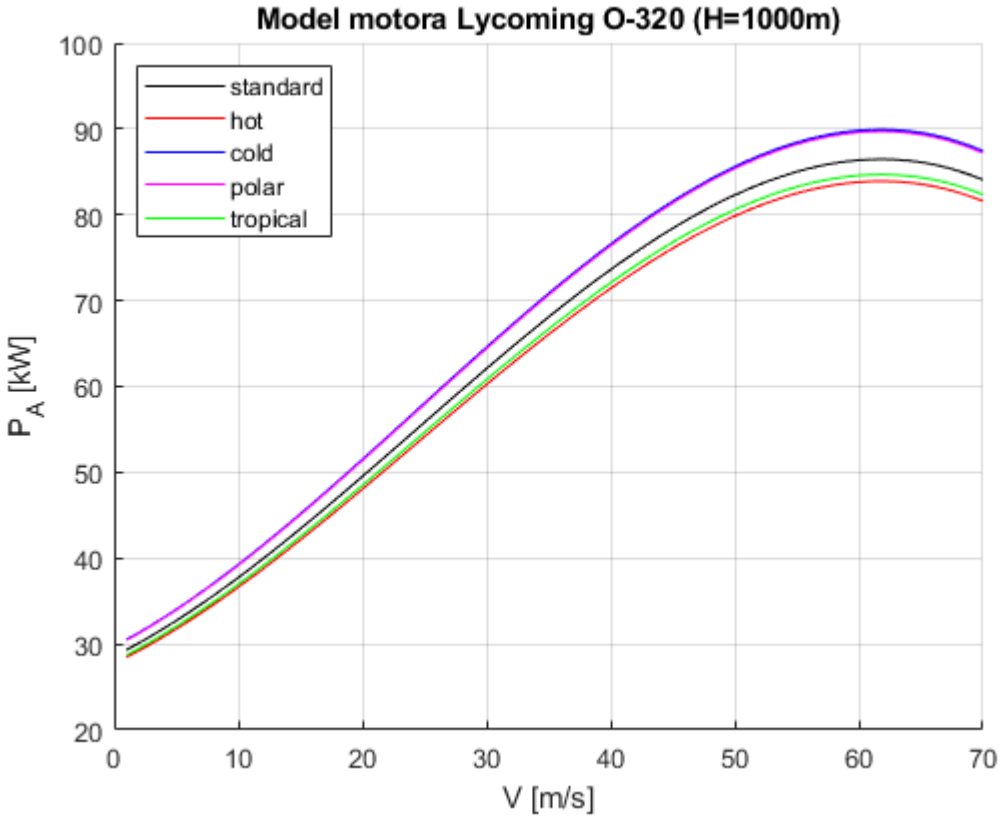
Tablica 5 Performanse zrakoplova Cessna 172 [5]

Najveća brzina na razini mora	227 km/h (63 m/s)
Brzina krstarenja (80% snage, visina 2400m)	226 km/h (62.5 m/s)
Brzina sloma uzgona (uvučena zakrilca)	95 km/h (26 m/s)
Brzina sloma uzgona (spuštena zakrilca)	87 km/h (24 m/s)
Najveća brzina penjanja na razini mora	219 m/min
Plafon leta	4115 m
Duljina polijetanja na pisti/ do visine 15 m	288 m / 514 m
Duljina slijetanja na pisti/ od visine 15 m	168 m / 395 m
Dolet s punim rezervoarima (45 min rezerve goriva) s 80% snage na 2400 m / sa 60% snage na 3000 m	1074 km / 1272 km
Vrijeme autonomije	6 h 36 min

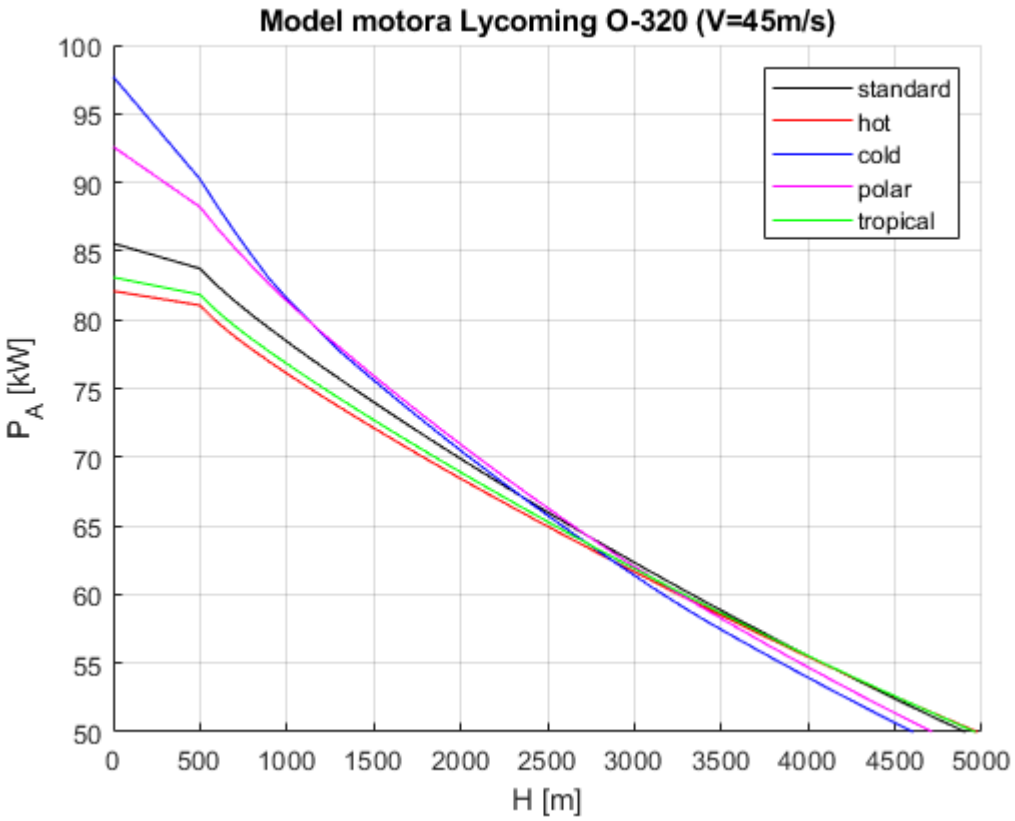
4. PERFORMANSE ZRAKOPLOVA

4.1. Pogonska grupa

Razmatrani zrakoplov ovog rada opremljen je s motorom Lycoming-O-320 nazivne snage 120 kW (160 HP). Model motora i elise [6] preuzet je kako bi se dobila raspoloživa snaga. Prema standardnim izvorima, *Flight Manualu* [7] i referenci [4] vidi se da iznosi brzina te visina leta sa slike 9 malo premašuju navedene brojke, a što i potvrđuje subjektivna analiza pilota iz prijašnjih testnih letova [4]. Iz tog razloga je u modelu motora skalirana raspoloživa snaga iterativnim postupkom čisto da bi se približno dobile točne vrijednosti. Za efikasnost propelera η_P uzet je iznos od 0.735 [7]. Slika 6 prikazuje raspoloživu snagu motora u ovisnosti o aerodinamičkoj brzini i tipu atmosfere pri visini leta od 1000 metara, dok slika 7 daje prikaz raspoloživa snage motora u ovisnosti o visini i tipu atmosferi pri istoj aerodinamičkoj brzini od 45m/s. Iz ovih slika može se zaključiti da ćemo maksimalnu snagu motora dobiti u uvjetima hladnije atmosfere pri manjim visinama.

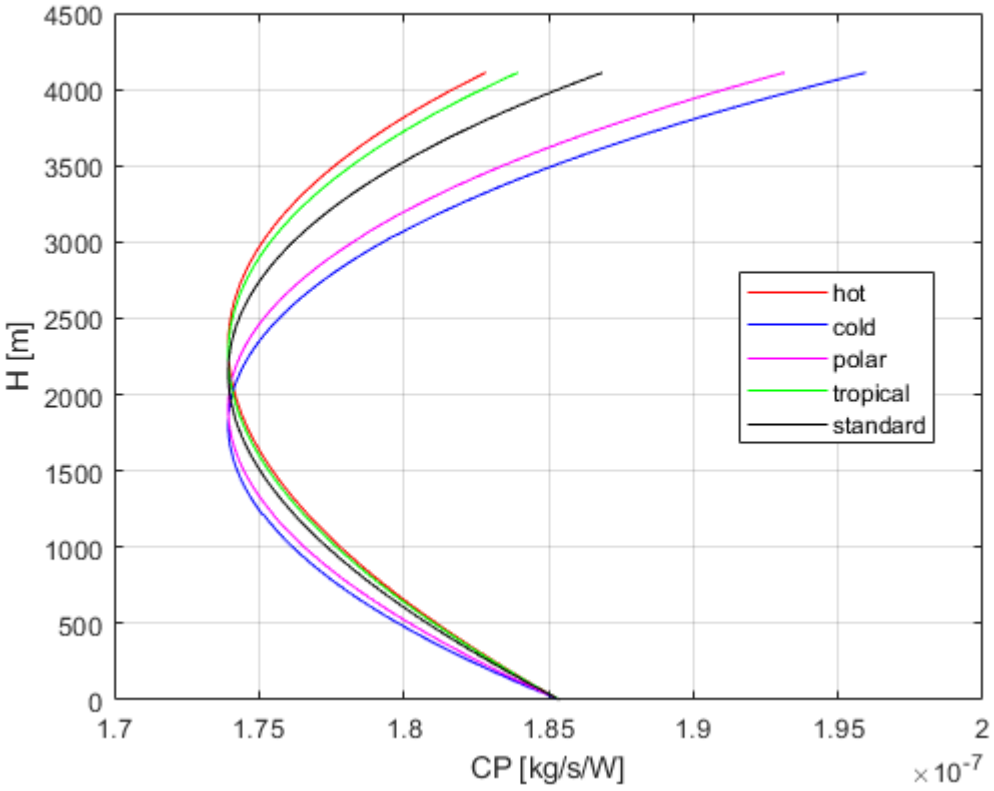


Slika 6. Raspoloživa snaga motora u ovisnosti o aerodinamičkoj brzini i atmosferi



Slika 7. Raspoloživa snaga motora u ovisnosti o visini i atmosferi

Funkcija potrošnje goriva preuzeta je iz [6]. Prikaz specifične potrošnje goriva u ovisnosti o visini i različitim atmosferama nalazi se na slici 14. Zanimljivo je uočiti da nakon određene visine potrošnja goriva počinje rasti što će se očitovati na kasnije prikazanim performansama. Za potrebe same simulacije leta i testiranja iznos specifične potrošnje goriva C_P postavljen je kao konstantan.

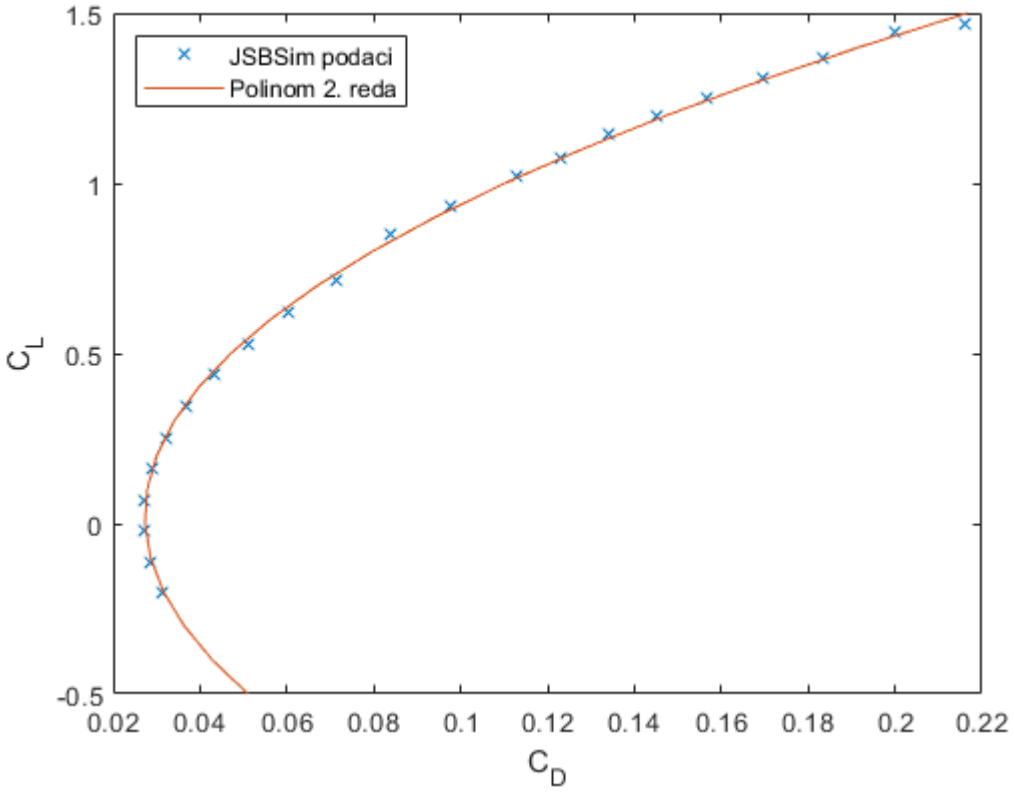


Slika 8. Specifična potrošnja goriva

4.2. Polara

Kako bi dobili polaru zrakoplova, korišten je nelinearni model aerodinamike iz [4], odnosno tablični podaci o koeficijentu uzgona i otpora iz JSBSim modela leta zrakoplova Cessna 172 korištenih u simulatoru leta FlightGear. Zbog nelinearnosti modela uzeto je područje leta pri manjim napadnim kutevima do pojave sloma uzgona, odnosno realno područje horizontalnog leta zrakoplova. To područje je prema [4] između kuteva $-2.74°$ i $16°$, gdje maksimalni koeficijent uzgona C_{L}^{α} iznosi 1.47. Kroz tablične podatke o koeficijentu uzgona $C_{\mathrm{L}}^{\alpha}(\alpha)$ i koeficijentu otpora $C_{\mathrm{D}}^{\alpha}(\alpha)$ u ovisnosti o napadnom kutu (α) provučen je polinom kojim dobivamo krivulju drugog reda, odnosno polaru zrakoplova koja je prikazana na slici 8. Jednadžba polinoma glasi:

$$C_D(C_L) = 0.08674{C_L}^2 - 0.00395C_L + 0.02734 \tag{4.1}$$



Slika 9. Dijagram polare zrakoplova

4.3. Ovojnica zrakoplova

Pomoću dobivenih podataka o koeficijentima uzgona i otpora u mogućnosti smo izračunati područje leta zrakoplova metodom ukupne energije. Operativnu ovojnicu zrakoplova dobili smo izračunom viška specifične snage za raspon brzina od 0 do 100 m/s, te za raspon visina od 0 do 7000 m. Višak snage sveden na jedinicu težine P_s računa se prema jednadžbi [8]:

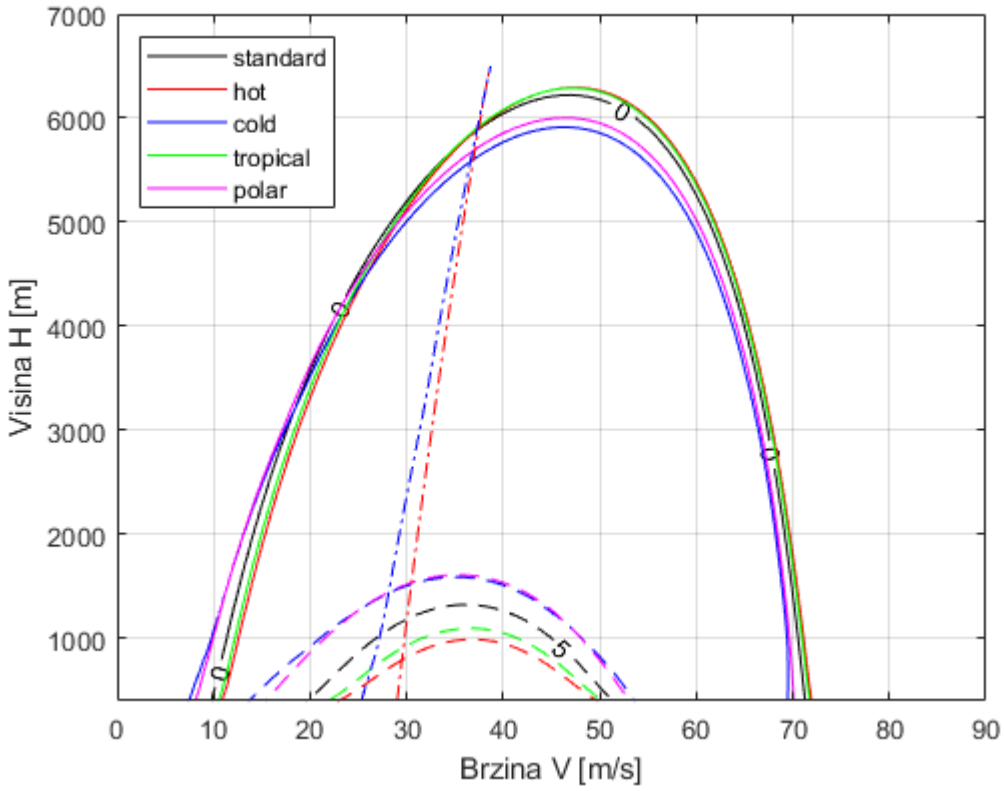
$$P_s = \frac{P - VD}{W} \tag{4.2}$$

Da bi odredili najmanju i najveću moguću brzinu leta, promatramo najveću rapoloživu snagu motora pri maksimalnom broju okretaja. Kako raspoloživa snaga ovisi o gustoći i tlaku okolnog zraka, tako će se mijenjati i brzine po pojedinim visinama leta te za pojedinu atmosferu. Na slici 9 prikazana je karakteristika razmatranog zrakoplova. Ucrtane su krivulje konstantnog viška specifične snage (P_s=konst.) za iznose P_s = 0m/s (pune linije) i P_s= 5m/s (isprekidane

linije) za svaki tip atmosfere, te krivulje brzine sloma uzgona V_{stall} za dva ekstremna tipa atmosfere kako bi se očuvala preglednost. Brzina sloma uzgona računa se kao :

$$V_{\text{stall}} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S_{ref} C_{Lmax}}} \tag{4.3}$$

Kao posljedica numeričkog izračuna događaju se diskontinuiteti u rezultatima kod visina manjih od 400 metara zbog numeričkih interferencija između modela motora i atmosfere, pa su stoga krivulje viška specifične snage prikazane od visine 400 m. Ta područja su također zanemarena na ostalim dijagramima korištenim za prikaz performansi zrakoplova u različitim atmosferama. Možemo primjetiti da je na manjim visinama očekivano pogodniji hladniji tip atmosfere jer vidimo da je moguće penjati sa većom brzinom, dok je na velikim visinama blizu apsolutnog vrhunca leta, što je i područje u kojem se razmatrani zrakoplov ne nalazi u realnoj eksploataciji, pogodnija toplija atmosfera. Brzina sloma uzgona Vstall pri visini od 500m za „Cold“ tip atmosfere iznosi 25,6 m/s, a za „Hot“ 29,1 m/s.



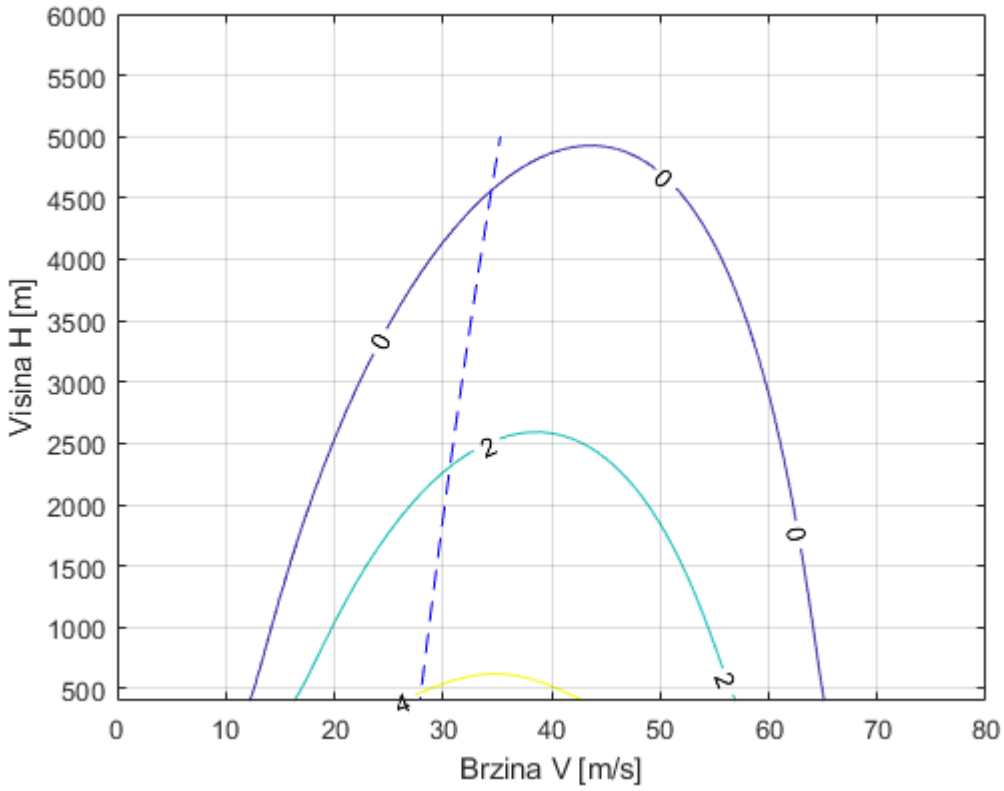
Slika 10. Usporedba ovojnica za različite atmosfere uz Ps=0 m/s i Ps=5m/s

U tablici 6 navedeni su apsolutni vrhunci leta razmatranog zrakoplova nakon skaliranja snage motora za pojedine atmosfere.

Tablica 6 Vrhunac leta u ovisnosti o atmosferi

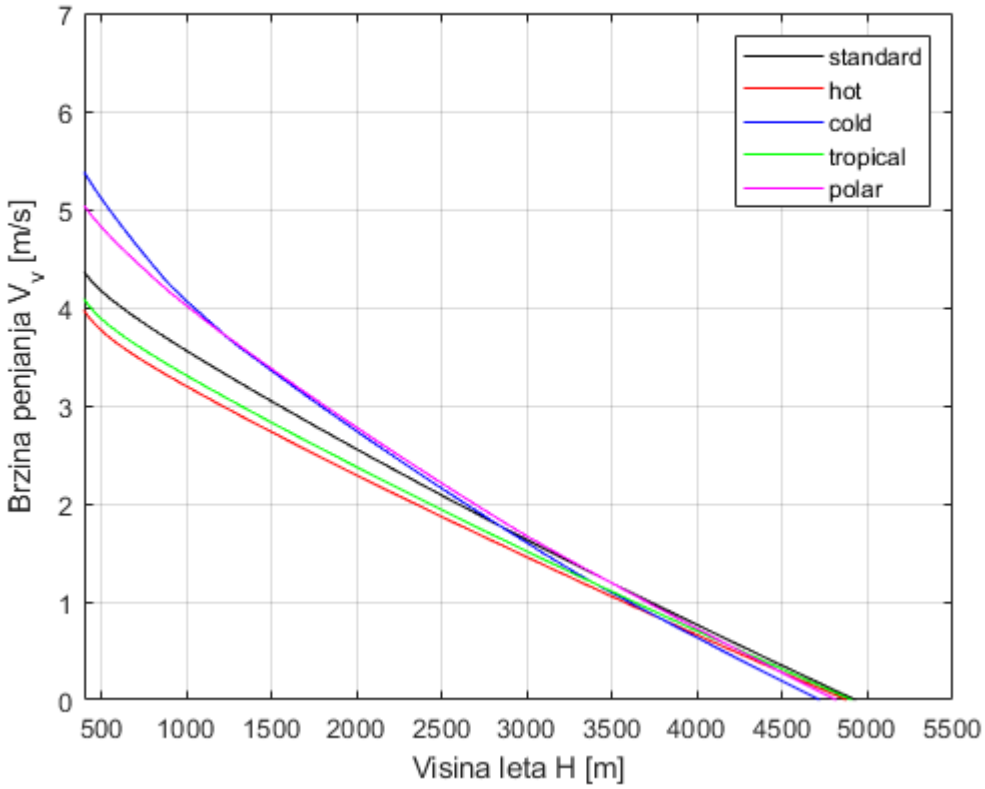
	Hot	***Cold***	***Polar***	***Tropical***	***Standard***
H_{vrh} [m]	5035	4730	4802	5030	4977

Slika 10 prikazuje višak specifične snage, odnosno ovojnicu zrakoplova za standardnu atmosferu nakon skaliranja snage.



Slika 11. Višak specifične snage Ps za „Standard“ tip atmosfere

Na slici 11 su prikazane brzine penjanja za pojedini tip atmosfere, gdje se eksplicitno vidi da je hladniji tip atmosfere pogodniji za let pri nižem rasponu visina sve do nekih 3000m visine nakon kojih se pri visini od 3500m krivulje isprepliću pa na visini blizu servisnog plafona leta (4115m) postaje pogodniji topliji tip atmosfere.



Slika 12. Prikaz brzina penjanja u različitim atmosferama

U tablici 6 navedeni su maksimalne brzine penjanja u ovisnosti o atmosferi na razini mora.

Tablica 7 Maksimalna brzina penjanja u ovisnosti o atmosferi

	Hot	***Cold***	***Polar***	***Tropical***	***Standard***
V_v [m/s]	3.9	5.9	5.3	4.0	4.4

4.4. Dolet i autonomija zrakoplova

Od ostalih performansi zrakoplova za prikaz su još izdvojeni dolet i maksimalno trajanje leta razmatranog zrakoplova.

Dolet je dobiven korištenjem Breguetove jednadžbe doleta za zrakoplove s elisnim motorom[8].

$$R = \frac{\eta_P}{g C_p} \frac{C_L}{C_D} \ln\left(\frac{m_i}{m_k}\right) \tag{4.4}$$

mi predstavlja masu pri uzljetanju, odnosno masu zrakoplova s gorivom, a *mk* je konačna masa umanjena za masu goriva.

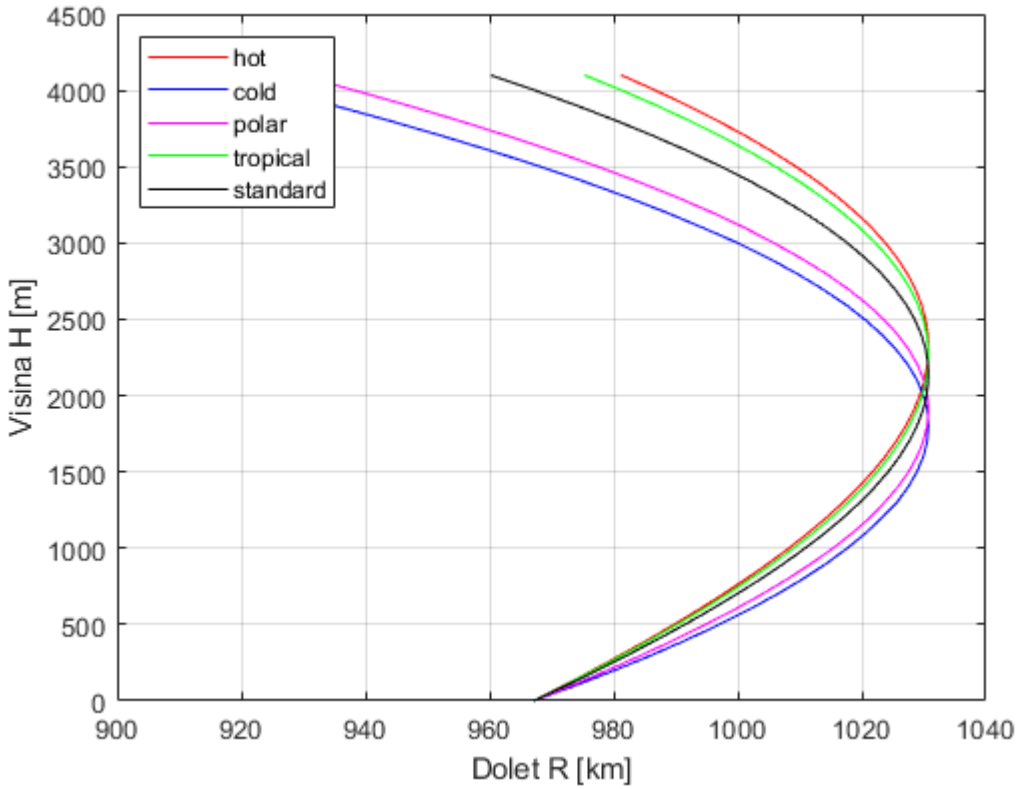
Maksimalni iznos odnosa koeficijenta uzgona i otpora C_L/C_D = 10.38 proizlazi indirektno iz polare.

Za izračun maksimalnog trajanja leta (eng. endurance) korištena je jednadžba [8]:

$$E = \frac{2\eta_P}{gC_P}\sqrt{\frac{\rho S}{2g}}\frac{C_L^{\frac{3}{2}}}{C_D}\left(\frac{1}{\sqrt{m_k}} - \frac{1}{\sqrt{m_i}}\right) \tag{4.5}$$

Gdje je maksimalni iznos odnosa koeficijenta uzgona i otpora $C_L^{\frac{3}{2}}/C_D$ = 9.4 zbog povećanja induciranog otpora.

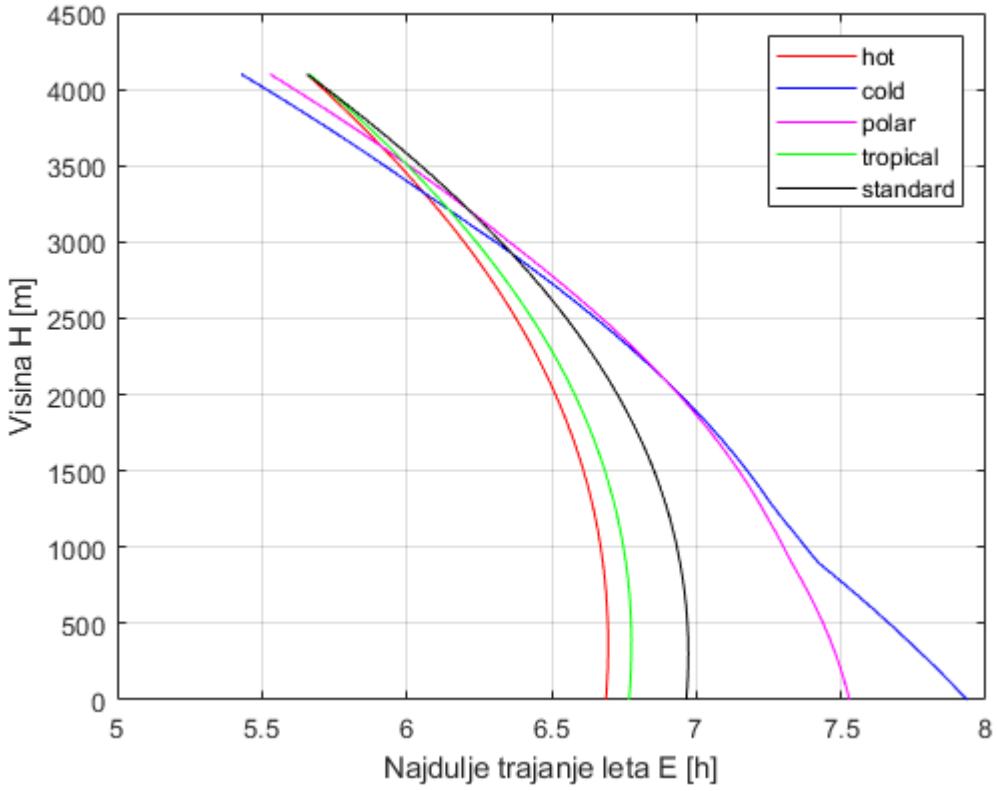
Na slikama 12 i 13 grafički su prikazani maksimalni dolet i maksimalno trajanje leta za svaki tip atmosfere.



Slika 13. Raspon doleta zrakoplova za odabrane atmosfere

Raspon doleta za različite tipove atmosfere je približno sličan, te isti na nultoj visini iz razloga što je početni tlak pri proračunu tipova atmosfere postavljen kao referentni standardni za sve, a tlak je varijabla koja diktira specifičnu potrošnju goriva u modelu potrošnje korištenom u radu. Direktno iz toga se može i objasniti ovaj neočekivani pad doleta nakon visine od 2500 metara, odnosno 2000 metara za hladnije atmosfere, jer tada specifična potrošnja počinje opet rasti s visinom. Iako postoji zakretanje krivulja doleta nakon određene visine i dalje možemo ove rezultate uzeti kao validne jer prema ostalim izvorima [4] u eksploatacijskom području zrakoplova ovi iznosi se poklapaju.

Za vrijeme autonomije dobiveni su očekivani rezultati iz razloga što gustoća direktno u jednadžbi diktira same iznose. Jasno se vidi da je povoljnija hladnija atmosfera na manjim visinama.



Slika 14. Raspon najduljeg trajanja leta za odabrane atmosfere

5. VJETAR

Vjetar je kretanje zraka u odnosu na zemljinu površinu, naime kretanje atmosfere. Kao rezultat gibanja zračnih masa u atmosferi, vjetar je uzrokovan razlikama u tlaku. Kada postoji razlika u tlaku, zrak se ubrzava od višeg ka nižem tlaku, tada je vjetar kretanje zračne mase iz područja zemaljske površine s visokim tlakom (anticiklonalno) u područje s niskim tlakom (ciklonalno). Atmosfersko kretanje uključuje razne razine i vremenske ljestvice. Ljestvica se kreće od nula metara do nekoliko tisuća kilometara, a vremenske skale se kreću od sekundi do godina. U meteorologiji će se atmosferska kretanja obično dijeliti na velika, srednja i mala atmosferska gibanja različitih razmjera. Atmosferska kretanja velikih razmjera uključuju atmosfersku cirkulaciju, lokalnu cirkulaciju itd. Meteo-skale atmosferskih kretanja uključuju smicanje vjetra niske razine, atmosferske turbulencije itd.

Kao jednu od glavnih manifestacija atmosfere, utjecaj promjenjivog polja vjetra na performanse zrakoplova ne može se zanemariti.

Zbog toga se odziv zrakoplova može testirati na različitim poljima vjetra nakon uspostavljanja modela atmosferskog sintetičkog polja vjetra, kako bi se dodatno poboljšale i razvijale performanse zrakoplova.

Model atmosferskog kretanja velikih razmjera uglavnom se koristi za razumijevanje kvartalnih promjena i nenadanih promjena vjetra kako bi se bolje iskoristila energija vjetra. U virtualnom testnom vozilu glavni je predmet proučavanja model polja vjetra malog opsega. Uzimajući u obzir utjecaj vjetra u atmosferskom okruženju na karakteristike leta zrakoplova, prema razlaganju profila brzine vjetra, ukupna brzina vjetra uglavnom se dijeli na prosječni vjetar, atmosfersku turbulenciju, smicanje i udar vjetra u četiri oblika.

U sklopu ovog rada izrađena je implementirana u Matlab i Simulink model funkcija koja na osnovu definiranih ulaznih parametara definira iznose brzine vjetra koji se sastoji od determinističke i stohastičke komponente. Ukupni vjetar ovdje čine tri dijela: srednji vjetar, vjetar u graničnom sloju i turbulentni vjetar.

5.1. Prosječan vjetar

Prosječni vjetar je referentna vrijednost brzine vjetra. Mijenja se s vremenom i prostorom, a znači prosječnu brzinu vjetra u određenom vremenu. Prosječni vjetar mijenja se s vremenom, poput dnevne, mjesečne i tromjesečne promjene. Prosječni vjetar se mijenja s prostorom, kao

što se prosječni vjetar mijenja s visinom. Općenito se prosječna brzina vjetra mijenja između 0-10 m/s, raste s porastom visine od površine do gornje troposfere, te varira s promjenom klime. Postoji nekoliko razloga koji objašnjavaju ovu tendenciju. Prvo, posebno u srednjim geografskim širinama, gradijent tlaka raste s visinom. Visina troposfere je viša u toplijem zraku jer je topliji zrak manje gust i zauzima veći volumen. Podižući se u visini, gradijent tlaka između toplog i hladnog zraka povećava se s visinom. Veći nagib rezultira većim gradijentom tlaka između toplog i hladnog zraka, a time i jačim vjetrom. Drugi razlog za povećanje brzine vjetra s porastom visine, posebno u blizini tla, posljedica je površinskog trenja. Površinski objekti poput drveća, stijena, kuća itd. usporavaju zrak dok se sudara u njih. Utjecaj ovog trenja manji je s visinom iznad tla, pa se brzina vjetra povećava s visinom. Treći razlog je zbog gustoće zraka. Gustoća zraka je najveća na površini i smanjuje se s visinom. Sila koja se prenosi na zrak učinit će da se zrak lakše kreće kad je masa zraka manja. Gusti zrak zahtijeva veću silu da bi se kretao istom brzinom kao i manje gusti zrak. Smanjenjem gustoće zraka s visinom, lakše je pomicati manje gusti zrak pri većoj brzini vjetra.

Deterministička komponentu čini konstantan intenzitet brzine vjetra ili intenzitet brzine vjetra promjenjiv po visini u graničnom sloju Zemlje.

Definirana je deterministička vrijednost konstantnog vjetra po intenzitetu u brzinskom koordinatnom sustavu pomoću izraza [9]:

$$u_{w_{sr}} = V_w \cos(\psi_w - \pi)\cos\psi + V_w \sin(\psi_w - \pi)\sin\psi \tag{5.1}$$

$$v_{w_{sr}} = -V_w \cos(\psi_w - \pi)\sin\psi + V_w \sin(\psi_w - \pi)\cos\psi \tag{5.2}$$

$$w_{w_{sr}} = 0 \tag{5.3}$$

gdje je *Vw* intenzitet brzine vjetra, a ψ_w azimut vjetra – kut između smjera odakle puše vjetar i sjevera (0°). Kut χ je pravac leta zrakoplova, tj. heading. Parametre konstantnog vjetra *Vw* i ψ_w definira instruktor, te ih je moguće mijenjati tokom simulacije. Prihvaćeno je da je smjer vjetra konstantan pri izvođenju, kako u determinističkoj tako i u stohastičnoj komponenti.

5.2. Promjenjivi vjetar u graničnom sloju zemlje

Brzina i smjer srednjeg vjetra u odnosu na tlo nisu uvijek konstantni na putanji leta. Ova varijacija srednjeg vjetra, ne uključujući slučajne fluktuacije ili turbulencije, duž putanje leta poznata je kao smicanje vjetra. Smicanje vjetra je prostorna varijacija vektora vjetra u određenom smjeru (vodoravnom ili okomitom smjeru), odnosno promjena intenziteta i pravca vjetra duž putanje zrakoplova. Utjecaj smicanja vjetra na kretanje zrakoplova od posebne je važnosti tijekom faze slijetanja i polijetanja zrakoplova, koje nisu predmet razmatranja ovog rada pa se tako smicanje vjetra neće posebno modelirati. Ako se za model koristi standardna atmosfera tipični idealizirani profil vjetra dat je sljedećim izrazom [10]:

$$V_{w_{gr}} = V_{w9.15}\frac{H^{0.2545} - 0.4097}{1.3470}, 0 < H < 300m \tag{5.4}$$

$$V_{w_{gr}} = 2.86585 V_{w9.15}, H \geq 300m \tag{5.5}$$

gdje je $V_{w9.15}$ brzina vjetra na visini od 9.15 metara. Važno je napomenuti da iako se u radu koriste različiti tipovi atmosfere, to neće utjecati na same rezultate ispitivanja, jer se utjecaj vjetra na performanse ispituje u samo jednoj eksterno zadanoj atmosferi sa kalibriranim instrumentima.

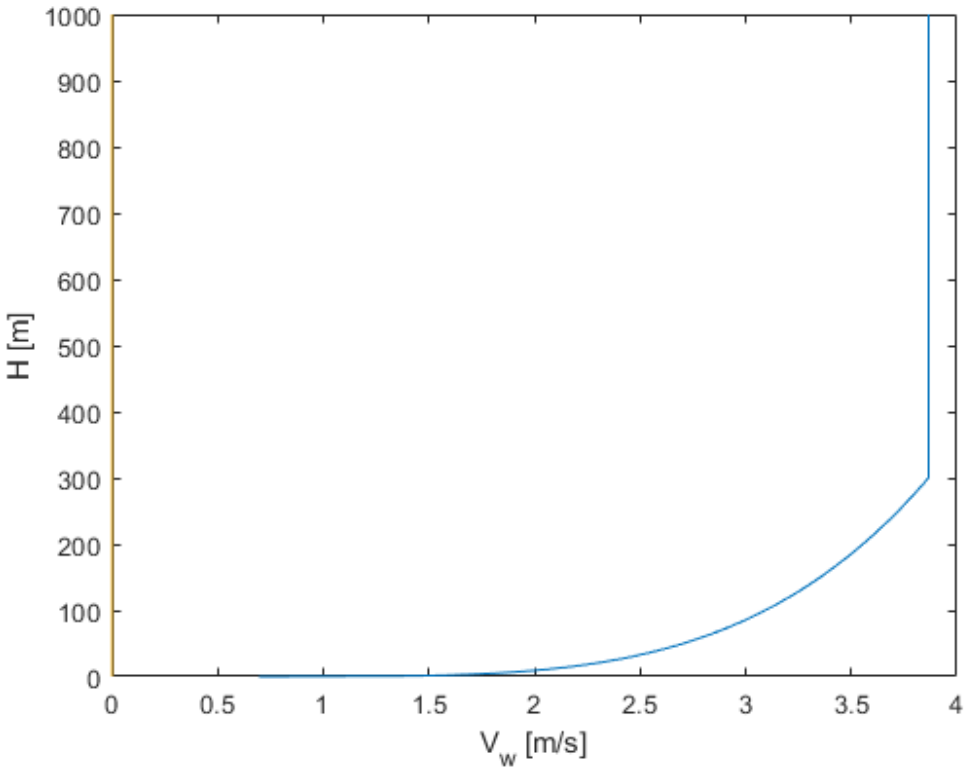
Komponente brzine vjetra u graničnom sloju definirane u dinamičkom koordinatnom sustavu su:

$$u_{w_{gr}} = V_{w_{gr}}\, cos(\psi_w - \pi)\, cos\,\psi + V_{w_{gr}}\, sin(\psi_w - \pi)\, sin\,\psi \tag{5.6}$$

$$v_{w_{gr}} = -V_{w_{gr}}\, cos(\psi_w - \pi)\, sin\,\psi + V_{w_{gr}}\, sin(\psi_w - \pi)\, cos\,\psi \tag{5.7}$$

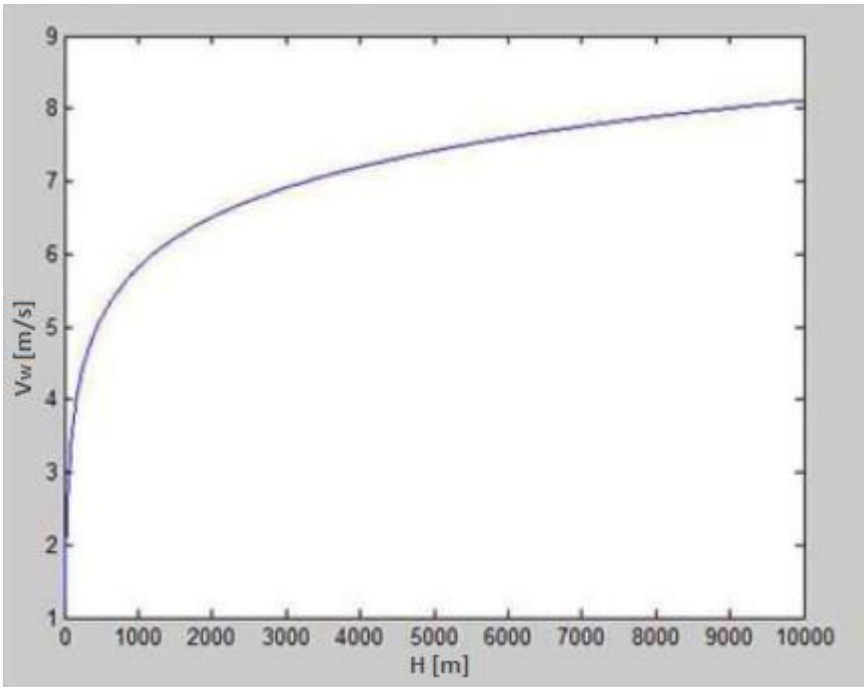
$$w_{w_{gr}} = 0 \tag{5.8}$$

Na slici 15 dan je primjer za slučaj V_{w915}*=1 m/s*. Možemo primjetiti da je iznos brzine vjetra na nekoj visini veći za iznos 2.86585 od vrijednosti intenziteta srednjeg vjetra prema izrazu (5.5). Tako da pri eksternom zadavanju iznosa srednjeg vjetra prilikom izvođenja simulacije za potrebe testiranja treba uzeti u obzir tu razliku ili jednostavno postaviti vrijednost vjetra na visini od 9.15 metara jednaku nuli.



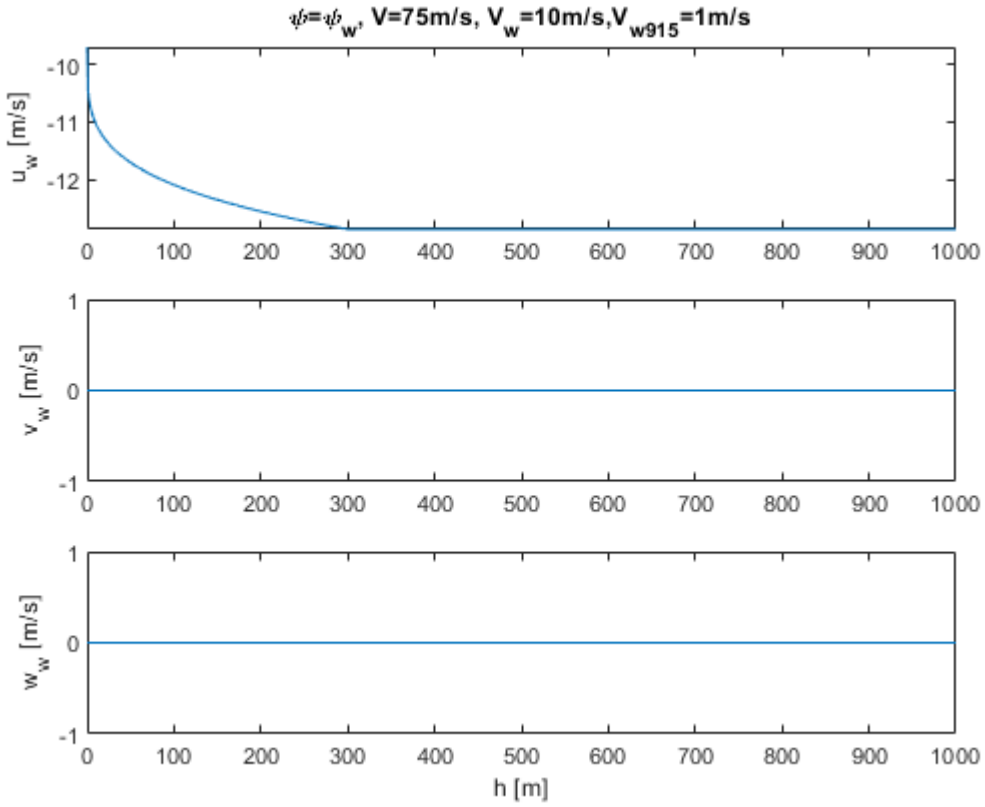
Slika 15. Profil intenziteta brzine vjetra sa visinom (V_{w915}=*1 m/s*, V_w=*0 m/s*)

Kao što je prije navedeno, brzina vjetra raste s visinom, te to može ovisiti o raznim faktorima poput klime, vrste terena, trenja tla, gustoće zraka, geografske pozicije itd. U ovom radu uzeto je pojednostavljenje za profil brzine vjetra kako bi se lakše zadavali pojedini parametri vjetra u simulaciji, te radi lakšeg praćenja istih pri ispitivanju. Prema raznim izvorima profil brzine prosječnog vjetra sa visinom može se opisati sa logaritamskom raspodjelom, što je prikazano na slici 16.



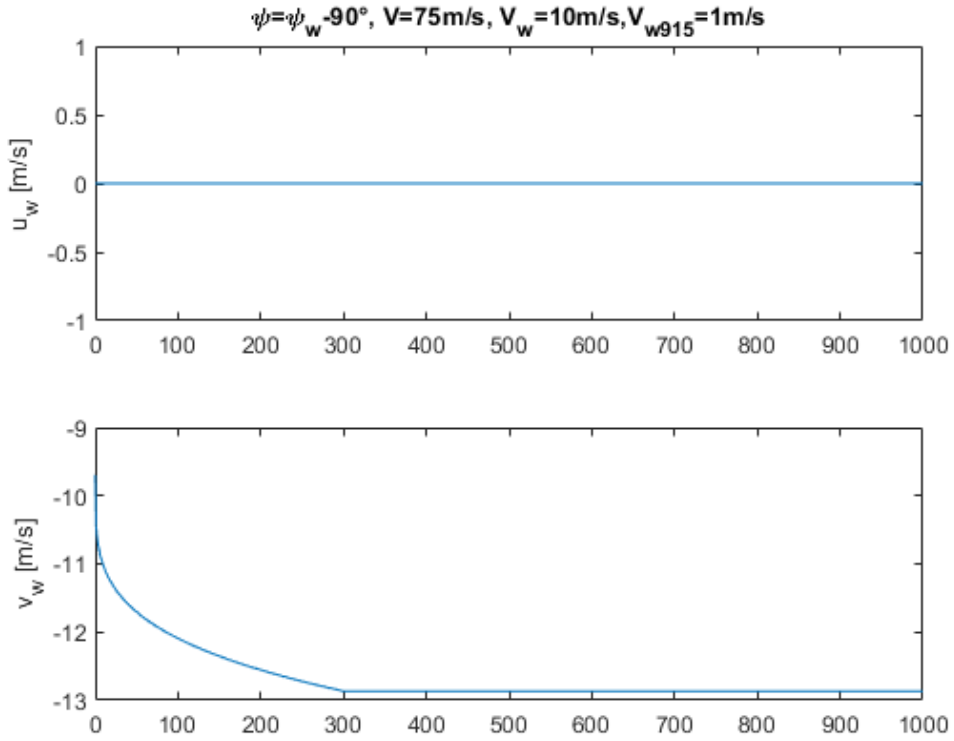
Slika 16. Varijacija prosječne brzine vjetra s visinom (logaritamska funkcija) [11]

Slika 17 prikazuje tri komponente brzine vjetra pri jednakom kutu vektora brzine leta u odnosu na sjever ψ (pravcu leta) i kutu vjetra u odnosu na sjever ψ_w (pravcu od kuda puše vjetar). Brzina leta *V* iznosi 75 m/s, brzina srednjeg vjetra V_w 10 m/s i brzina vjetra na visini *h* od 9.15 metara $V_{w9.15}$ iznosi 1m/s. Prva komponenta brzine vjetra u_w ima negativan iznos zato što su vektori pravca leta i pravca vjetra suprotne orijentacije, odnosno u ovom slučaju pretpostavljamo čeoni vjetar. Komponente vjetra v_w po y osi i w_w po z osi su jednake nuli.

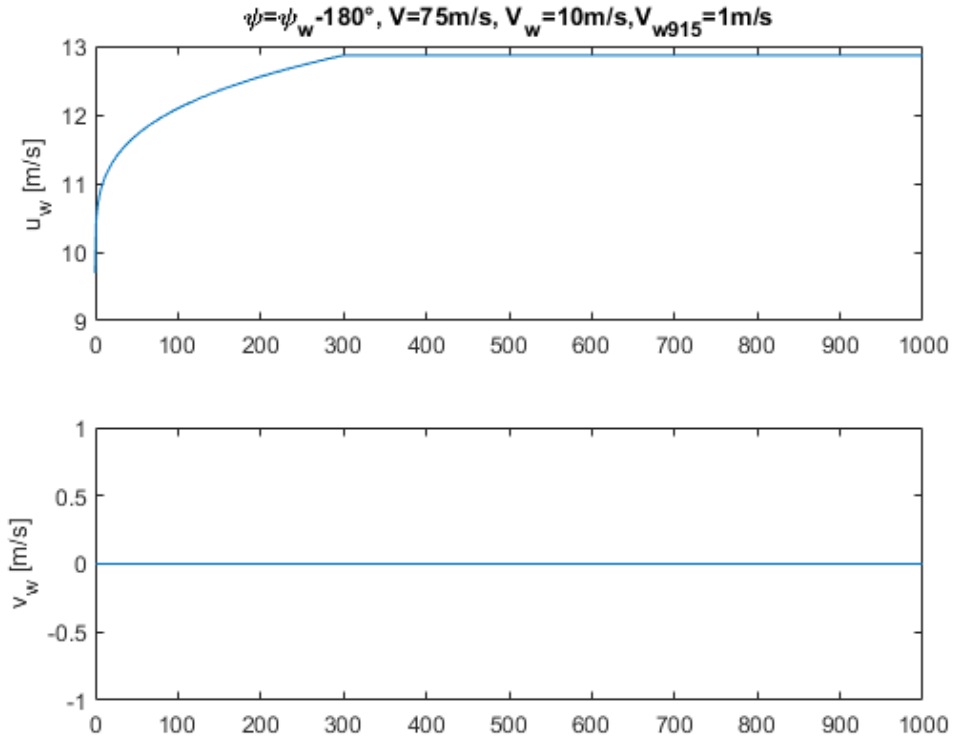


Slika 17. Komponente brzine vjetra ($\chi = \psi_w$)

Na slikama 18 i 19 prikazane su dvije komponente brzine leta (isključujući komponentu po z osi) pri različitom pravcu leta, odnosno smjeru vjetra. Slika 18 prikazuje smjer vjetra zakrenut za 90° u odnosu na pravac leta (bočni vjetar), dok slika 19 prikazuje smjer vjetra zakrenut za 180° (leđni vjetar). Treća komponenta vektora brzine vjetra $w_w$je ovdje zanemarena, jer je ona uvijek nula u slučaju razmatranja konstantog vjetra po visini.



Slika 18. Komponente brzine vjetra pri različitom pravcu leta ($\chi = 0°, \psi_w = 90°$)



Slika 19. Komponente brzine vjetra pri različitom pravcu leta ($\chi = 0°, \psi_w = 180°$)

5.3. Atmosferska turbulencija

Atmosfera je uvijek u stanju turbulentnog kretanja. Osnovna karakteristika turbulentnog gibanja je nepravilnost polja brzine koja se kreće duž prostorne i vremenske raspodjele. Iako se vjetar pojavljuje, često ga prate turbulencije. Turbulencija u liniji dionice brzine vjetra pojavljuje se kao kontinuirana slučajna pulsacija koja se dodaje na prosječni vjetar. Također se mijenja s vremenom i prostorom. Možemo reći da je prosječna brzina vjetra niskofrekventni dio brzine vjetra, a turbulentna brzina vjetar visokofrekventni dio brzine vjetra.

Udar vjetra također ima karakteristiku da ima polje brzine zajedno s prostornom i vremenskom raspodjelom nepravilnosti. U usporedbi s turbulencijom, turbulencija je kontinuirana slučajna varijacija vjetra, dok je nalet diskretna ili određena promjena. Nalet ima karakteristike iznenadnosti i intenziteta. To jako šteti simulatoru leta. U inženjerskim primjenama nalet može biti karakteriziran diskretnim smicanjem vjetra, vrhom turbulencije u atmosferi, prolazom turbulentnog traga zrakoplova itd. Udar vjetra kao određena promjena, odnosno kao kosinusna funkcija vjetra u ovom radu nije modelirana na taj način, već će same deterministčke komponente vjetra koje je moguće mijenjati tijekom simulacije upravo simulirati tu pojavu.

U teoriji vjerojatnosti, stohastički proces ili ponekad jednostavno slučajni proces je skup jedne ili više slučajnih varijabli koje predstavljaju evoluciju neke slučajne vrijednosti ili sustava tijekom vremena.

Prema standardnim referencama, turbulencija je fluktuacija translacijskih i rotacijskih brzina vjetra oko određenih unaprijed definiranih sredstava i stohastički je postupak definiran spektrima brzina. Teorija stohastičnih procesa predstavlja zadovoljavajući model opisa atmosferske turbulencije kod većine simulatora. Osnovu čini spektralna raspodjela snage, te u literaturi postoji nekoliko spektara od kojih su najpoznatiji Von Karmanov i Drydenov. Kod svih su za primjenu potrebne standardne devijacije i skalirane duljine. Modeli von Karman i Dryden turbulencije vjetra koriste odgovarajuće spektralne prikaze polja turbulencije. Dryden model posebno je prikladan za simulaciju, a moguće je uključiti realne ulaze turbulencije propuštanjem bijelog šuma ograničenog opsegom kroz odgovarajuće filtere za oblikovanje. Mala razlika ova dva modela evidentna je tek za više frekvencije. [12]

Da bi se stohastični procesi mogli primjeniti za opis atmosferskih turbulencija postavljene su sljedeće pretpostavke, prema [13]:

- ergodičnost – daje nam mogućnost određivanja svih statističkih svojstava određenih atmosferskih uvjeta na osnovu samo jednog, dovoljno dugog vremenskog odsječka.
- stacionarnost – turbulencije atmosfere su stacionarni slučajni procesi.
- homogenost – nema promjene statističkih svojstava turbulencije s prostornim pomjeranjem referentnog sustava
- izotropnost – nema promjene statističkih svojstava turbulencije s rotacijom referentnog sustava, te izotropičnost povlači

$$\frac{\sigma_u^2}{L_u} = \frac{\sigma_w^2}{L_w} = \frac{\sigma_v^2}{L_v} \tag{5.9}$$

- Taylorova hipoteza "zamrznute atmosfere" u odnosu na vrijeme. Kroz kratki vremenski interval tijekom kojeg je zrakoplov pod utjecajem brzina u određenoj točki atmosfere, ove brzine se ne mjenjaju sa vremenom. Ova hipoteza dopušta da prostorne korelacijske funkcije i frekvencije budu povezane sa korelacijskim funkcijama i frekvencijama u vremenskoj domeni.
- normalnost – Gaussova raspodjela gustoće vjerojatnosti za svaku komponentu brzine.

Von Karmananov spektar raspodjele snage najbolje opisuje dostupne eksperimentalne rezultate atmosferske turbulencije, posebno pri višim frekvencijama, [13].

$$\Phi_u(\Omega) = 2\sigma_u^2 L_u \frac{1}{[1 + (1.339 L_u \Omega^2)]^{5/6}} \tag{5.10}$$

$$\Phi_v(\Omega) = \sigma_v^2 L_v \frac{\left[1 + \frac{8}{3}(1.339 L_v \Omega)^2\right]}{[1 + (1.339 L_v \Omega)^2]^{11/6}} \tag{5.11}$$

$$\Phi_w(\Omega) = \sigma_w^2 L_w \frac{\left[1 + \frac{8}{3}(1.339 L_w \Omega)^2\right]}{[1 + (1.339 L_w \Omega)^2]^{11/6}} \tag{5.12}$$

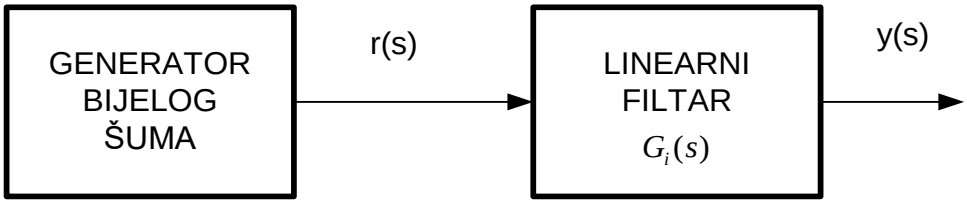
No taj spektar nije pogodan za računalnu primjenu zbog neracionalne funkcije od Ω. Zbog toga se češće za probleme simulacije leta koristi Drydenov spektar.

$$\Phi_u(\Omega) = \sigma_u^2 2L_u \frac{1}{(1 + L_u^2\Omega^2)} \tag{5.13}$$

$$\Phi_v(\Omega) = \sigma_v^2 L_v \frac{(1 + 3L_v^2\Omega^2)}{(1 + L_v^2\Omega^2)^2} \tag{5.14}$$

$$\Phi_w(\Omega) = \sigma_w^2 L_w \frac{(1 + 3L_w^2\Omega^2)}{(1 + L_w^2\Omega^2)^2} \tag{5.15}$$

Za simulaciju Drydenovog modela primjenjen je princip prema slici 20: bijeli šum r(s) propušten kroz linearni, "formirajući filtar" kako bi dobili stohastičnu komponentu brzine vjetra y(s).



Slika 20. Blok shema generiranja vjetra po Drydenovoj spektralnoj raspodjeli snage

Veza između auto-spektralne gustoće izlaznog signala *y(s)* i auto-spektralne gustoće ulaznog signala *r(s)* može se napisati na sljedeći način

$$S_{yy}(\omega) = \left|G_{yr}(\omega)\right|^2 S_{rr}(\omega) \tag{5.16}$$

gdje je $\left|G_{yr}(\omega)\right|$ amplitudni odziv filtra. Kako je ulazni signal bijeli šum za njegovu spektralnu gustoću vrijedi $S_{rr}(\omega) = 1$, pa je spektralna gustoća izlaznog signala:

$$S_{yy}(\omega) = \left|G_{yr}(\omega)\right|^2 \tag{5.17}$$

Imajući u vidu Dryden modele spektralne gustoće snage i vezu $\Omega = \frac{\omega}{V}$, gdje je V intenzitet brzine zrakoplova, može se pisati:

$$|G_{ur}(\omega)|^2 = 2\sigma_u^2 \frac{L_u}{V} \frac{1}{1 + (L_u \frac{\omega}{V})^2} \tag{5.18}$$

$$|G_{vr}(\omega)|^2 = \sigma_v^2 \frac{L_v}{V} \frac{1 + 3(L_v \frac{\omega}{V})^2}{(1 + (L_v \frac{\omega}{V})^2)^2} \tag{5.19}$$

$$|G_{vr}(\omega)|^2 = \sigma_w^2 \frac{L_w}{V} \frac{1 + 3(L_w \frac{\omega}{V})^2}{(1 + (L_w \frac{\omega}{V})^2)^2} \tag{5.20}$$

Rješenja ove prethodne tri jednadžbe daju funkcije kao frekvencijski odziv formirajućih filtera.

$$G_{ur}(\omega) = \sigma_u \sqrt{\frac{2L_u}{V}} \frac{1}{1 \pm \frac{L_u}{V} j\omega} \tag{5.21}$$

$$G_{vr}(\omega) = \sigma_v \sqrt{\frac{L_v}{V}} \frac{1 \pm \sqrt{3} \frac{L_v}{V} j\omega}{(1 \pm \frac{L_v}{V} j\omega)^2} \tag{5.22}$$

$$G_{wr}(\omega) = \sigma_w \sqrt{\frac{L_w}{V}} \frac{1 \pm \sqrt{3} \frac{L_w}{V} j\omega}{(1 \pm \frac{L_w}{V} j\omega)^2} \tag{5.23}$$

Odabiranje znaka ' - ' u nazivniku vodilo bi ka nestabilnom filtru, te zbog izbjegavanja filtra neminimalne faze izbacuje se znak ' - ' u brojniku. Dakle prenosne funkcije za ova tri formirajuća filtra koja odgovaraju Drydenovoj spektralnoj raspodjeli snage dobijamo iz prethodne relacije za $s = j\omega$

$$G_{ur}(\omega) = \frac{u(s)}{r(s)} = \sigma_u \sqrt{\frac{2L_u}{V}} \frac{1}{1 + \frac{L_u}{V} s} \tag{5.24}$$

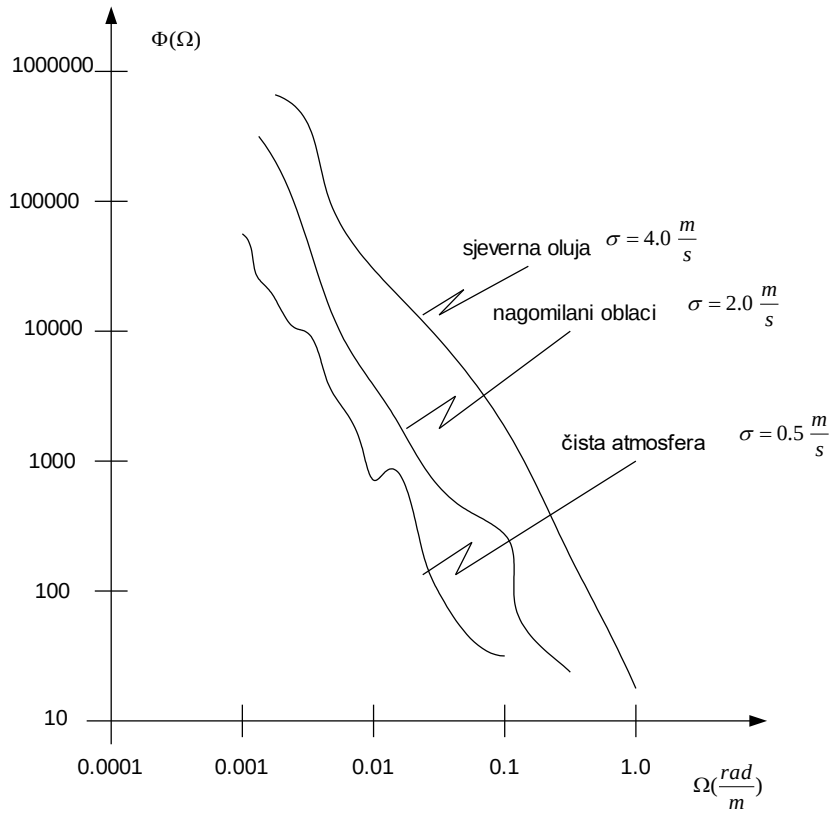
$$G_{vr}(\omega) = \frac{v(s)}{r(s)} = \sigma_v \sqrt{\frac{L_v}{V}} \frac{1 + \sqrt{3}\frac{L_v}{V}s}{(1 + \frac{L_v}{V}s)^2} \tag{5.25}$$

$$G_{wr}(\omega) = \frac{w(s)}{r(s)} = \sigma_w \sqrt{\frac{L_w}{V}} \frac{1 + \sqrt{3}\frac{L_w}{V}s}{(1 + \frac{L_w}{V}s)^2} \tag{5.26}$$

Tipična funkcija raspodjele snage za atmosferske turbulencije dana je na slici 21. Skalirane duljine ovise o visini leta, te je prema MIL standardu [14] definirano

- za visine iznad 1750 ft (580 m): $L_u = L_v = L_w = 1750\text{ft} = 580m$
- za visine do 1750 ft (580 m): $L_u = L_v = 145\sqrt[3]{h_{cg}}$, $L_w = h_{cg}$

gdje je h_{cg} visina leta pri ulasku u turbulenciju. Npr. za grmljavinu s olujom, prema [15] može se uzeti $L_u = L_v = L_w = 1750\text{ft} = 580m$ i $\sigma_u = \sigma_v = \sigma_w = 7\text{m/s}$.



Slika 21. Spektralna raspodjela snage $\boldsymbol{\Phi(\Omega)}$ za različita stanja atmosfere

5.4. Realizacija Drydenovog filtera

Drydenov filter potrebno je realizirati u diskretnom obliku tako da za u komponentu (sustav prvog reda) za dani ulaz R(z) dobijamo izlaz

$$Y(z) = H_{YR}(z)R(z) = \frac{b_0 + b_1 z^{-1}}{a_0 + a_1 z^{-1}} \tag{5.27}$$

te za komponente v i w (sustav drugog reda)

$$Y(z) = H_{YR}(z)R(z) = \frac{b_0 + b_1 z^{-1} + b_2 z^{-2}}{a_0 + a_1 z^{-1} + a_2 z^{-2}} \tag{5.28}$$

Da bi dobili diskretizirani model Drydenovog filtra primjenjena je tranzijentna metoda s razvojem u red za sustav u prostoru stanja. Kontinuirani sustav u prostoru stanja općenito se opisuje sa jednadžbama

$$\dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) \tag{5.29}$$

$$y(t) = Cx(t) + Dr(t) \tag{5.30}$$

Svođenjem na upravljivu kanoničku formu sustavi dani sa prenosnim funkcijama 5.24, 5.25 i 5.26 dobiveni su u prostoru stanja:

- za *u* komponentu brzine

$$A_u = -\frac{V}{L_u}, B_u = \sigma_u \sqrt{\frac{2V}{L_u}} \tag{5.31}$$

- *za v komponentu brzine*

$$A_v = \begin{bmatrix} -2\frac{V}{L_v} & 1 \\ -\frac{V^2}{{L_v}^2} & 0 \end{bmatrix} \rightleftarrows, B_v = \begin{bmatrix} \sigma_v \sqrt{\frac{3V}{L_v}} \\ \sigma_v \sqrt{\frac{V^3}{{L_v}^3}} \end{bmatrix} \tag{5.32}$$

- *za w komponentu brzine*

$$A_w = \begin{bmatrix} -2\frac{V}{L_w} & 1 \\ -\frac{V^2}{{L_w}^2} & 0 \end{bmatrix} \rightleftarrows, B_w = \begin{bmatrix} \sigma_w \sqrt{\frac{3V}{L_w}} \\ \sigma_w \sqrt{\frac{V^3}{{L_w}^3}} \end{bmatrix} \tag{5.33}$$

U prostoru stanja diskretni model ima k-tu vrijednost

$$x[(k+1)T] = G(T)X(kT) + H(T)u(kT) \tag{5.34}$$

gdje je *T* period diskretizacije.

Matrice diskretiziranog sustava mogu se opisati pomoću matrica kontinuiranog sustava i perioda diskretizacije prema tranzijentnoj metodi razvojem u red:

$$G(T) = e^{AT} = \sum_{i=0}^{\infty} \frac{A^i T^i}{i!} \tag{5.35}$$

$$H(T) = \int_0^T e^{AT} B dt = \sum_{j=0}^{\infty} \frac{A^j T^{(j+1)}}{(j+1)!} B \tag{5.36}$$

Pri tome vrijedi $A^0 = I$. Za konkretni problem atmosferske turbulencije pokazalo se da je dovoljno uzeti 6 članova reda. Nakon razvoja u red prema relacijama (5.35) i (5.36) za određeni period diskretizacije *T*, iz kontinuiranog sustava opisanog sa izrazima (5.31), (5.32) i (5.33) dobiveni su diskretni sustavi u prostoru stanja. Tako se za u komponentu brzine dobijaju matrice G_u i H_u (zapravo skalari), za *v* komponentu matrice drugog reda G_v i H_v , a za *w* komponentu također matrice drugog reda G_w, i H_w . Ovako diskretizirane sustave možemo zapisati u obliku danim s relacijama (5.27) i (5.28):

- za *u* komponentu brzine

$$Y_u(z) = H_{Y_uR}(z)R(z) = \frac{H_u z^{-1}}{1 - G_u z^{-1}} \tag{5.37}$$

- za *v* komponentu brzine

$$Y_v(z) = H_{Y_vR}(z)R(z) = \frac{H_{v_1} z^{-1} + \left(G_{v1,2}H_{v2} - G_{v2,2}H_{v1}\right)z^{-2}}{1 - \left(G_{v1,1} + G_{v2,2}\right)z^{-1} + \left(G_{v1,1}G_{v2,2} - G_{v1,2}G_{v2,1}\right)z^{-2}} \tag{5.38}$$

- za *w* komponentu brzine

$$Y_w(z) = H_{Y_wR}(z)R(z) = \frac{H_{w_1} z^{-1} + \left(G_{w1,2}H_{w2} - G_{w2,2}H_{w1}\right)z^{-2}}{1 - \left(G_{w1,1} + G_{w2,2}\right)z^{-1} + \left(G_{w1,1}G_{w2,2} - G_{w1,2}G_{w2,1}\right)z^{-2}} \tag{5.39}$$

Konačno za sustav prvog reda (u komponenta brzine) za diskretni korak *kT* na izlazu iz filtra za dani ulaz *r(k)*, te za vrijednosti iz prethodnog koraka *(k-1)T* vrijedi relacija

$$y(k) = b_0 r(k) + z_1(k-1) \tag{5.40}$$

$$z_1(k) = b_1 r(k) - a_1 y(k) \tag{5.41}$$

a za sustav drugog reda (*v* i *w* komponente brzine)

$$y(k) = b_0 r(k) + z_1(k-1) \tag{5.42}$$

$$z_1(k) = b_1 r(k) + z_2(k-1) - a_1 y(k) \tag{5.43}$$

$$z_1(k) = b_2 r(k) - a_2 y(k) \tag{5.44}$$

Nakon uvrštavanja u gornje izraze odgovarajuće parametre iz relacija (5.37), (5.38) i (5.39) slijedi:

- za *u* komponentu brzine

$$y(k) = 0 \cdot r(k) + z_1(k-1) \tag{5.45}$$

$$z_1(k) = H_u r(k) + G_u y(k) \tag{5.46}$$

- za *v* komponentu brzine

$$y(k) = 0 \cdot r(k) + z_1(k-1) \tag{5.47}$$

$$z_1(k) = H_{v1} r(k) + z_2(k-1) + \left(G_{v1,1} + G_{v2,2}\right) y(k) \tag{5.48}$$

$$z_1(k) = \left(G_{v1,2} H_{v2} - G_{v2,2} H_{v1}\right) r(k) - \left(G_{v1,1} G_{v2,2} - G_{v1,2} G_{v2,1}\right) y(k) \tag{5.49}$$

- za *w* komponentu brzine

$$y(k) = 0 \cdot r(k) + z_1(k-1) \tag{5.50}$$

$$z_1(k) = H_{w1} r(k) + z_2(k-1) + \left(G_{w1,1} + G_{w2,2}\right) y(k) \tag{5.51}$$

$$z_1(k) = \left(G_{w1,2} H_{w2} - G_{w2,2} H_{w1}\right) r(k) - \left(G_{w1,1} G_{w2,2} - G_{w1,2} G_{w2,1}\right) y(k) \tag{5.52}$$

Pri tome je potrebno definirati vrijednosti y, z_1, z_2 za k=0. Kod realizacije razmatranog problema te su vrijednosti postavljene na nulu.

Derivaciju stohastične komponente brzine vjetra jednostavno je odrediti u diskretiziranom obliku

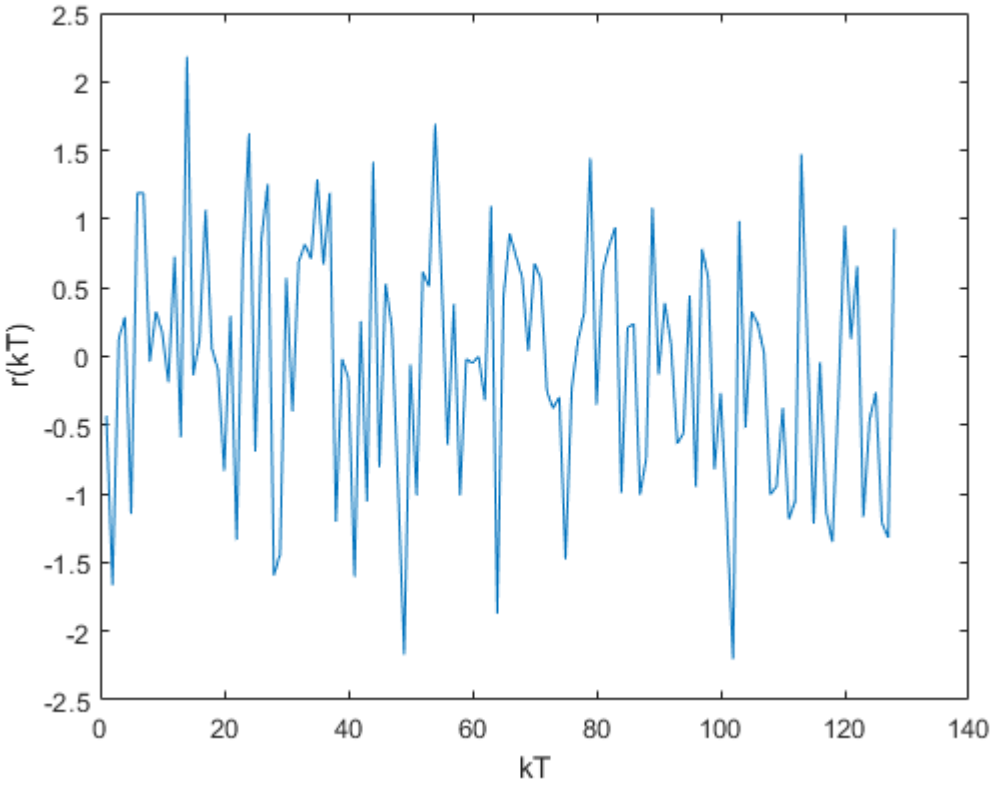
$$\dot{y}(k) = y(k) - y(k-1) \tag{5.53}$$

5.5. Analiza Drydenovog filtera

Stohastična komponenta brzine vjetra opisuje atmosfersku turbulenciju. Turbulencija se određuje filtriranjem bijelog šuma sa Drydenovim filtrom. Pri tome je pravac vjetra nepromjenjen. Tijekom simulacije leta postoji mogućnost promjene parametara vjetra.

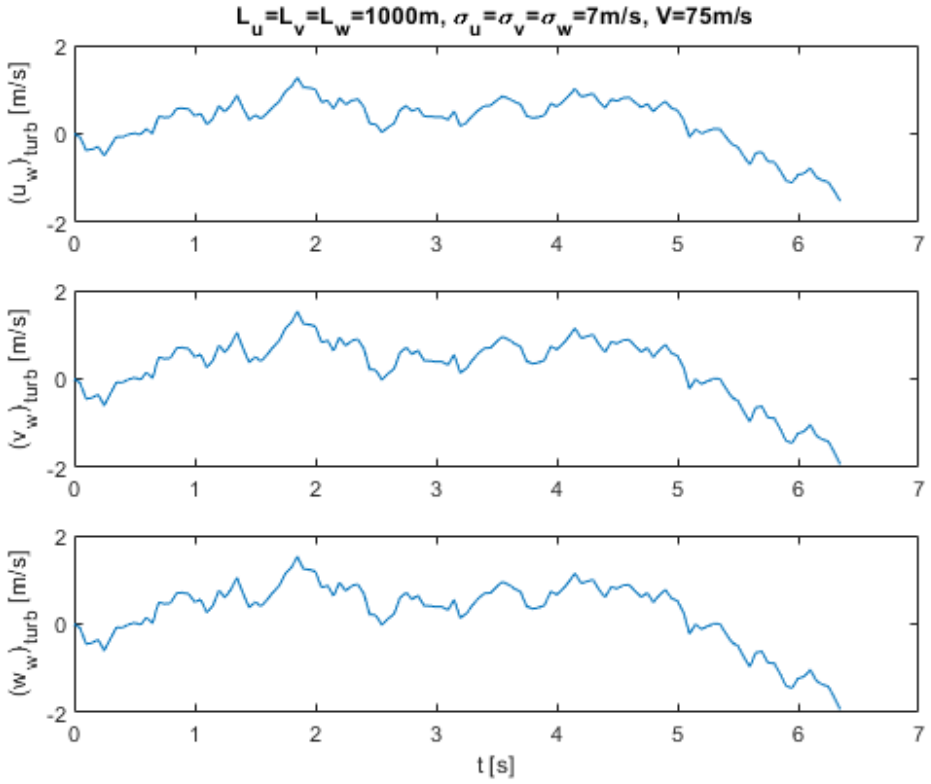
Bijeli šum je idealizacija, a kao pobuda predstavlja ergodički slučajni postupak koji je slučajni šum sa spektrom snage koji je neovisan o frekvenciji i čija je vrijednost na bilo kojoj frekvenciji ista. Taj se šum naziva bijeli šum, jer je spektar gustoće ovog postupka široko raspoređen u frekvencijskom području poput bijele svjetlosti. Funkcija autokorelacije je inverzna Fourierova transformacija gustoće spektra snage.

Za primjer bijelog šuma generiran je normalno distribuirani slučajni niz, prikazan na slici 22. Promatrano je $n=128$ elemenata uz period diskretizacije T=0.05 s. Za potrebe simulacije postavljen je period od 0.02 sekunde jer je toliki korak postavljen i u MATLAB kodu koji se pokazao adekvatnim za potrebe simulatora leta. Da se stvar pojednostavni taj se signal svakih 128 vremenskih koraka ponavlja, što je prikazano na slici 22. Ako pomnožimo diskretni korak kT periodom diskretizacije T dobiti ćemo vrijeme trajanja signala t.

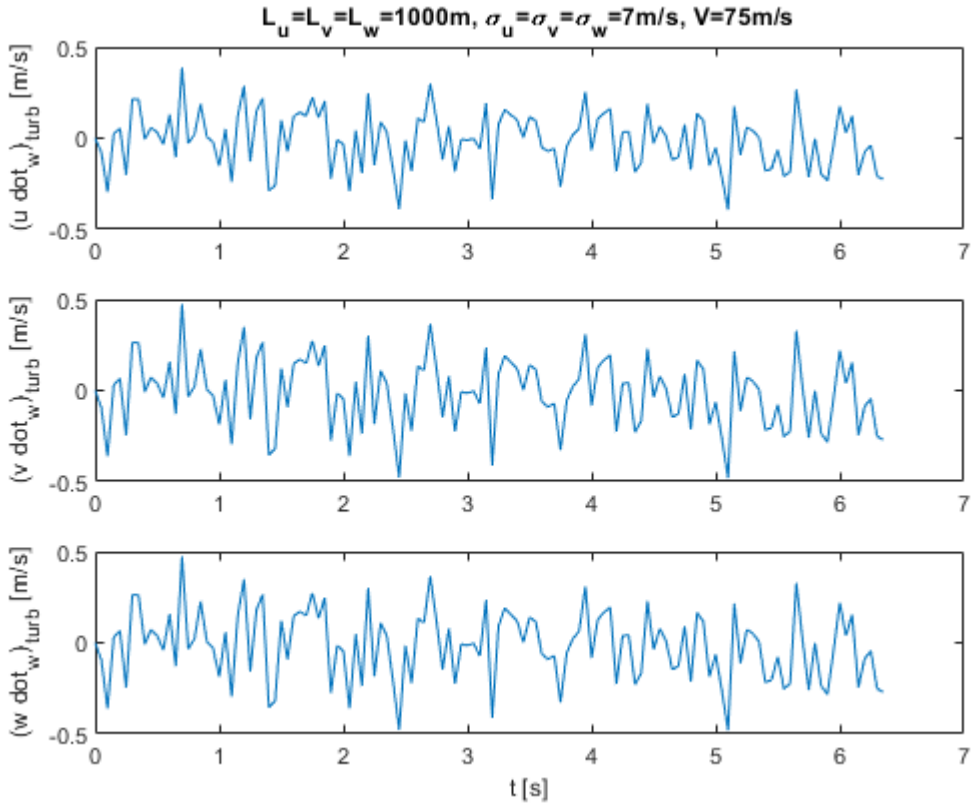


Slika 22. Bijeli šum na ulazu u Drydenov filter

Analiziran je konkretan primjer za skalirane duljine turbulencije $L_u = L_v = L_w = 1000m$, te za standardne devijacije $\sigma_u = \sigma_v = \sigma_w = 7$m/s. Stohastične komponente brzine vjetra dobivene gore opisanim Drydenovimm filterom prikazane su na slici 23. Na slici 24 dan je prikaz komponenti derivacije brzine za promatrani primjer.



Slika 23. Stohastične komponente brzine turbulentnog vjetra dobivene kao izlaz iz Drydenovog filtra



Slika 24. Komponente derivacije stohastične brzine

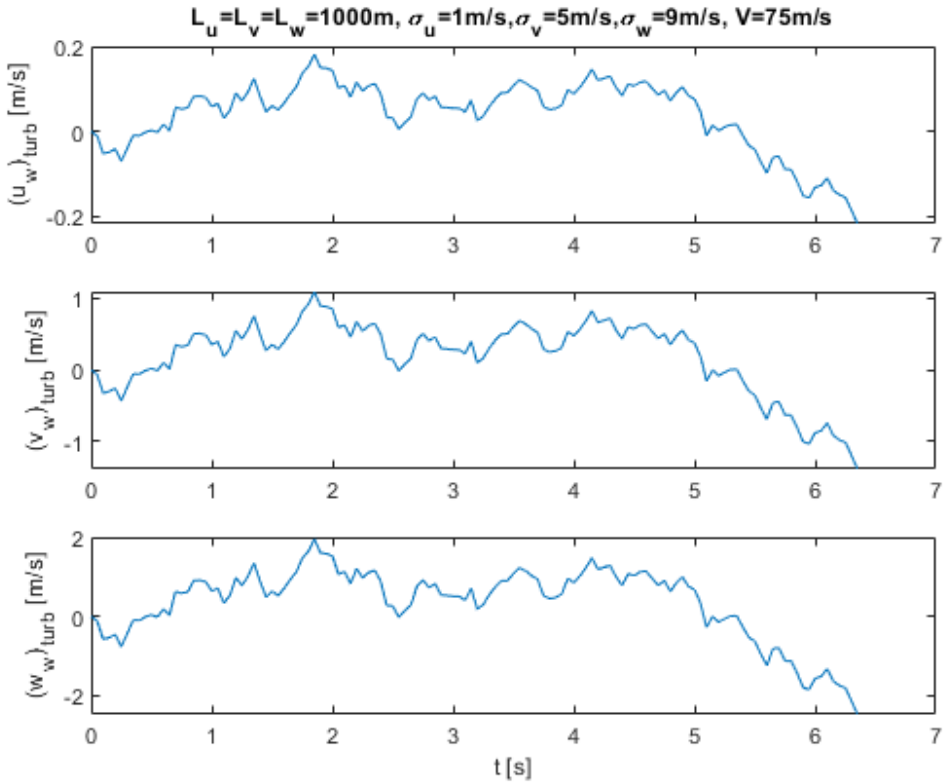
Pri različitim standardnim devijacijama $\sigma_u, \sigma_v, \sigma_w$, odnosno razinama turbulencije, amplitude brzina se mijenjaju za iznos od 0.2m/s sve do 2m/s što bi bio maksimalan iznos stohastične komponente brzine turbulentnog vjetra po svim osima što možemo vidjeti na slici 25.

Slika 26 pokazuje komponente turbulentnog vektora brzine vjetra u ponavljajućoj sekvenci, te služi kao provjera za ponavljanje signala u simulaciji. Generiranje bijelog šuma nije ostavljeno otvoreno tako da se može manipulirati istim setom slučajnih brojeva više puta iz razloga potrebe evaluacije simulatora pri testiranju sa različitim profilom pilota.

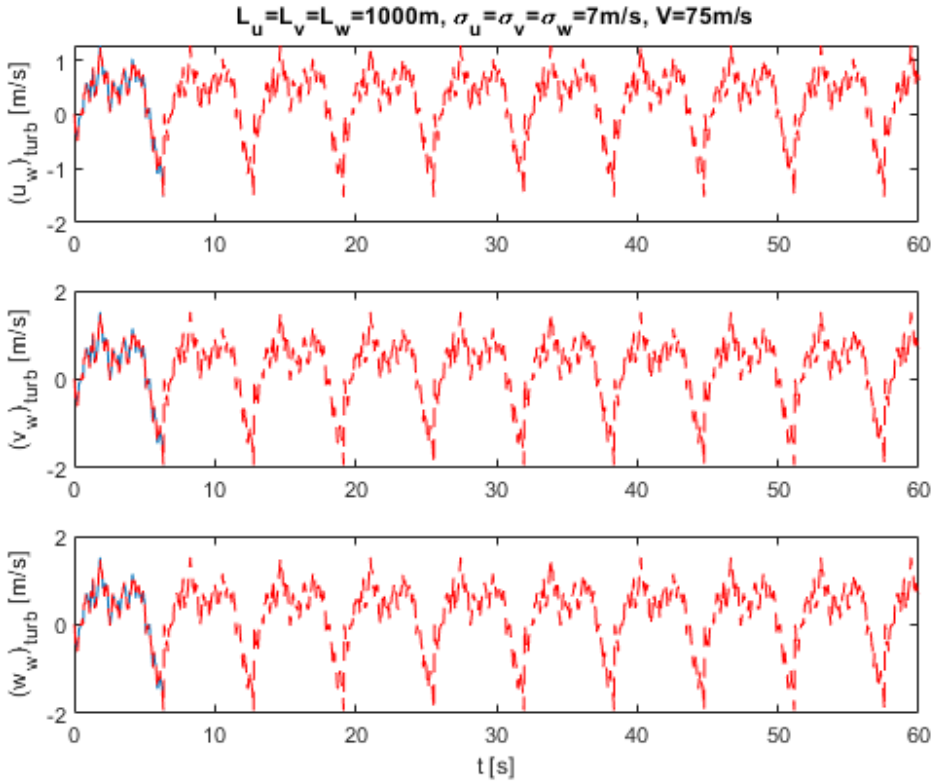
Standarne devijacije koje predstavljaju jedan od parametara spektralnih raspodjela snage instruktor može zadati u 10 nivoa turbulencije od *TurbKey*=0 za $\sigma_u = \sigma_v = \sigma_w = 0$m/s do *TurbKey*=9 za $\sigma_u = \sigma_v = \sigma_w = 9$m/s. Također je moguće odabrati između konstantnog vjetra i vjetra s utjecajem graničnog sloja definiranjem globalnih varijabla i promjenjivih parametara putem SIMULINK-a.

Parametri prijenosnih funkcija Drydenovog filtra koji opisuje atmosfersku turbulenciju mjenjaju se tijekom simulacije zajedno s promjenom brzine i visine leta. No program je

napravljen tako da instuktor ima mogućnost promjene samih ulaznih parametara modela vjetra – intenzitet brzine i pravac vjetra, skalirane duljine i standardne devijacije – u željenim intervalima simulacije leta.



Slika 25. Stohastične komponente brzine turbulentnog vjetra pri različitim razinama turbulencije



Slika 26. Komponente turbulentnog vektora brzine vjetra u ponavljajućoj sekvenci

5.6. Ukupni vjetar

Kako je prethodno opisano, ukupni vjetar modeliran u ovom radu se sastoji od tri komponente: srednjeg vjetra, vjetra u graničnom sloju i turbulentne komponente vjetra definirane u brzinskom koordinatnom sustavu:

$$\boldsymbol{V}_W = \boldsymbol{V}_{Wsr} + \boldsymbol{V}_{Wgr} + \boldsymbol{V}_{Wturb} \tag{5.54}$$

Odnosno

$$\begin{bmatrix} u_W \\ v_W \\ w_W \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u_{wsr} \\ v_{wsr} \\ w_{wsr} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} u_{wgr} \\ v_{wgr} \\ w_{wgr} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} u_{wturb} \\ v_{wturb} \\ w_{wturb} \end{bmatrix} \tag{5.55}$$

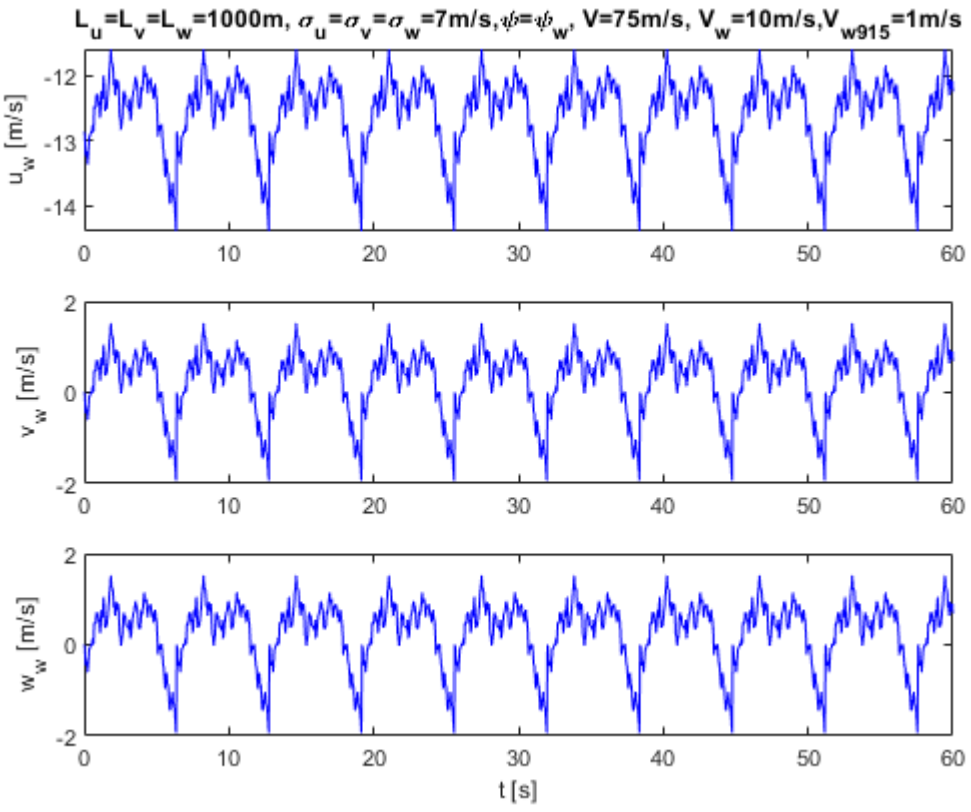
Gdje su u_{wsr}, v_{wsr} , w_{wsr} po formulama kako slijede (5.1), (5.2) i (5.3), komponente graničnog sloja: u_{wgr} , v_{wgr} , w_{wgr} dobivene prema jednadžbama (5.6), (5.7) i (5.8), te komponente turbulentnog vjetra: u_{wturb} , v_{wturb} , w_{wturb} slijede iz jednadžbi (5.45) do (5.52).

Derivacija ukupnog vjetra je zapravo derivacija stohastične komponente vjetra:

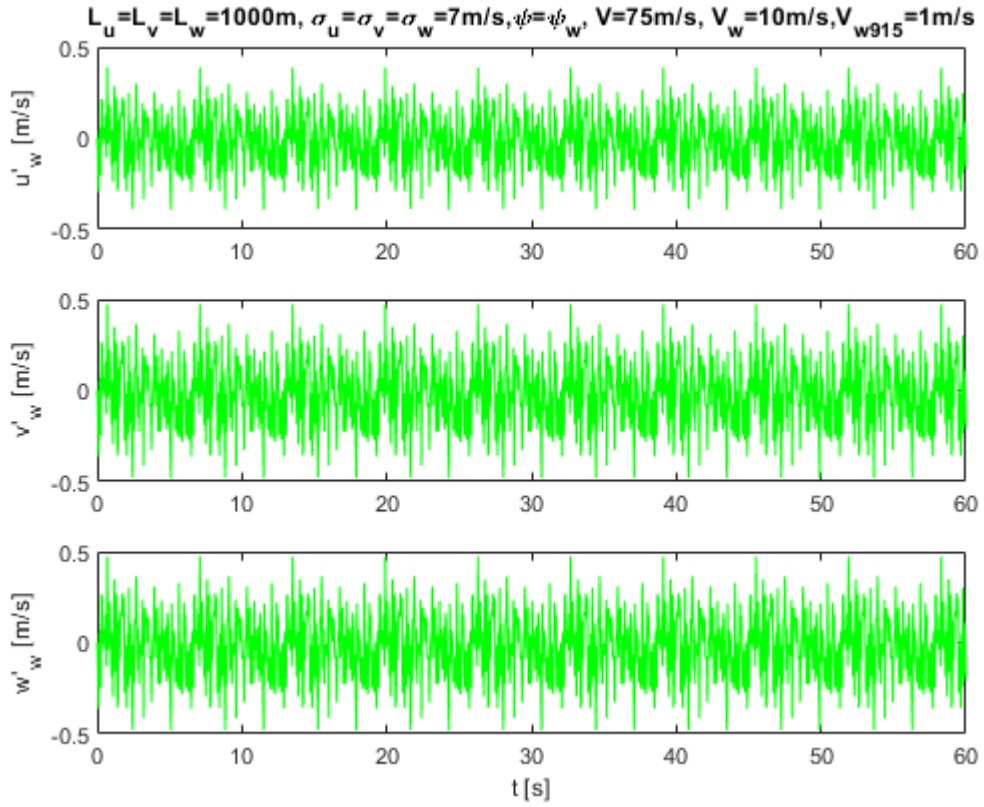
$$\begin{bmatrix} \dot{u_W} \\ \dot{v_W} \\ \dot{w_W} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{u_{Wturb}} \\ \dot{v_{Wturb}} \\ \dot{w_{Wturb}} \end{bmatrix} \tag{5.56}$$

Gdje su komponente dobivene prema formuli (5.53).

Slika 27 prikazuje ukupne komponente vektora brzine vjetra gdje je zadana visina leta 1000 metara, standardna devijacija, odnosno razina turbulencije od 7 m/s, intenzitet brzine čeonog vjetra je 10 m/s, te brzina vjetra na visini od 9.15m je 1m/s. Na slici 28 prikazane su derivacije vektora brzine vjetra za iste zadane parametre leta.



Slika 27. Ukupne komponente vektora brzine vjetra u brzinskom koordinatnom sustavu



Slika 28. Komponente derivacije vektora brzine vjetra u brzinskom koordinatnom sustavu

5.7. Implementacija vjetra u 6DOF model

Model vjetra ugrađen je u postojeću MATLAB skriptu [16] koja je modificirana i prilagođena za razmatrani zrakoplov te atmosferu koja se u ovom radu razmatra.

Razlikujemo dvije brzine letjelice ovdje: $\vec{V}_K$ i $\vec{V}$. Prva označava brzinu letjelice u odnosu na Zemlju i naziva se brzina leta $\vec{V}_K$. Druga brzina naziva se aerodinamička brzina $\vec{V}$, a označava brzinu letjelicu u odnosu na zrak. Između te dvije brzine imamo vezu

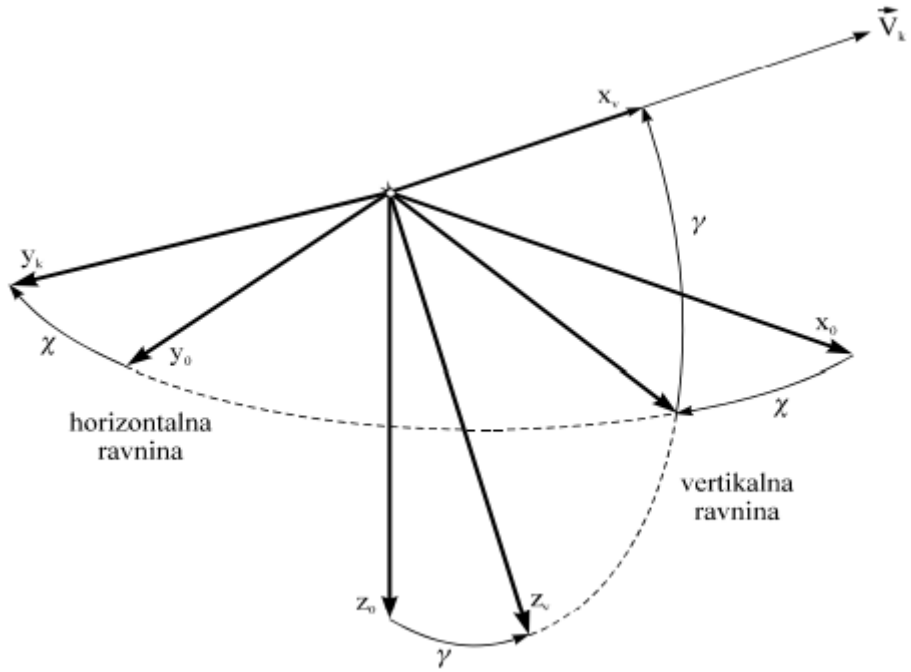
$$\vec{V} = \vec{V}_K - \vec{V}_W \tag{6.1}$$

gdje je $\vec{V}_W$ brzina zraka (u odnosu na Zemlju) ili, kratko, vjetar.

Brzina leta određena je svojim intenzitetom V_K i pomoću dva kuta :

- kut skretanja χ je kut u horizontalnoj ravnini oko osi z_o od osi x_o do horizontalne projekcije brzine (pozitivan oko osi z prema dolje)

- kut penjanja γ je kut u vertikalnoj ravnini od horizontalne projekcije do brzine leta (pozitivan prema gore),

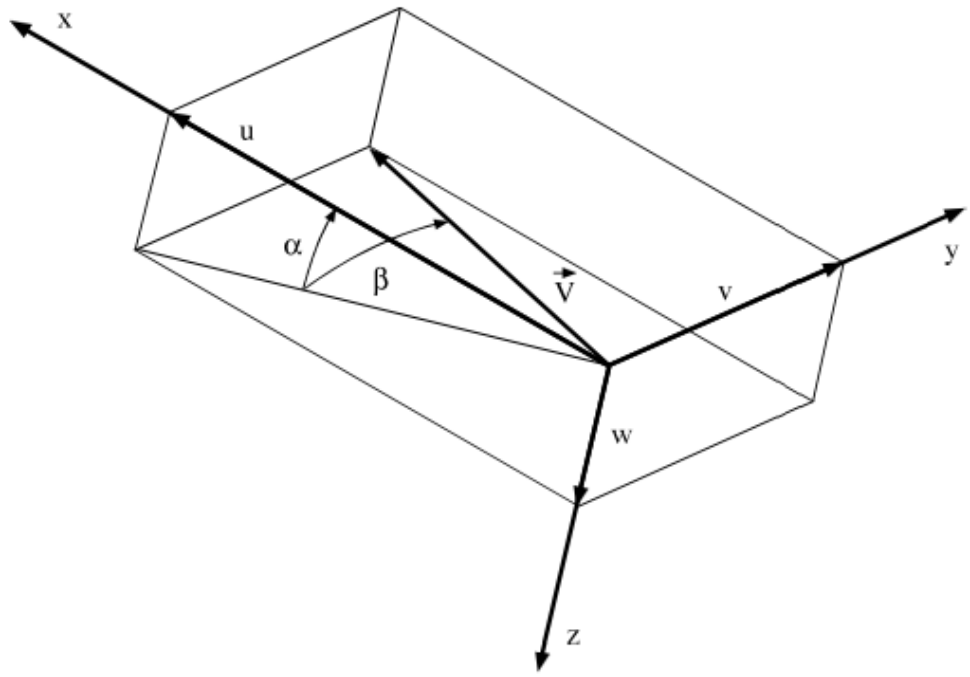


Slika 29. Brzinski koordinatni sustav [6]

Vektor brzine leta sastoji se od tri projekcije na osi letjelice:

$$\mathbf{V}_K = [u_K \quad v_K \quad w_K]^T \tag{6.2}$$

Kako bi odredili položaj aerodinamičke brzine uvodimo aerodinamički koordinatni sustav, te sa slike 30 vidimo položaj napadnog kuta α i kuta klizanja β.



Slika 30. Napadni kut i kut klizanja [6]

Sa navedenim kutevima komponente aerodinamičke brzine u koordinatnom sustavu letjelice su:

$$u = V\cos\ \beta\cos\ \alpha \tag{6.3}$$

$$v = V\sin\ \beta \tag{6.4}$$

$$w = V\cos\ \beta\sin\ \alpha \tag{6.5}$$

Prema slici 29 iz nošenog koordinatnog sustava "O" u brzinski se prelazi s dvije rotacije: prvo oko osi z_o za kut χ , a zatim oko osi y_v za kut γ :

$$\mathbf{L}_{VO} = \mathbf{L}_Y(\gamma) \cdot \mathbf{L}_Z(\chi) \tag{6.6}$$

Komponente brzine leta nakon transformacije u nošeni koordinatni sustav su:

$$\vec{\mathbf{V}}_K^o = \begin{bmatrix} V_K \cos\gamma \cos\chi \\ V_K \cos\gamma \sin\chi \\ -V_K \sin\gamma \end{bmatrix} \tag{6.7}$$

Iz toga dobivamo vrijednosti kuta skretanja χ i kuta penjanja γ

$$\chi = \arctan\frac{v_K}{u_K} \tag{6.8}$$

$$\gamma = \arcsin\frac{-w_K}{v_K} \tag{6.9}$$

Pretpostavkom da je vjetar horizontalan njegove su projekcije na osi nošenog koordinatnog sustava:

$$\vec{\mathbf{V}}_W^o = \begin{bmatrix} V_W \cos\chi_W \\ V_W \sin\chi_W \\ 0 \end{bmatrix} \tag{6.10}$$

Aerodinamička brzina u nošenom koordinatnom sustavu biti će:

$$\mathbf{V}^o = \mathbf{V}_K^o - \mathbf{V}_W^o \tag{6.11}$$

Intenzitet ove brzine je

$$V = \sqrt{(u^o)^2 + (v^o)^2 + (w^o)^2} \tag{6.12}$$

a njene su projekcije na osi letjelice

$$\mathbf{V} = \mathbf{L}_{FO}\mathbf{V}^o = \mathbf{L}_{FO}(\mathbf{V}_K^o - \mathbf{V}_W^o) \tag{6.13}$$

Gdje $\mathbf{L}_{FO}$ predstavlja matricu tranformacije iz nošenog koordinatnog sustava u koordinatni sustav letjelice

$$\mathbf{L}_{FO} = \mathbf{L}_X(\phi) \cdot \mathbf{L}_Y(\vartheta) \cdot \mathbf{L}_Z(\psi) \tag{6.14}$$

Gdje su tri kuta vektora stanja: ψ - kut zanosa, ϑ – kut propinjanja i ϕ – kut valjanja, a vektor stanja se prema 6DOF modelu sastoji od 13 komponenti:

$$\mathbf{x} = [x \quad y \quad z \quad u_\mathrm{K} \quad v_\mathrm{K} \quad w_\mathrm{K} \quad p \quad q \quad r \quad \varphi \quad \theta \quad \psi \quad m]^T \tag{6.15}$$

Komponente aerodinamičke brzine prema tome su:

$$\begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u_k \\ v_k \\ w_k \end{bmatrix} - \mathbf{L}_{FO} \begin{bmatrix} u_W^o \\ v_W^o \\ w_W^o \end{bmatrix} \tag{6.16}$$

Gdje su komponente vjetra u_W^o, v_W^o i w_W^o u nošenom koordinatnom sustavu dobivene transformacijom komponenata iz jednadžbe (5.55) iz brzinskog u nošeni koordinatni sustav

$$\begin{bmatrix} u_W^o \\ v_W^o \\ w_W^o \end{bmatrix} = \mathbf{L}_{OV} \begin{bmatrix} u_W^V \\ v_W^V \\ w_W^V \end{bmatrix} \tag{6.17}$$

a $\mathbf{L}_{OV}$ predstavlja matricu tranformacije iz brzinskog koordinatnog sustava u nošeni koordinatni sustav, što je zapravo tranasponirana matrica prema jednadžbi (6.6)

Derivacije komponenata aerodinamičke brzine:

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{u}_k \\ \dot{v}_k \\ \dot{w}_k \end{bmatrix} + \widetilde{\mathbf{\Omega}} \mathbf{L}_{FO} \begin{bmatrix} u_W^o \\ v_W^o \\ w_W^o \end{bmatrix} - \mathbf{L}_{FO} \begin{bmatrix} \dot{u}_W^o \\ \dot{v}_W^o \\ \dot{w}_W^o \end{bmatrix} \tag{6.18}$$

Gdje je $\mathbf{\Omega} = [\mathrm{p} \quad \mathrm{q} \quad \mathrm{r}]^\mathrm{T}$ vektor kutne brzine letjelice, a njegova kososimetrična matrica je:

$$\widetilde{\mathbf{\Omega}} = \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{bmatrix} \tag{6.19}$$

Iz tih vrijednosti mogu se dobiti komponente aerodinamičke brzine, te iz tih komponenata napadni kut i kut klizanja:

$$\alpha = \arctan \frac{w}{u} \tag{6.20}$$

$$\beta = \arcsin \frac{v}{V} \tag{6.21}$$

Derivacija napadnog kuta i kuta klizanja proizlaze iz gornjih jednadžbi:

$$\dot{\alpha} = \frac{\dot{w}u - w\dot{u}}{u^2 + w^2} \tag{6.22}$$

$$\dot{\beta} = \frac{\dot{v}V - v\dot{V}}{\mathrm{V}\sqrt{V^2 - v^2}} \tag{6.23}$$

Konačne 6DOF jednadžbe za opis modela zajedno sa prethodno iznesenim algebarskim jednadžbama opisane su u [4] i [6]. To su:

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ -\dot{y} \\ -\dot{z} \end{bmatrix} = \mathbf{L}_{OF} \begin{bmatrix} u_{\mathrm{K}} \\ v_{\mathrm{K}} \\ w_{\mathrm{K}} \end{bmatrix} \tag{6.24}$$

$$\begin{bmatrix} \dot{u}_{\mathrm{K}} \\ \dot{v}_{\mathrm{K}} \\ \dot{w}_{\mathrm{K}} \end{bmatrix} = -\begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} u_{\mathrm{K}} \\ v_{\mathrm{K}} \\ w_{\mathrm{K}} \end{bmatrix} + \frac{1}{m} \begin{bmatrix} X^{\mathrm{A}} \\ Y^{\mathrm{A}} \\ Z^{\mathrm{A}} \end{bmatrix} + \frac{1}{m} \begin{bmatrix} F_{\mathrm{X}} \\ F_{\mathrm{Y}} \\ F_{\mathrm{Z}} \end{bmatrix} + \mathbf{L}_{\mathrm{FO}} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix} \tag{6.25}$$

$$\begin{bmatrix} \dot{p}I_{\mathrm{x}}(t) \\ \dot{q}I_{\mathrm{y}}(t) \\ \dot{r}I_{\mathrm{z}}(t) \end{bmatrix} = -\begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} pI_{\mathrm{x}}(t) \\ qI_{\mathrm{y}}(t) \\ rI_{\mathrm{z}}(t) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} L^{\mathrm{A}} \\ M^{\mathrm{A}} \\ N^{\mathrm{A}} \end{bmatrix} \tag{6.26}$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin\phi\tan\theta & \cos\phi\tan\theta \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sin\phi/\cos\theta & \cos\phi/\cos\theta \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \tag{6.27}$$

$$\dot{m} = C_{\mathrm{P}} \cdot P_{\mathrm{mot}} \tag{6.28}$$

6. SIMULATOR

Simulator leta integrirani je simulacijski sustav za simulaciju leta zrakoplova pri izvođenju različitih misija u različitim uvjetima. Široka upotreba je u dizajniranju i kroz razvoj zrakoplovne industrije, kao i za osposobljavanje pilota i članova posade u vojnim i civilnim zrakoplovima. Primjena simulacijske tehnologije i tehnologije virtualne stvarnosti je od velike važnosti u zrakoplovnoj industriji.

Simulator leta važna je oprema za zrakoplovne eksperimente koja koristi simulacijsku tehnologiju za razvoj / testiranje različitih zrakoplovnih sustava i obuku pilota.

Simulator leta ima tri uloge: osposobljavanje posade, simulaciju okruženja i performansi aviona, te simulaciju instruktora . Simulator leta značajno je smanjio vrijeme, troškove i rizik koji je povezan s razvojem sustava zrakoplova. Simulator letenja široko se koristi za studije "čovjek u petlji" i za "hardver u petlji".

Simulacije leta sa pilotom u petlji obično se nazivaju simulatori leta. Simulator je uređaj koji oponaša dinamičko ponašanje pravog sustava. Za stvaranje simulatora koristi se matematička ili druga simulacija. Simulacija je provedba dinamičkog modela tijekom vremena.

Iako dinamički model može biti fizički ili matematički prikaz entiteta iz stvarnog svijeta, matematički model je obično implementiran u okviru simulatora leta [9]. Simulator leta pokušava s dovoljno senzornih podataka uvjeriti pilota simulatora da on ili ona leti stvarnim zrakoplovom. Senzorni znakovi vizualnih, pokretnih, taktilnih i akustičnih senzora pružaju se na holistički način. Primarni aspekti simulacije leta su pružanje realnih znakova pilotu, realistične simulacije kretanja zrakoplova, vanjskog vizualnog okruženja i atmosferskog okruženja. Povijesno gledano [9], simulacija leta započela je krajem 1920-ih razvojem simulatora Link, Edwina Linka, sina proizvođača klavira. To je u osnovi bila platforma oslonjena na Hookeov zglob koja je kinematički ekvivalentna kardanskoj platformi, svojevrsnom žiroskopu s dva stupnja slobode gibanja. Kako su se postupno shvaćala ograničenja sustava, izgrađeni su simulatori leta sposobni i za simulaciju translacijskog i rotacijskog gibanja. Razvojem računarstva i tehnologije modeliranja, nova snažnija računala i aplikativni softver omogućili su izgradnju naprednijih simulatora koji omogućuju složeniju i učinkovitiju simulaciju. Iako je moderni simulator leta postojeći složeni sustav koji uključuje softver i hardver, s povećanjem zahtjeva za točnosti moraju biti zajamčena ograničenja u stvarnom vremenu i druge atributivne kvalitete softverskog sustava.

Primarna uloga simulatora leta bila je i dalje će biti u obuci pilota. Prve simulatore koje je 1930-ih proizveo Edwin Link američka poštanska služba nabavila je nakon niza katastrofalnih nesreća u svrhu obuke pilota. Tada su usvojeni za obuku vojnih pilota i trenutno su prepoznati kao bitni i za zrakoplove opće avijacije. Iz ove perspektive, najvažniji aspekt je vizualno usmjeravanje radi poboljšanja prostorne svijesti pilota u odnosu na Zemljin horizont, što je posljedica sposobnosti simulatora da može preslikati vizualno okruženje zrakoplova i njegovo kretanje.

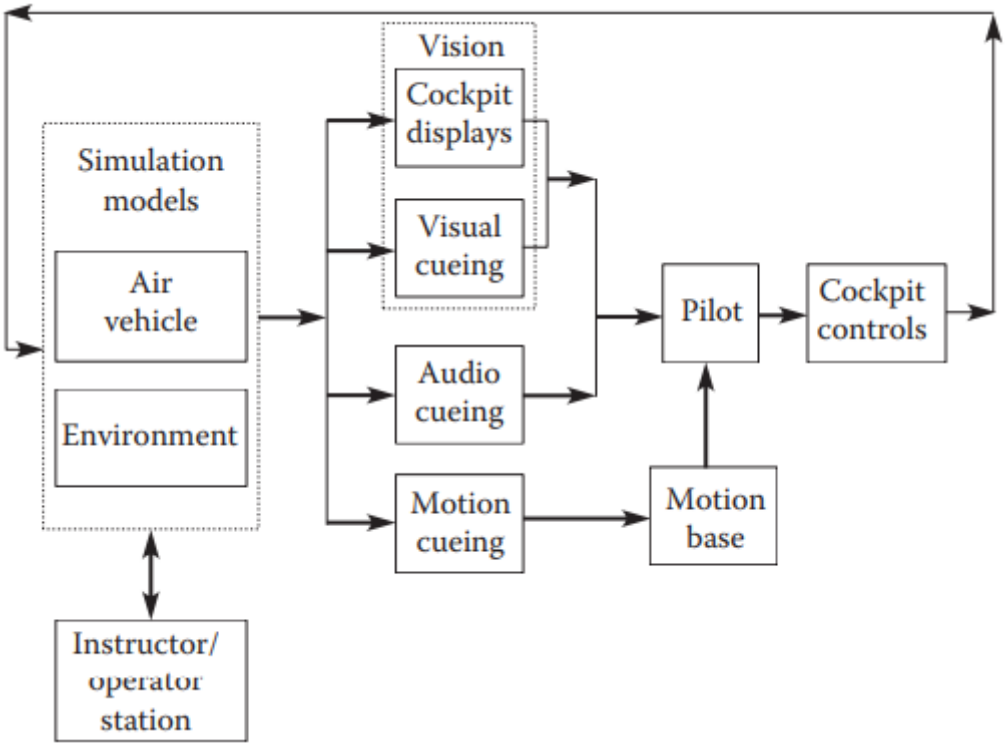
Tijekom razvoja zrakoplova mogu se koristiti brojni simulatori leta. Razvojni simulatori leta mogu se klasificirati na temelju njihove realnosti prema stvarnim uvjetima u letu. Realnost simulacije definira se kao „stupanj do kojeg obilježja uočljivih stanja potiču realno pilotsko psihomotorno i kognitivno ponašanje za zadani zadatak i okruženje“. Realnost u tom smislu odnosi se prvenstveno na učinak simulacije na pilota - to jest vjernost pilotskoj senzaciji, a ne vjernost dinamike zrakoplova - iako su oba aspekta nužno povezana. Simulatori leta koji se koriste tijekom razvoja zrakoplova mogu se široko razvrstati u dvije skupine: simulatori u stvarnom vremenu („real-time“) i simulatori gdje je pilot u petlji zadan kao odgovarajući matematički model („non-real-time“).

Simulatori koji nisu u stvarnom vremenu su obično računalno zasnovane simulacije, gdje su piloti u petlji predstavljeni nominalnim matematičkim modelom pilota. Ovi su simulatori dobri kada postoji potreba za velikom točnosti za učinkovitu dinamiku zrakoplova, uključujući fleksibilne načine rada, no nisu baš reprezentativni za ponašanje pilota.

Postoji niz kategorija simulatora u stvarnom vremenu. Prvi i najvažniji od njih su zemaljski vezani simulatori sa pilotom u petlji.

Tipični simulatori s fiksnom bazom i pokretnom bazom za određeni zrakoplov mogu točno reproducirati kretanje i okoliš u kokpitskoj stanici (uključujući zaslone), kao i produžene karakteristike zrakoplova s krutim tijelom [9]. Znakovi kretanja ili ne postoje (fiksna baza) ili su uvjetovani filtrima za ispiranje i drugim elementima koji ograničavaju kretanje (pokretna baza) koji bi trebali oponašati ljudske senzore pokreta. Također se pružaju komplementarni vizualni znakovi, koji mogu biti izvrsni za preddizajnirani let na visini, ali možda ipak neće biti primjereni za letenje na malim visinama u teksturi, razlučivosti i brzini animacije.

Simulator leta također se može promatrati kao distribuirani računalni upravljački sustav gdje su računalni zadaci funkcionalno podijeljeni i raspoređeni između nekoliko računala. Pojednostavljeni funkcionalni model simulatora leta prikazan je na slici 31.



Slika 31. Pojednostavljeni funkcionalni model simulatora leta [9]

6.1. FlightGear

Za potrebe vizualizacije leta u realnom vremenu korištena je *open source* aplikacija FlightGear. Programski paketi MATLAB i SIMULINK izvršuju sve potrebne proračune, dok se FlightGear-u iz SIMULINK-a šalju samo podaci o položaju i orijentaciji zrakoplova u svakoj instanci vremena.

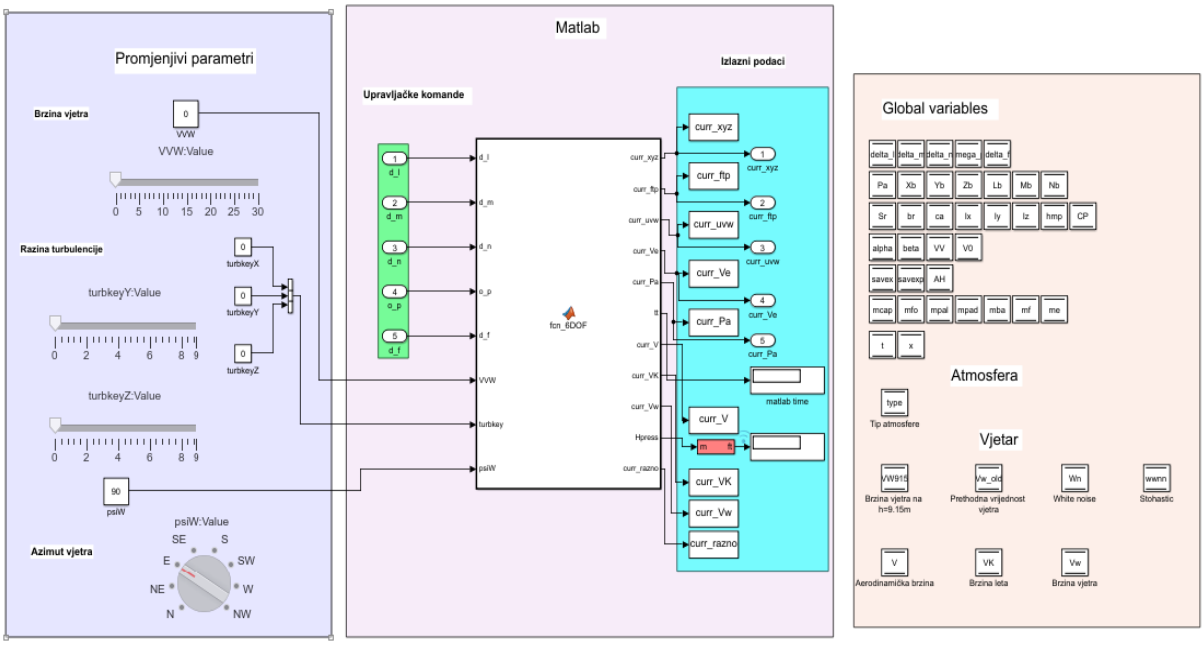
FlightGear Flight Simulator (često skraćen na FlightGear ili FGFS) besplatni je simulator leta s više platformi otvorenog koda razvijen u projektu FlightGear od 1997. FlightGear je atmosferski i orbitalni simulator leta koji se koristi u zrakoplovnim istraživanjima i industriji. Njegov motor za dinamiku leta (JSBSim) koristi se u NASA-inom pokazatelju za ocjenjivanje novog simulacijskog koda prema standardima svemirske industrije.

6.2. Model simulacije

Razvojno – inženjerski simulator leta koji se nalazi na Fakultetu strojarstva i brodogradnje (Zavod za zrakoplovno inženjerstvo) opremljen je sa dva računala, od kojih se jedno koristi za sve potrebne proračune, a drugo za obradu i vizualizaciju svih podataka.

Sustav za vizualizaciju sastoji se od tri projektora XGA rezolucije i projekcijskog platna cilindričnog oblika radijusa 5 metara sa horizontalnim kutem pogleda od 180°.

Model atmosfere sa vjetrom ugrađen je kao funkcija u MATLAB-u i podređeni podsustav u SIMULINK-u. Slika 32. daje prikaz SIMULINK modela sa svojim podblokovima.



Slika 32. Prikaz SIMULINK modela

Na lijevoj strani slike 32, u području označenom svijetlo plavom bojom nalaze se ulazni parametri vezani za vjetar koji se tijekom simulacije mogu mijenjati, te tako zadavati različite pobude. Ti ulazni parametri su:

- Konstantni vjetar: intezintet V_w (0-30m/s) i azimut vjetra ψ_W (smjer odakle puše vjetar)
- Turbulencija: standardne devijacije za komponente brzine $\sigma_u, \sigma_v, \sigma_w$ definiraju se kroz 10 nivoa turbulencije TurbKey (od 0 do 9);

Zadani parametri ulaze zajedno sa upravljačkim komandama sa upravljačke palice u MATLAB 6DOF funkciju gdje se vrši integracija, što je opisano u [4]. Na desnoj strani od MATLAB podblok funkcije nalaze se izlazni podaci koji nam služe za spremanje podataka o letu, te kasniju obradu i prikaz istih. Na desnom kraju slike nalazi se popis globalnih varijabli u SIMULINK-u koje služe za ulaz u podfunkcije MATLAB-a te inicijalizaciju parametara pri pokretanju simulacije. Pod globalnim varijablama nalazi se i tip atmosfere koji se definira prilikom pokretanja simulacija kao broj: 1 - "*Hot*", 2 - "*Cold*", 3 - "*Polar*",4 - "*Tropical*", 5 - "*Standard*". Također kao globalne varijable definirani su i parametri vjetra: V_{W915} – iznos brzine

vjetra na visini od 9.15m (granični sloj), V_{Wold} – prethodna vrijednost vjetra te *Wn* – bijeli šum (datoteka sa slučajnim nizom brojeva).

Na slici 33 nalazi se prikaz upravljačkih komandi sa pozicijama sjedenja te pripadajućim zaslonima instruktora i pilota, dok je na slici 34 prikazana cijelovita simulacijska platforma.



Slika 33. Upravljačke komande sa pilotskim(desno) i instruktorskim zaslonom(lijevo)



Slika 34. Prikaz simulacijske platforme

6.3. Instrumenti

Budući da se performanse zrakoplova uspoređuju i ocjenjuju s obzirom na standardnu atmosferu, svi instrumenti zrakoplova kalibrirani su za standardnu atmosferu.

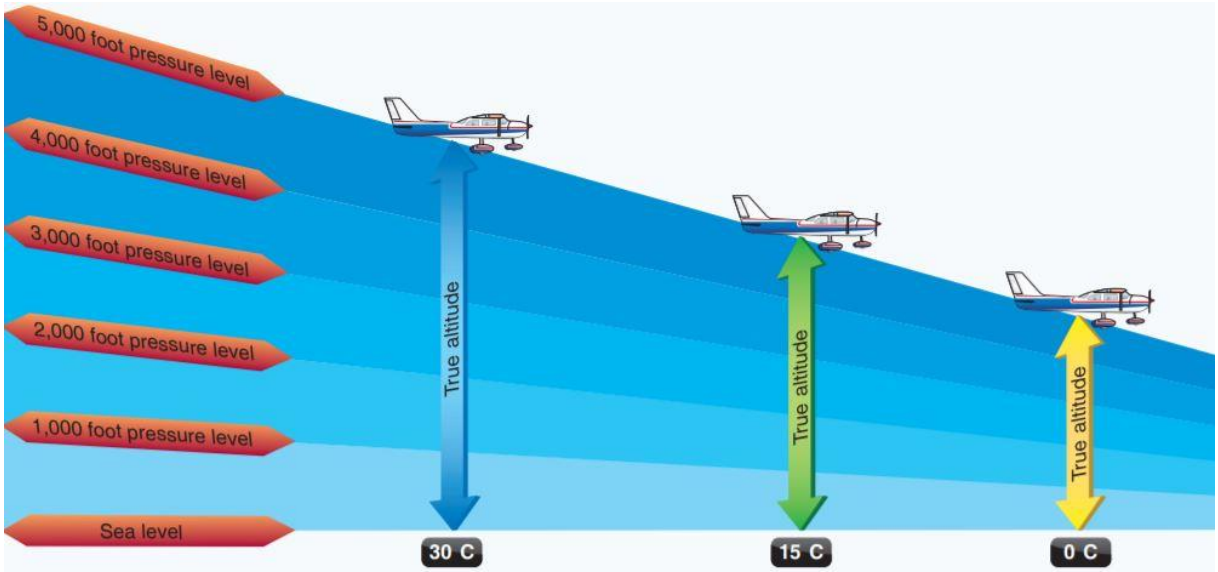
Altimetar je instrument kojim se mjeri visina zrakoplova iznad zadane razine tlaka. Budući da je visinomjer jedini instrument koji može pokazati visinu, ovo je jedan od najvažnijih instrumenata ugrađenih u zrakoplov. Da bi se koristio učinkovito, pilot mora razumjeti operaciju instrumenta, kao i pogreške povezane s altimetrom i kako svaka utječe na indikaciju visine. Zrak je gušći na razini mora nego na nekoj nadmorskoj visini - kako se visina povećava, atmosferski tlak opada. Ta razlika u tlaku na raznim razinama uzrokuje da altimetar pokazuje promjene visine. Ta je naznačena nadmorska visina točna, međutim, samo kada je barometarski tlak na razini mora jednak standardnom tlaku (760 mmHg), temperatura zraka na morskoj razini je standardna (+15 ° C), a tlak i temperatura padaju standardnom brzinom s porastom nadmorske visine. Prilagodbe za nestandardne tlakove su postignute postavljanjem ispravljenog tlaka u barometarsku ljestvicu koja se nalazi na altimetru. Drugim riječima, naznačena visina

se odnosi na očitanu nadmorsku visinu koja je neispravljena, dok se točna visina pokazuje nakon kalibracije inicijalnog barometarskog tlaka.

6.3.1. Efekti nestandardne atmosfere na visinomjer

Tlak i temperatura se mijenjaju između polijetanja i slijetanja čak i pri lokalnim letovima kraćih udaljenosti. Te promjene treba uzeti u obzir kako bi se izbjegle eventualne opasne situacije uslijed krivog očitanja visine. Npr. ukoliko zrakoplov leti iz područja višeg u područje nižeg tlaka zraka bez regulacije altimetra, bit će prikazana konstantna visina zrakoplova, koja bi u stvarnosti bila niža od one prikazane na instrumentu. Na slici 35 nalazi se grafički prikaz tri zrakoplova u tri različite atmosfere (različite temperature) koji se u stvarnosti nalaze na različitim visinama.

Stoga je u radu napravljena funkcija koja za zadani tlak nestandardne atmosfere određuje ekvivalentnu visinu standardne atmosfere.



Slika 35. Utjecaj nestandardne temperature na visinomjer [17]



Slika 36. Prikaz instrumentalne ploče zrakoplova Cessna 172R



Slika 37. Prikaz instrumenata na zaslonu ispred pilota

7. OBJEKTIVNA I SUBJEKTIVNA ANALIZA

7.1. Opterećenje pilota

Unos pilota (eng. *pilot gain*) predstavlja bitnu ulogu ulogu u ispitivanjima leta i opisuje aspekt načina na koji pilot djeluje na upravljačke komande pri upravljanju zrakoplovom. Dok jedan pilot može vršiti glatke i prilično spore upravljačke ulaze, drugi pilot može jako forsirati palicu i za isti zadatak ulagati brze i visokofrekventne ulaze.

Unos pilota opisuje individualnu agresivnost kojom pilot kontrolira svoj zrakoplov. Iako ovaj koncept igra središnju ulogu u ispitu leta i dobro se razumije intuitivno, matematički nije precizno definiran [18]. Postoje razne definicije ovog pojma u različitim literaturama, a detaljniji pregled literature po pitanju unosa pilota dan je u navedenom radu [18].

Cooper i Harper [19] definiraju radno opterećenje pilota kao fizički i mentalni napor potreban za obavljanje određenog zadatka pilotiranja. Ova definicija opisuje opterećenje kao napor koji treba učiniti. Ostale se definicije koncentriraju na radno opterećenje kao aktivnosti koje obavlja posada koje također uključuju primjerice komunikaciju, navigaciju ili upravljanje posadom. Dakle, radno opterećenje može se podrazumijevati kao niz zadataka, kao i mjera količine stresa koju isti zadatak izaziva kod pojedinca. S povećanjem radnog opterećenja pilot je sve više zaokupljen zadatkom dok se ne dostignu ljudska ograničenja pilota i on više ne može izvršiti zadatak. Kada se upotrebljava izraz radno opterećenje u kontekstu iznosa pilotskog unosa, tu dolazi do određene neusklađenosti: kao primjer, visoki iznos unosa pilota ne mora nužno odražavati da je radno opterećenje pilota veliko. Postoje iskusni piloti koji prirodno lete s visokim unosom, a da nisu blizu granice. Oni bi imali veće mentalno opterećenje ako bi zadatak trebali izvršiti namjerno s niskim unosom komandi. Agresivnost je jedan od izraza koji se obično povezuje s pilotskim unosom.

Što se tiče pilotskog unosa, postoji nekoliko primjera u literaturi za agresivne manevre ili agresivno praćenje kada se govori o visokom pilotskom unosu. Previsoki unos smanjiti će stabilnost upravljačke petlje. Često se uspostavlja veza između agresivnih manevara i oscilacija izazvanih pilotom (eng. Pilot Induced Oscilations - PIO). U mnogim se slučajevima agresivni pilotski ulazi nazivaju razlogom za otkrivanje nestabilnih stanja zrakoplova i PIO.

Oscilacije inducirane pilotom (PIO) definirane su kao nenamjerni, neželjeni položaj i kretanje zrakoplova koji potječu od anomalnih interakcija zrakoplova i pilota.

Tendencija PIO pokazatelj je manjkavosti u upravljačkim kvalitetama i obično se javlja samo kada pilot pokuša strogo kontrolirati zatvorenu petlju zrakoplova, na primjer tijekom finog praćenja. Literatura [18] također spominje da pilot mora agresivno voditi zrakoplov da bi se dogodio PIO. Jednom kada se PIO počne javljati, pilot može zaustaviti PIO smanjenjem svog opterećenja. Da bi se osiguralo da potencijal PIO bude minimalan, ispitni piloti moraju procijeniti zrakoplov provodeći zadatke s velikim unosom.

Unos pilota često se spominje u vezi sa zadacima s visokim ili niskim iznosom unosa. PIO je povezana s visokim unosom pilota. Postoji nekoliko zadataka s visokim unosom koji se obično spominju kako bi se prizvale PIO: zračno punjenje gorivom, letenje u formaciji, precizno praćenje, precizni pristupi i slijetanja na mjesto (npr. prilaz nosača), praćenje terena, zahtjevni / neočekivani prijelazi. Karakteristični su precizna kontrola, brze reakcije i težnja za malim tolerancijama pogrešaka.

Suprotno tome, tipični zadaci s niskim unosom su mirni, zahtijevaju malo korekcija i male amplitude. ILS (sustav za instrumentalno slijetanje) pristupi su primjer za zadatke s malim opterećenjem.

Prema [18], pilot će povećati svoj unos kako bi poboljšao performanse praćenja. Međutim, previsoki unos smanjit će stabilnost upravljačke petlje. Rad s visokim unosom i izvršavanje kontrole visokim unosom je kada pilot primjenjuje kontinuirane visokofrekventne upravljačke ulaze kako bi postigao zadani zadatak. Rad s niskim unosom i izvršavanje kontrole s niskim unosom je kada pilot primijeni upravljački ulaz i prihvaća čekati konačno vrijeme prije nego što izvrši daljnji upravljački ulaz, uglavnom kontrolu otvorenog kruga nad svojim zrakoplovom.

Za razliku od visokog unosa, niski unos je najčešće povezan s niskom frekvencijom, opuštenošću, laganim manevrima praćenja i manjim ulazima. Prihvaća se mala pogreška u korist stabilnijeg sustava zrakoplova.

Kako bi se postiglo precizno praćenje referentnog stava leta, jedan pilot može lagano pomicati palicu te vršiti glatke kontrolne ulaze, dok drugi pilot može upotrijebiti veću silu na palicu uz jake pomake da bi izvršio isti specifični zadatak. To ovisi o osobnosti, vještini, znanju temeljenom na obuci i iskustvu svakog pilota. Stoga se piloti mogu karategorizirati na pilote s visokim iznosom unosa i pilote s niskim iznosom unosa, bez prosuđivanja strategije upravljanja i dijeljenja na loše ili dobre pilote.

Kako unos pilota karakterizira način na koji pilot djeluje na upravljački volan (eng. yoke), čini se razumnim koristiti sljedeće mjere kao mjere unosa pilota: položaj i brzinu upravljačkog volana i pogrešku između željenog i stvarnog praćenja.

7.2. Ispitni piloti

U svrhu evaluiranja ugrađenog modela pozvani su piloti raznih profila i iskustava kako bi mogli dati svoju subjektivnu ocjenu modela i pojedinih zadanih zadaća leta.

U tablici 8 dani su podaci o selektiranim pilotima. Piloti su prema podacima iz tablice 8, odnosno prema iskustvu letenja u pravom zrakoplovu podijeljeni na dvije grupe po tri pilota: pilote s iskustvom i pilote bez iskustva letenja u pravom zrakoplovu. Prvi i drugi pilot su profesionalni komercijalni piloti sa pozamašnim iskustvom što se može vidjeti prema broju sati naleta, no oboje su prilikom ispunjavanja upitnika naveli kako dugo nisu letjeli na manjim avionima, te u ovakvom obliku simulatora. Treći pilot je pilot na obuci za sportsku licencu čija se obuka upravo vodi na zrakoplovu Cessna 172, te ima iskustva u letenju u amaterskim simulatorima. Ostali navedeni piloti su piloti samo s iskustvom letenja u amaterskim simulatorima.

Tablica 8 Profil ispitnih pilota

Oznaka pilota	Dob	Spol	Vrsta dozvole	Dozvole za kategoriju/tip zrakoplova	Ukupno sati naleta	Sati naleta kao kapetan	IFR rating	Ostalo
Pilot 1	38	M	ATPL(A)	A320, A380	8000	800	+	Letenje u profesionalnim simulatorima
Pilot 2	33	M	ATPL(A)	DHC8	3500	500	+	Letenje u profesionalnim simulatorima
Pilot 3	24	M	-	-	33	-	-	Letenje u amaterskim simulatorima (200h)
Pilot 4	35	M	-	-	-	-	-	Letenje u amaterskim simulatorima (20h)

Pilot 5	36	M	-	-	-	-	-	Letenje u amaterskim simulatorima (20h)
Pilot 6	50	M	-	-	-	-	-	Letenje u razvojno inženjerskim simulatorima (30h)

7.3. Priprema zadataka

U svrhu evaluacije simulatora, odnosno implementiranog modela atmosfere s vjetrom pripremljena je skupina različitih zadaća. Zadaće su u smislu pilotskog unosa jednostavne jer su to zadaće uglavnom praćenja početnog signala bez manevara , te zadaće praćenja zadanog vizualnog signala kako bi se lako mogle evaluirati performanse letjelice u tim uvjetima, te također pilotki unosi.

U nastavku se nalazi popis osmišljenih zadataka, koji su također u svom originalnom obliku za pilote stavljeni u prilog rada.

7.3.1. Održavanje horizontalnog pravocrtnog leta

Cilj ovog zadatka bio je usporediti uvjete letenja u različitim atmosferama (primarna razlika u temperaturi, odnosno tlaku) kako bi se vidjele razlike u postavkama potrebnog trima i snage.
Opis zadatka:

- Uspostaviti horizontalni ravnotežni let sa usmjerenjem 330°
- Održavati brzinu 105 kt (54m/s), visinu 3500 ft (1067m) QNH (razina leta) i usmjerenje kroz 60 sekundi.
- Po završetku očitati postavke trimera dubine, te postavke snage
- Ponoviti zadatak za toplu i hladnu atmosferu

7.3.2. Održavanje horizontalnog pravocrtnog leta uz bočnu turbulenciju

Ideja ovog zadatka je ispitati model bočne turbulencije po y osi zrakoplova u uvjetima horizontalnog ravnotežnog leta.
Opis zadatka:

- Uspostaviti horizontalni ravnotežni let sa usmjerenjem 330°

- Održavati brzinu 105 kt (54m/s), visinu 3500 ft (1067m) QNH (razina leta) i usmjerenje kroz 60 sekundi.
- Pri uspostavi horizontalnog leta dolazi do pojave bočne turbulencije blagog intenziteta (*TurbKey* = 3)
- Ponoviti zadatak za srednju (*TurbKey* = 6) i jaku trubulenciju (*TurbKey*=9)

7.3.3. Održavanje horizontalnog pravocrtnog leta uz vertikalnu turbulenciju

Ideja ovog zadatka je ispitati model vertikalne turbulencije po z osi zrakoplova u uvjetima horizontalnog ravnotežnog leta.

Opis zadatka:

- Uspostaviti horizontalni ravnotežni let sa usmjerenjem 330°
- Održavati brzinu 105 kt (54m/s), visinu 3500 ft (1067m) QNH (razina leta) i usmjerenje kroz 60 sekundi.
- Pri uspostavi horizontalnog leta dolazi do pojave vertikalne turbulencije blagog intenziteta (*TurbKey = 3)*
- Ponoviti zadatak za srednju (*TurbKey* = 6) i jaku trubulenciju (*TurbKey*=9)

7.3.4. Praćenje „glide slope“ indikatora na prilazu za slijetanje

U ovom zadatku uključena je pomoćna vizualizacija pomoću paketa Flight Gear, gdje je zadaća pilota se na određenoj visini uključiti na prilaz za slijetanje koji je obilježen crvenim markerima u zraku i pokušati održavati konstantnu vertikalnu brzinu pri zadanim parametrima. Pogled sa pozicije pilota rijekom ove zadaće nalazi se na slici 38.

Opis zadatka:

- Dovesti zrakoplov na početnu točku glide slopea, koja je označena markerom u zraku.
- Uspostaviti usmjerenje 316° (LDRI – aerodrom Rijeka)
- Izvesti prilaz za sletnu stazu održavajući brzinu 95 kt (49m/s)
- Pratiti vizualni signal 120 sekundi



Slika 38. Vizualni signal obilježen crvenim markerima u zraku na prilazu za slijetanje

7.3.5. Praćenje „glide slope“ indikatora na prilazu za slijetanje uz bočnu turbulenciju

Opis zadatka:

- Dovesti zrakoplov na početnu točku glide slopea, koja je označena markerom u zraku.
- Uspostaviti usmjerenje 316° (LDRI – aerodrom Rijeka)
- Izvesti prilaz za sletnu stazu održavajući brzinu 95 kt (49m/s)
- Tijekom prilaza javlja se bočna turbulencija blagog intenziteta (*TurbKey = 3)*
- Pratiti vizualni signal 120 sekundi
- Ponoviti zadatak za srednju (*TurbKey* = 6) i jaku trubulenciju (*TurbKey*=9)

7.3.6. Praćenje „glide slope“ indikatora na prilazu za slijetanje uz prisutnost bočnog vjetra

Opis zadatka:

- Dovesti zrakoplov na početnu točku glide slopea, koja je označena markerom u zraku.
- Uspostaviti usmjerenje 316° (LDRI – aerodrom Rijeka)
- Izvesti prilaz za sletnu stazu održavajući brzinu 95 kt (49m/s)
- Tijekom prilaza javlja se bočni vjetar azimuta $\psi_w = 225°$ blagog intenziteta 10kt (5m/s)
- Pratiti vizualni signal 120 sekundi
- Ponoviti zadatak za vjetar srednje jačine 20kt (10m/s) i jaki vjetar 30kt (15m/s)

7.4. Ispitna procedura

Nakon pripreme zadataka i simulatora leta, piloti se pozivaju pojedinačno na testiranje. Svakom pilotu je uručena mapa koja sadrži: plan provedbe eksperimenta, upitnik o profilu pilota, popis zadataka, upitnik za ocjenjivanje zadataka, te skale za ocjenjivanje. Nakon upoznavanja sa procedurom ispitivanja te ispitnom opremom, piloti imaju slobodni let u trajanju oko 5 minuta da se upoznaju sa simulatorom, komandama, modelom leta i da se prilagode vizualizaciji unutar prostorije. Tijekom cijelog ispitivanja pored pilota sjedi instruktor koji bilježi vremena obavljanja pojedinih zadataka, te daje upute pilotu i javlja vrijeme određene pobude ili promjene parametara leta. Svakom pilotu je omogućeno ponavljanje zadataka u slučaju pogrešnih unosa ili neprilagođavanja pojedinom zadatku. Okvirno vrijeme ispitivanja je jedan sat, isključujući ocjenjivanje, naknadne napomene i komentare vezane uz let. Po završetku letačkih zadaća piloti ispunjavaju upitnike ocjenjivanja kvalitete upravljanja zrakoplova prema dvije skale: Cooper – Harper skali i Bedford skali.

Slika 38 daje prikaz jednog od ispitnih letova na kojoj se vidi položaj instruktora i pilota tijekom izvršenja simulacijskih testova.



Slika 39. Prikaz ispitivača i pilota za vrijeme simulacijskog leta

7.5. Ljestvice ocjena

U vojnom standardu, ocjene subjektivne kvalitete letenja pilota kvantificirane su u smislu ocjene C – H (prvo su ih objavili Cooper i Harper) [19]. Oni se temelje na određenim definicijama pilotske izvedbe koje su ključne za kvantificiranje mišljenja pilota. Mišljenje pilota ovisi o njihovim vještinama, pozadini i iskustvu, a procjene naknade za pilota potrebne u različitim slučajevima mogu se razlikovati. Ipak, statistička procjena nekoliko vještih pilota pruža razumno dobar pokazatelj mišljenja pilota. Ljestvica ocjene C – H (i njegova prethodnica Cooperova ljestvica) numerička je ljestvica od 1 do 10, pri čemu je 1 najbolja ocjena, a 10 najlošija. Ocjene C – H podijeljene su na tri razine kvaliteta rukovanja, gdje je podudarnost između ocjene C – H i razina navedena u tablici 8.8.

U praksi se ocjene C – H od 1 do 3 nazivaju razinom 1, ocjene od 4 do 6 razinom 2 i 7 do 9 razinom 3.

Upravljačke kvalitete zrakoplova obično mjeri ispitni pilot i stoga su kvalitativne, a ne kvantitativne. Može se koristiti ljestvica C – H kako bi se ovim ocjenama pilota dodijelili brojevi za usporedbu. Ljestvica ima 10 bodova, gdje 1 označava izvrsne, a 10 najgore kvalitete. Opterećenje pilota može se smatrati obrnutom mjerom sigurnosti. Što pilot više mora raditi, to će manje pažnje imati za druge važne zadatke. Ocjena C – H, koja je uspostavljena metoda za procjenu kvaliteta rukovanja zrakoplovima, nedavno je s određenim uspjehom prilagođena kvantificiranju opterećenja pilota u manevrima zrakoplova stupnjevane agresivnosti.

Tablica 9 prikazuje shemu ocjenjivanja C – H [9]. Niske vrijednosti 1–3 označavaju poželjne kvalitete rukovanja tamo gdje radno opterećenje pilota nije faktor. Visoke vrijednosti 7–9 ukazuju na uvjete u kojima je opterećenje veliko do intenzivno, a vrijednost 10 ukazuje na stanje u kojem je zrakoplov nekontroliran.

Tablica 9 Tro-razinska klasifikacija C – H ocjenjivanja

Razina	C-H ocjena
1	C – H < 3.5
2	3.5 < C – H < 6.5
3	6.5 < C – H <9.5

Još jedna skala koja se koristi za subjektivno ocjenjivanje pilota je Bedfordova skala. Bedfordova skala opterećenja modifikacija je Cooper-Harperove ljestvice ocjena. To je

jednodimenzionalna ljestvica koja rangira da li je bilo moguće izvršiti zadatak, da li je opterećenje bilo podnošljivo za zadatak i da li je opterećenje bilo zadovoljavajuće bez smanjenja. Bedfordova ljestvica izvorno je razvijena za pilote. Obje skale ocjenjivanja kvalitete upravljanja navedene su u prilogu.

7.6. Analiza rezultata

U svrhu prikaza rezultata i analize podataka dobivenih iz leta, nakon svakog leta spremani su izlazni podaci. Izlazni podaci su prethodno prikazani na slici 32, a to su uz komponente vektora stanja: napadni kut α, kut klizanja β, kut penjanja γ, pravac leta χ, intenzitet brzine leta V_K i vjetra *Vw*, te vrijeme simulacije *t*. Kako bi se očuvala preglednost i sažetost rada za određene zadatke biti će prikazani samo pojedini podaci o letu.

U nastavku rada prikazani su izlazni podaci u obliku dijagrama za izabrane zadaće. Dijagrami izlaznih podataka prve i četvrte zadaće nisu prikazani ovdje radi sažetosti rada, te također iz razloga što su te zadaće bile svojevrsna priprema pilota za slijedeće zadatke i ne uključuju pobude sa instruktorske strane.

7.6.1. Prvi zadatak - Održavanje horizontalnog pravocrtnog leta

U tablici 10 nalaze se očitani podaci o zadanom trimu kormila dubine i postotku snage po završetku zadatka svakog pilota.

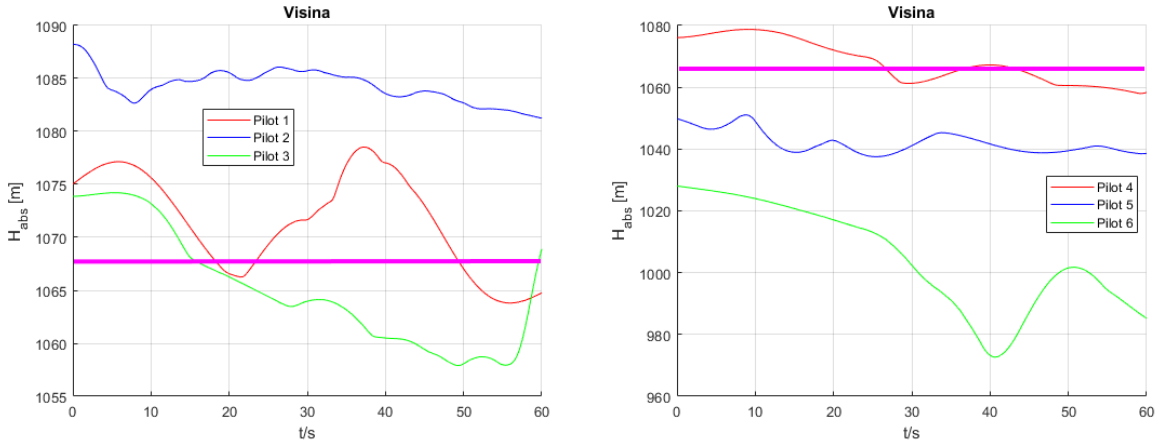
Tablica 10 Podaci o zadanom trimu i postotku snage

Tip Atmosfere	Parametar	Pilot 1	Pilot 2	Pilot 3	Prosjek iskusnih pilota	Pilot 4	Pilot 5	Pilot 6	Prosjek ostalih pilota
„Standard“	Snaga [%]	68	73	69	**70**	68	67	69	**68**
	Trim [°]	-2.4	-2.1	-2.4	**-2.3**	-2.7	-2.7	-2.5	**-2.63**
„Hot“	Snaga [%]	70	74	71	**71.7**	70	66	69	**68.3**
	Trim [°]	-2.7	-2.6	-2.5	**-2.6**	-3.1	-3.4	-2.6	**-3**
„Cold“	Snaga [%]	68	70	67	**68.3**	68	67	69	**68**
	Trim [°]	-1.5	-1.2	-1.6	**-1.43**	-2.2	-1.6	-1.5	**-1.77**

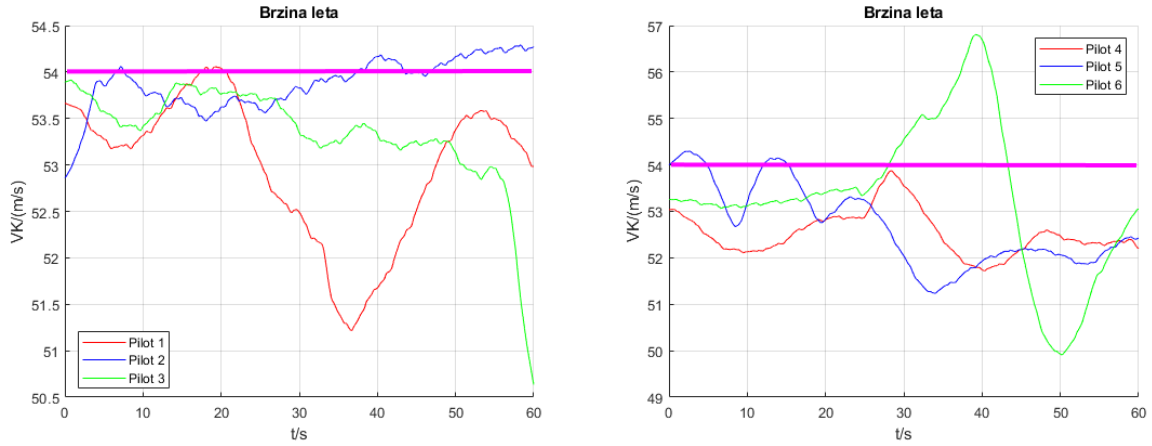
Iz podataka u tablici 10 može se vidjeti da je potreban manji broj okretaja u hladnijoj atmosferi, te potreban manji trim nego u toplijoj za uspostavu horizontalnog ravnotežnog leta. Interesantno je pokazati da iako su svi piloti imali identične uvjete i zadane parametre leta, svaki pilot je nakon dovoljno vremena uspio uspostaviti horizontalni ravnotežni let pri različitim upravljačkim komandama uz zanemarivo rasipanje podataka o brzini i visini leta. Također zanimljivo je vidjeti da su generalno piloti sa manje iskustva koristili komandu trima kormila dubine više nego iskusniji piloti Ovaj zadatak isto tako ukazuje na potrebu kalibracije instrumenata pri letenju u uvjetima nestandardne atmosfere, te je korisno za pilote vidjeti koliko se mogu parametri leta rasipati, ako se temperatura zraka ne uzima u obzir. Piloti moraju biti svjesni uvjeta u kojima lete te se svjesno prilagođavati njima. Na manjim zrakoplovima generalne avijacije kompenzacija u razlici visina između razine leta i apsolutne visine se može raditi pravilom palca (eng. *rule of thumb*).

7.6.2. Drugi zadatak - Održavanje horizontalnog pravocrtnog leta uz bočnu turbulenciju

Na slikama 38 do 43 nalazi se prikaz podataka iz leta tijekom izvršavanja drugog zadatka. Prikazani su samo podaci o letu tijekom pobude sa najvećom zadanom skaliranom duljinom turbulencije (*TurbKey*=9) kako bi se očuvala sažetost i preglednost. Slike su grupirane po selektiranim parametrima leta za lakšu usporedbu između iskusnijih (lijevo) i manje iskusnih pilota (desno). Ljubičasta crta na pojedinim dijagramima u nastavku rada označava zadani signal, odnosno željenu vrijednost parametra leta.



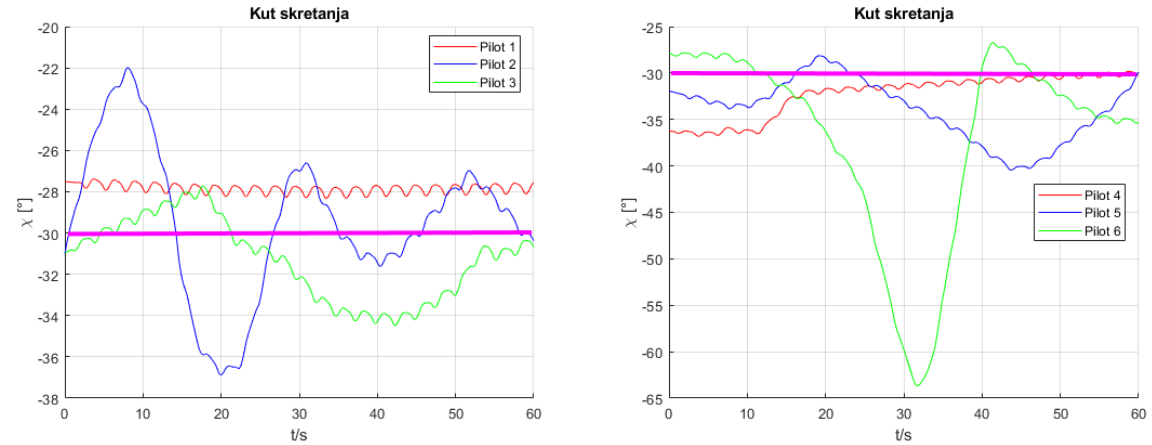
Slika 40. Prikaz visina leta tijekom simulacije



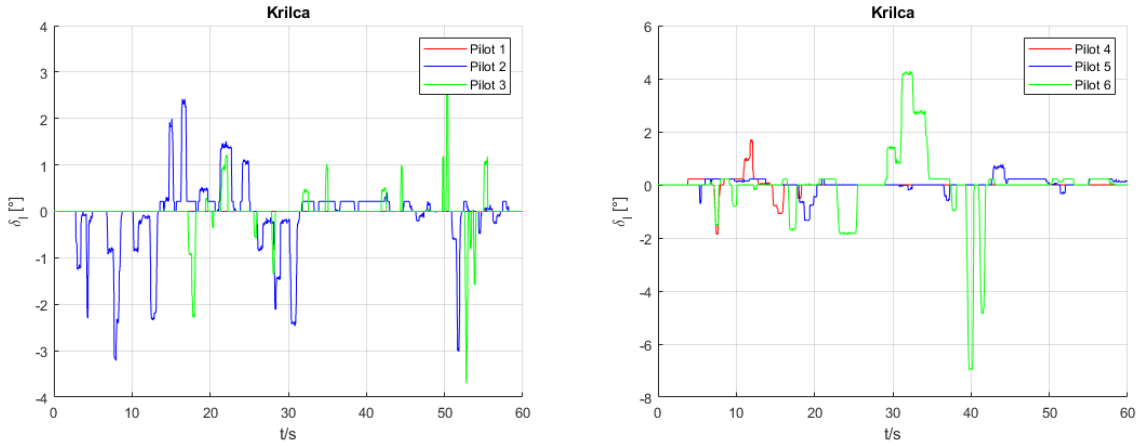
Slika 41. Prikaz brzina leta tijekom simulacije

Iz slika 38 i 39 može se vidjeti da se visine i brzine leta dosta razlikuju od zadanih. Kod iskusnijih pilota iako se čini da dolazi do znatnih odstupanja, no treba uočiti da je ordinatna skala gušća nego kod manje iskusnih pilota zbog manjeg rasipanja podataka. Kod većine pilota nema značajnih skokova osim kod pilota 1 i pilota 6 gdje se pojavljuje jedan veći skok čiji je uzrok vjerojatno veliki unos kormila dubine kako bi popravili svoj stav.

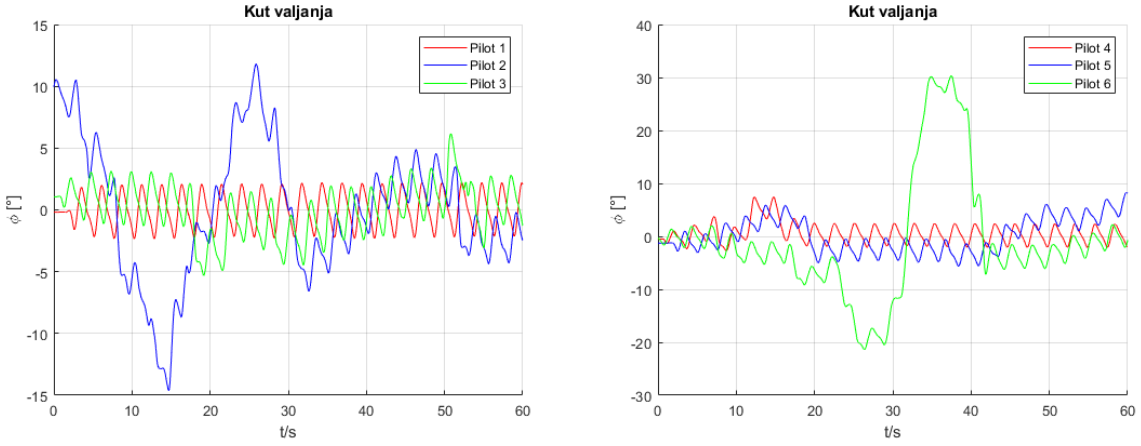
Na slici 40 je prikaz kuta skretanja, odnosno pravca leta koji je negativnog iznosa jer je zadani signal bio 330°, a kut se računa u odnosu na sjever (0°). Može se primjetiti da je pilot 1 konstatno držao svoj pravac leta, što se kasnije očituje i na upravljačkim površinama, dok se kod pilota 2 vide veći unosi u sustav kako bi ostvario zadani pravac leta. Piloti 2 i 6 vrše najveći unos u sustav te se to kasnije očituje i na kutu valjanja (slika 42) i kutnoj brzini valjanja (slika 43).



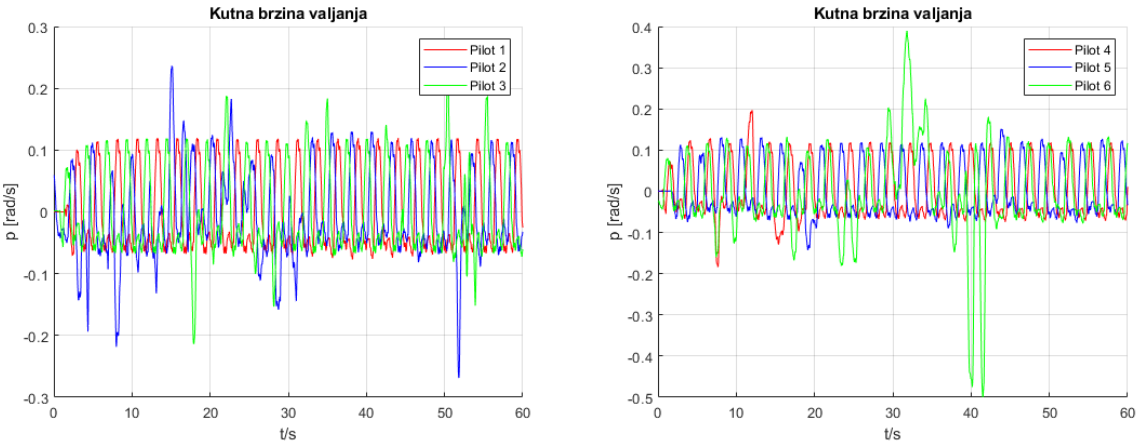
Slika 42. Prikaz pravca leta tijekom simulacije



Slika 43. Pomak upravljačke površine krilca



Slika 44. Prikaz kuta valjanja

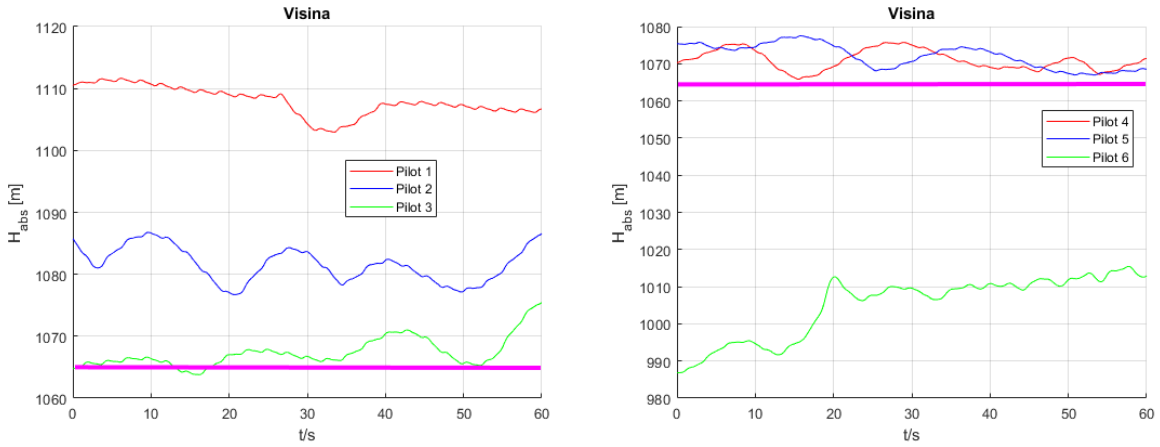


Slika 45. Prikaz kutne brzine valjanja

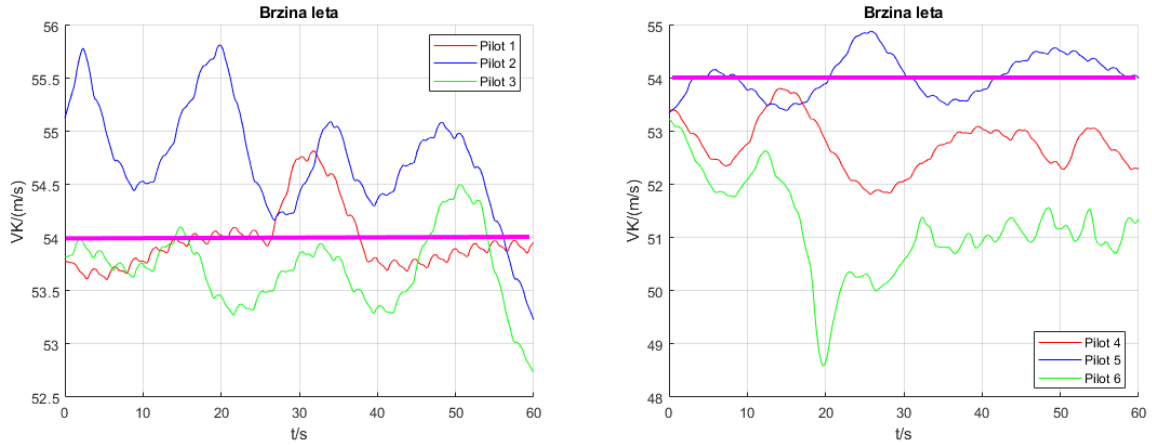
Nagle konstantne oscilacije kutne brzine valjanja sa slike 43 izravna su posljedica visoke frekvencije turbulencije, a ne pilotski inducirane promjene.

7.6.3. Treći zadatak - Održavanje horizontalnog pravocrtnog leta uz vertikalnu turbulenciju

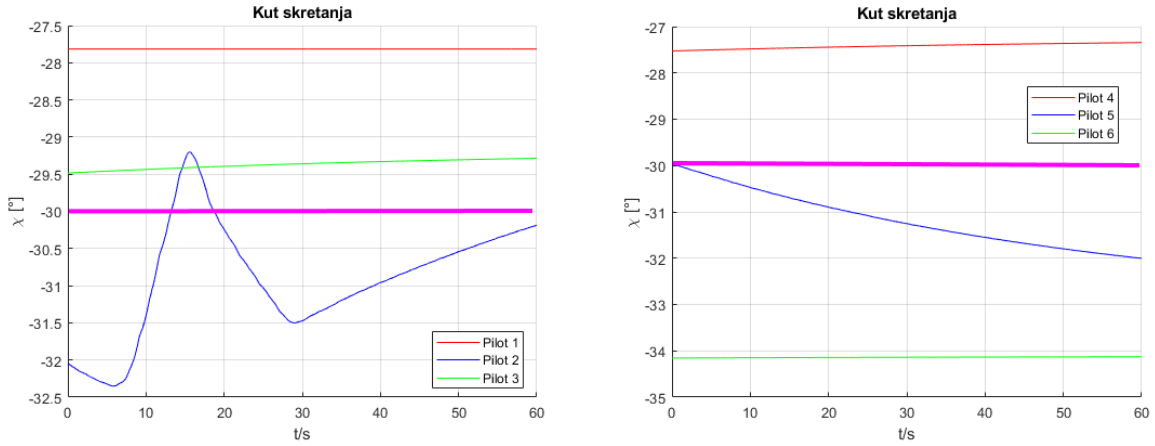
U trećem zadatku, osim zadanih parametara visine, brzine te pravca leta, bilo je potrebno kompenzirati vertikalnu turbulenciju, odnosno pokušati smanjiti oscilacije kuta propinanja. Slike 47-51 prikazuju razmatrane izlazne podatke za let u trećoj zadaći.



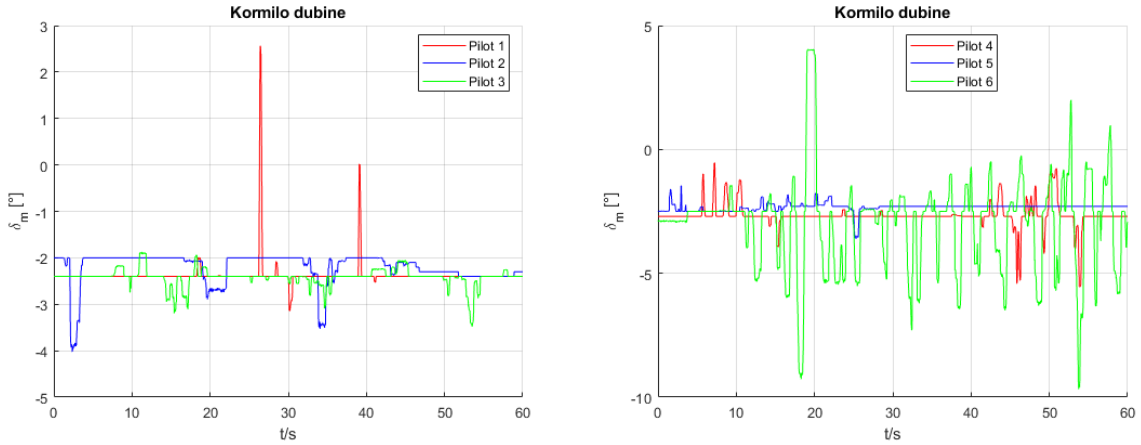
Slika 46. Prikaz visina leta tijekom simulacije (zadatak 3)



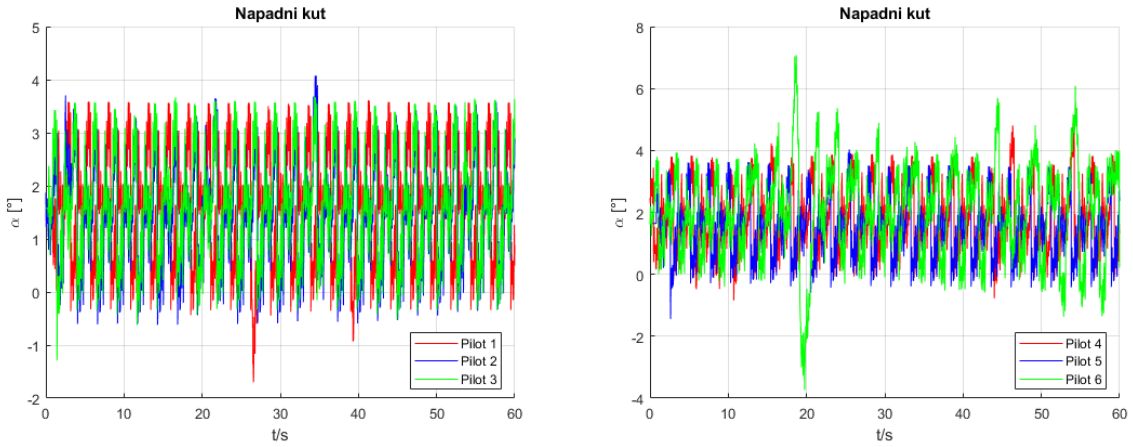
Slika 47. Prikaz brzina leta tijekom simulacije (zadatak 3)



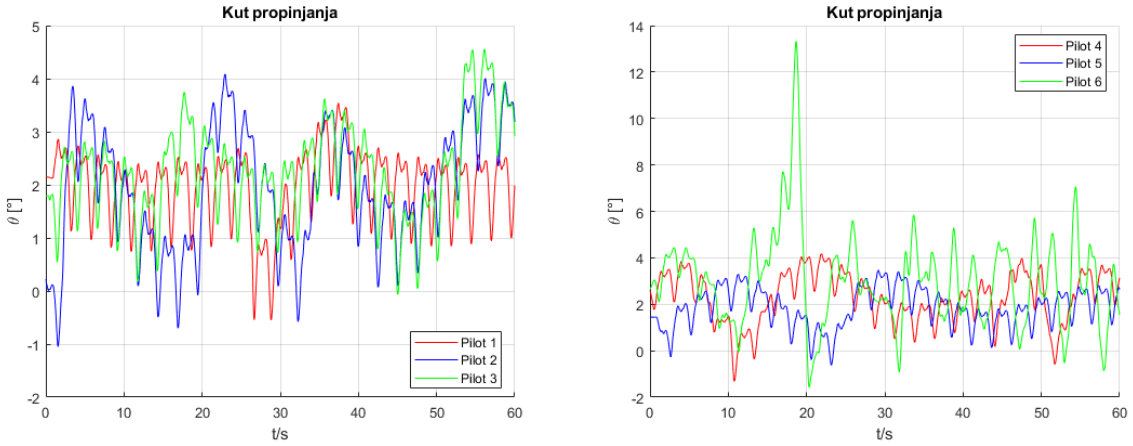
Slika 48. Prikaz pravca leta tijekom simulacije (zadatak 3)



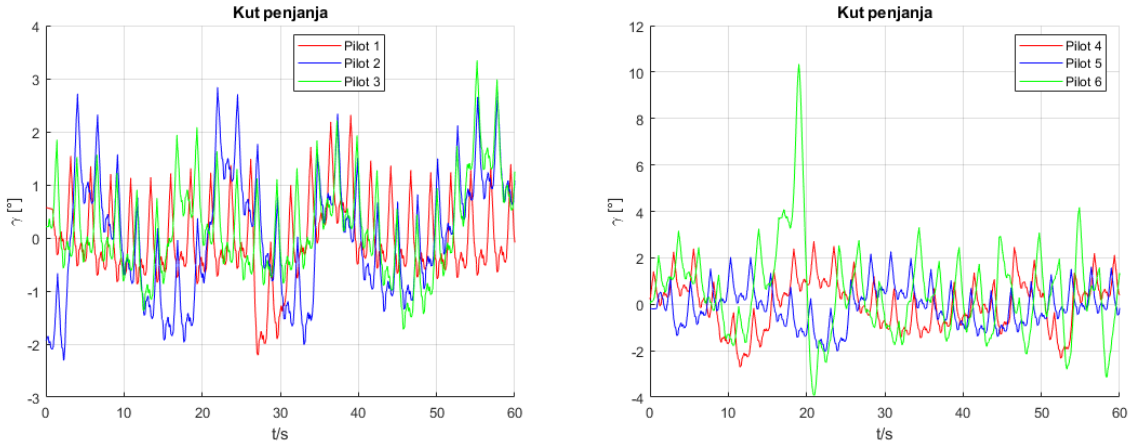
Slika 49. Pomak kormila dubine (zadatak 3)



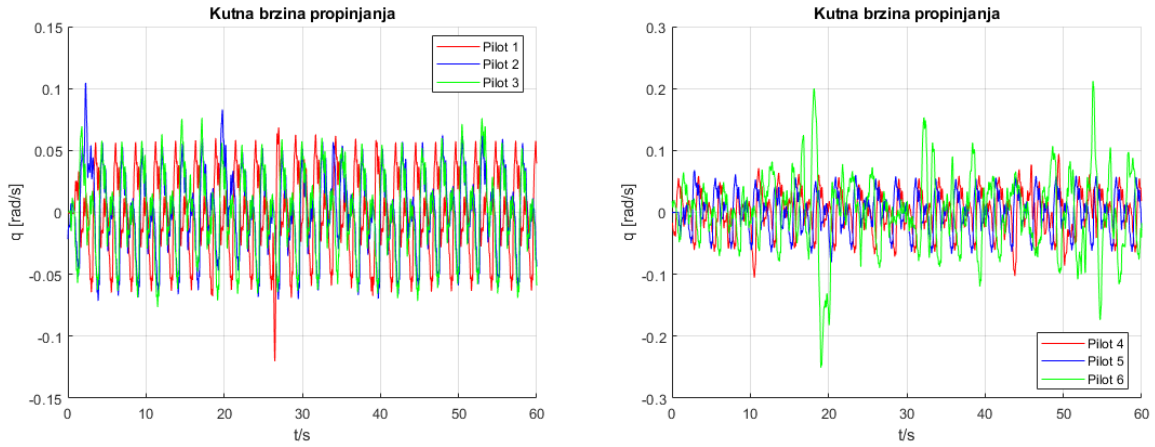
Slika 50. Napadni kut (zadatak 3)



Slika 51. Kut propinjanja (zadatak 3)



Slika 52. Kut penjanja (zadatak 3)

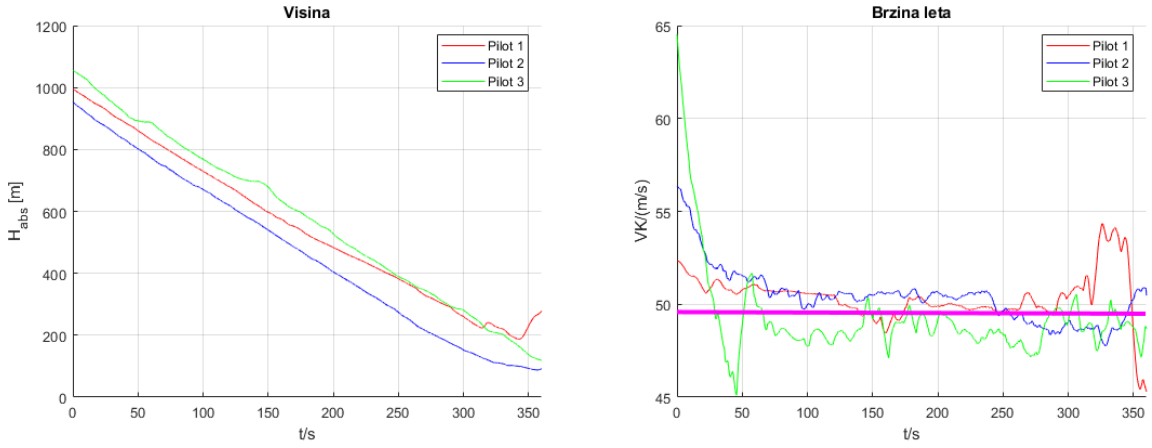


Slika 53. Kutne brzina propinjanja (zadatak 3)

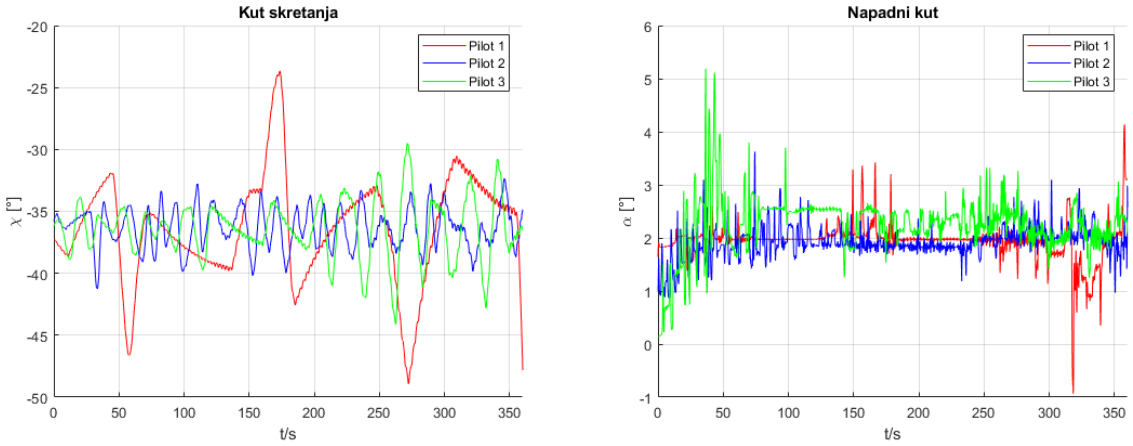
Iz podataka o ulaznim varijablama kormila dubine na slici 47, vidi se da pilot 1 vrši najmanji unos u sustav tokom cijelog leta, osim trenutka oko 25 sekunde zadatka kada naglo spušta nos zrakoplova, što se očituje na svim ostalim parametrima. Pilot 2 vrši znatno veći unos u sustav kako bi pratio zadani signal, a to se posljedično vidi na kutu propinjanja, odnosno bolje na kutu penjanja koji predstavlja razliku kuta propinjanja i napadnog kuta. Po završetku zadatka možemo reći da piloti uspješno prate zadani signal, no ispada da zbog visoke frekvencije turbulencije te ponavljajuće sekvence signala, povoljniji je manji iznos pilotskog unosa za izvršenje zadaće. Oscilacije kutne brzine propinjanja direktna su posljedica vertikalne turbulencije, osim kod većih odstupanja što se vidi kod manje iskusnih pilota.

7.6.4. Peti zadatak - Praćenje „glide slope“ indikatora na prilazu za slijetanje uz bočnu turbulenciju

Za peti zadatak prikazani su parametri leta samo iskusnih pilota, zbog većeg rasipanja i nepotpunosti podataka o letu manje iskusnih pilota. Slike 52-56 prikazuju razmatrane izlazne podatke za let u trećoj zadaći. U ovoj zadaći bilo je potrebno pratiti vizualni signal istog usmjerenja određenog konstatnog nagiba uz pobudu bočnom turbulencijom koja se svakih 120 sekundi pojačava.

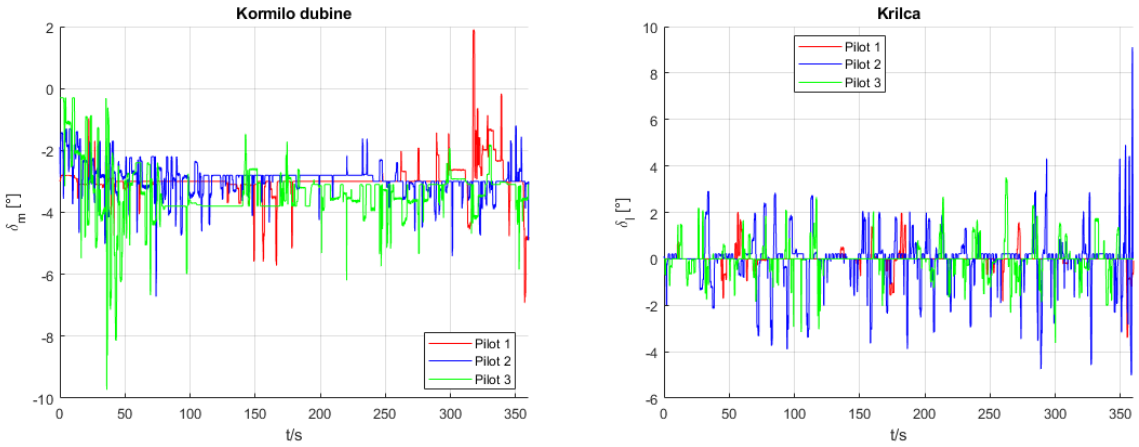


Slika 54. Visina i brzina leta

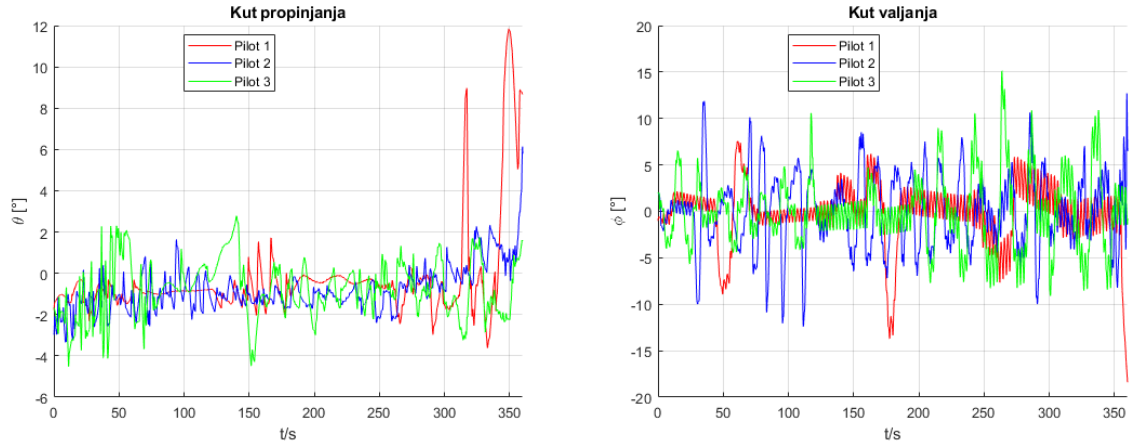


Slika 55. Pravac leta i napadni kut

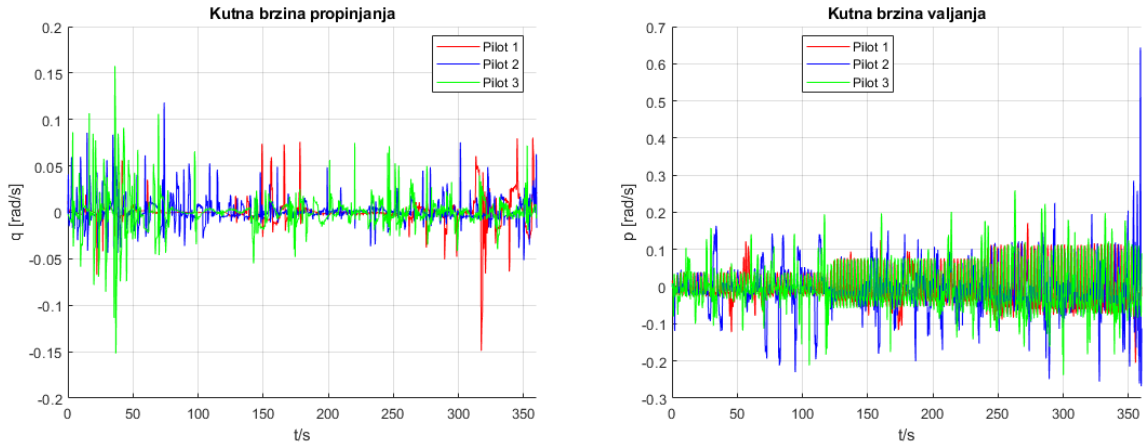
Iz visine i brzine leta vidi se da svi piloti uspješno uspostavljaju brzinu te zadani pad visine uz zanemarive oscilacije. Pilot 3 vrši najveće unose u sustav putem kormila dubine na početku zadatka pa se to posljedično vidi na napadnom kutu, kutu propinjanja i kutnoj brzini propinjanja. Pilot 1 vrši konstantno najmanji unos komande krilaca (slika 54), dok pilot 2 i 3 postepeno povećavaju svoj unos zbog povećanja razine turbulencije, što se najbolje vidi na kutnoj brzini valjanja (slika 54).



Slika 56. Upravljačke površine



Slika 57. Kut propinjanja i kut valjanja

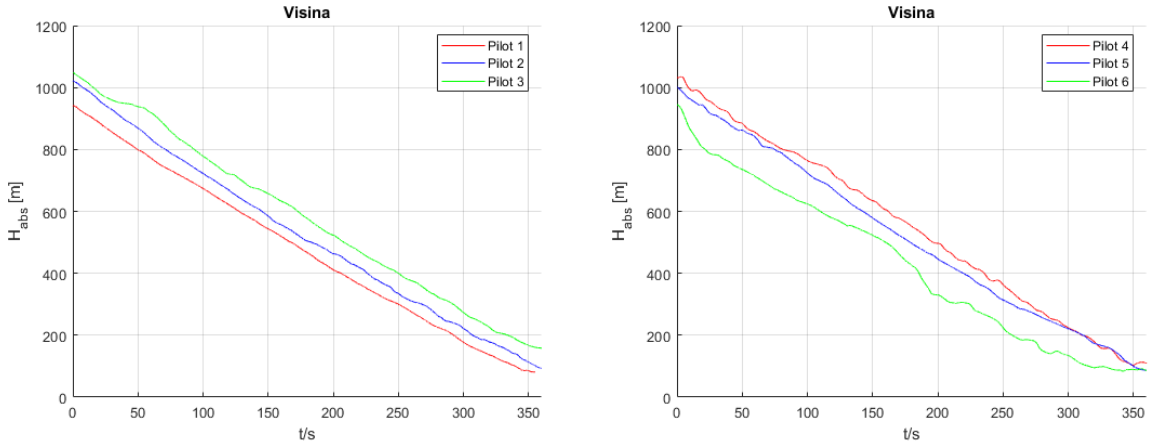


Slika 58. Kutna brzina propinjanja i kutna brzina valjanja

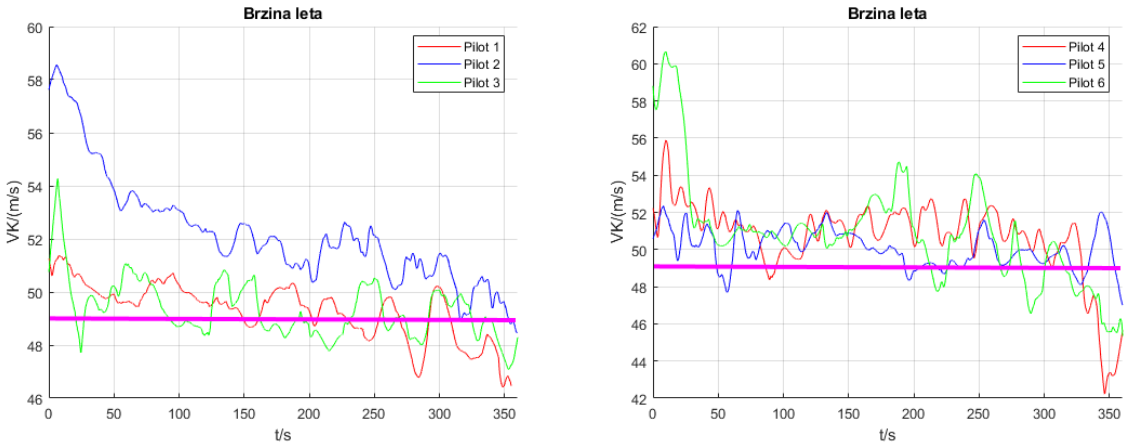
7.6.5. Šesti zadatak - Praćenje „glide slope“ indikatora na prilazu za slijetanje uz prisutnost bočnog vjetra

Za šesti zadatak bilo je potrebno pratiti vizualni signal istog usmjerenja određenog konstatnog nagiba uz pobudu bočnim vjetrom koji se svakih 120 sekundi pojačava.

Slike 57-66 pokazuju usporedbu izlaznih podataka leta za sve pilote.



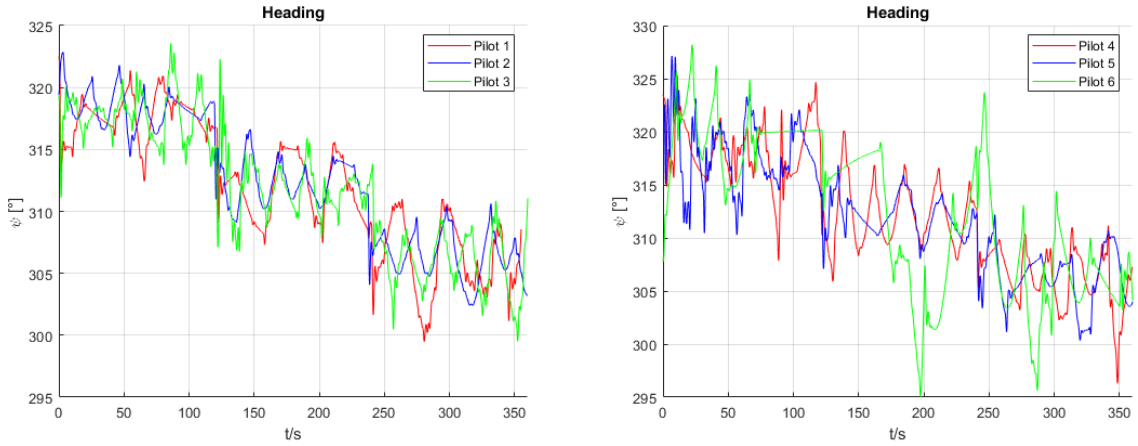
Slika 59. Usporedba visina leta



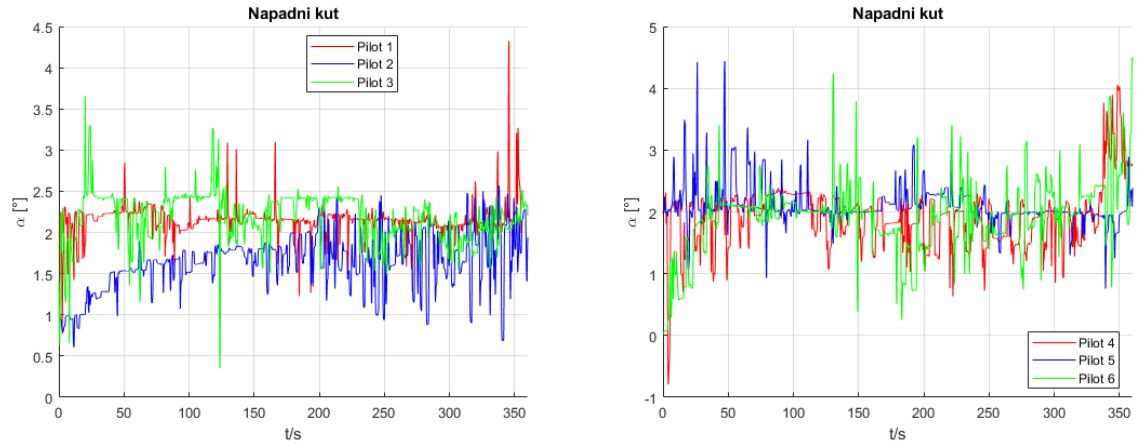
Slika 60. Usporedba brzina leta

Zadani vizualni signal i zadana brzina leta generalno su uspješno praćeni, no kod pilota 2 se mora uočiti neprilagođenost brzine u prilazu za sletnu stazu koja je kompenzirana kroz cijeli zadatak, dok kod pilota 6 postoje jasne razlike u nagibu na dijagramu visine pri prilazu.

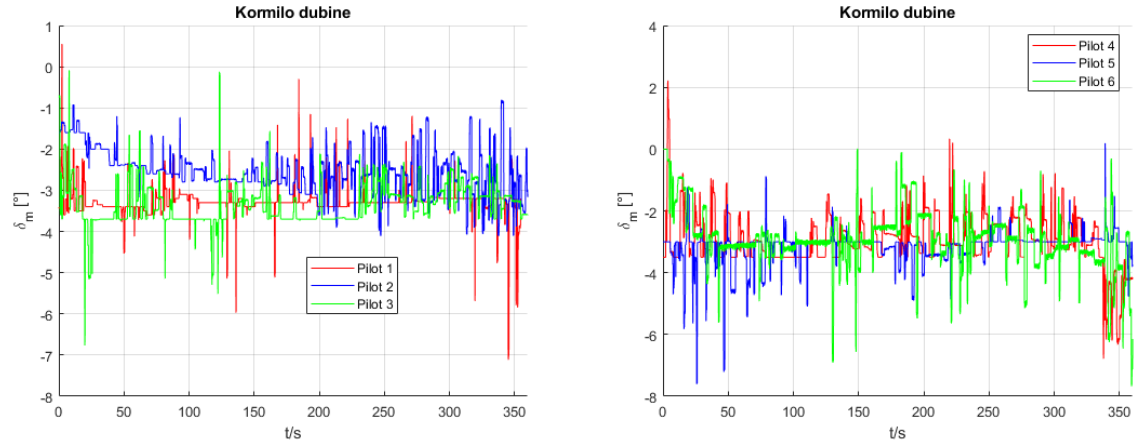
Slika 59 daje usporedbu kuta zanosa kroz tijek leta. Kako je prilaz na sletnu stazu pod usmjerenjem 316°, očekivano je da će piloti pratiti taj signal, no zbog pojave bočnog vjetra nos zrakoplova se zakreće u vjetar (azimut 225°) kako bi se kompenziralo klizanje. Svakih 120 sekundi povećanjem intenziteta vjetra povećava se i kut zrakoplova u odnosu na pistu.



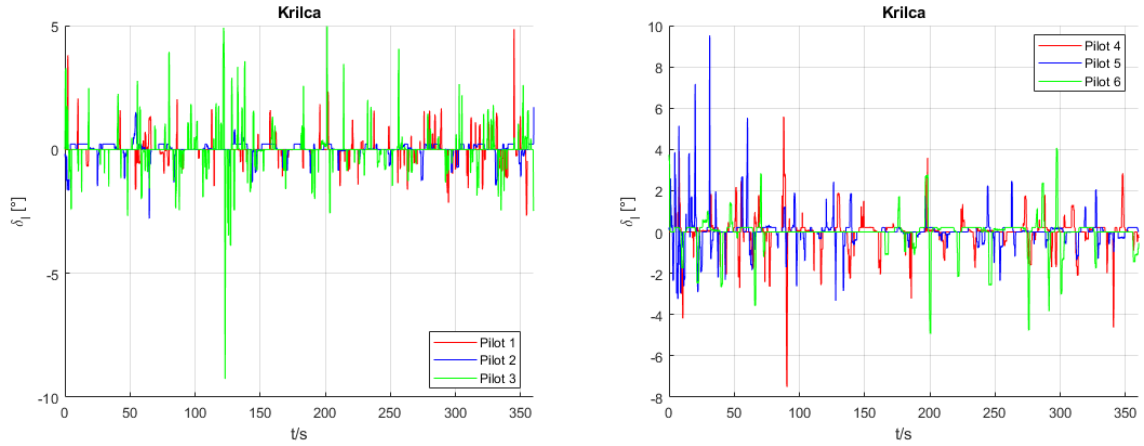
Slika 61. Usporedba kuta zanosa



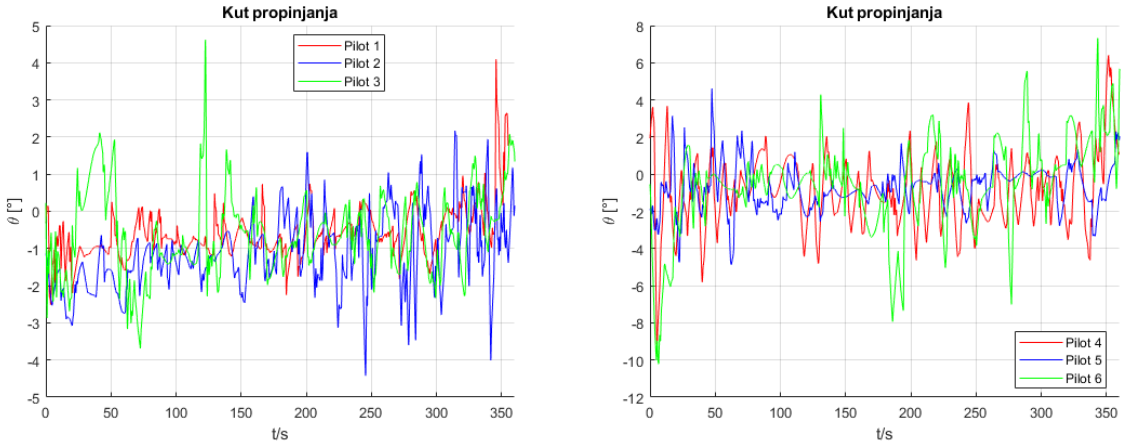
Slika 62. Napadni kutevi



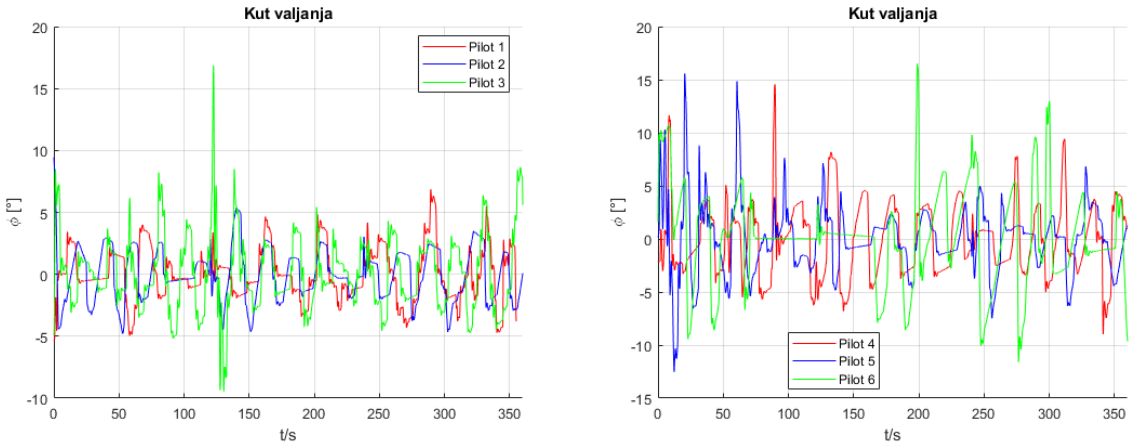
Slika 63. Usporedba pomaka kormila dubine



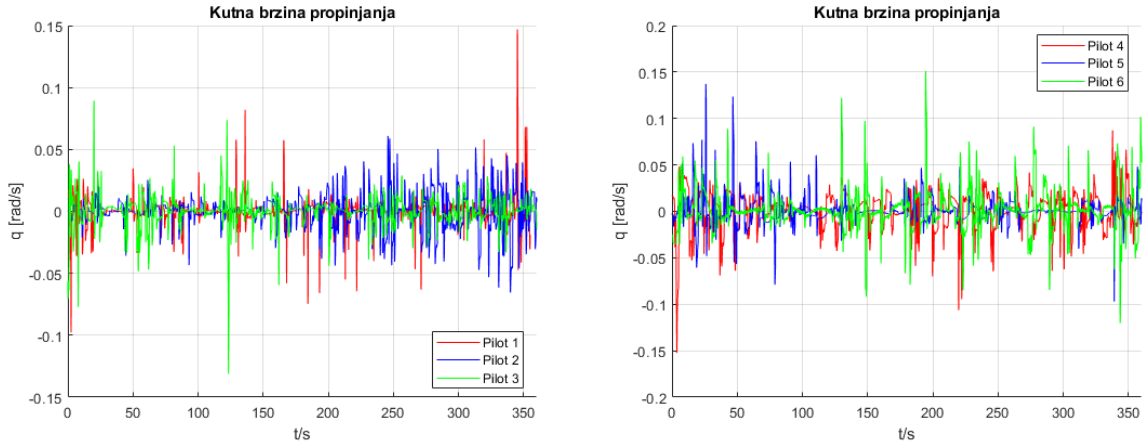
Slika 64. Usporedba pomaka krilaca



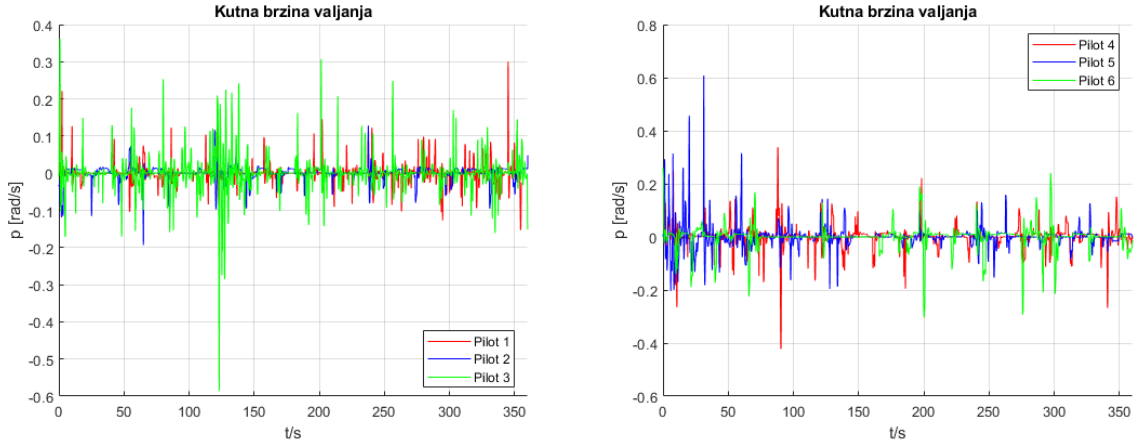
Slika 65. Kutevi propinjanja



Slika 66. Kutevi valjanja



Slika 67. Kutne brzine propinjanja



Slika 68. Kutne brzine valjanja

Razlika između iskusnih i manje iskusnih pilota posebno dolazi do izražaja u ovom zadatku gdje se vidi da je iznos unosa upravljačkih komandi znatno veći kod pilota 4,5 i 6. Te razlike se jasno očituju na oscilacijama napadnog kuta (slika 60), kuta propinjanja (slika 63) i kuta valjanja (slika 64). U ovom zadatku također se mogu vidjeti oscilacije kutne brzine propinjanja (slika 65) i kutne brzine valjanja(slika 66) iako nema turbulencije. One su ovdje posljedica primarno pilotski induciranih oscilacija za razliku od horizontalnog leta sa malim unosom u sustav.

7.7. Subjektivna ocjena kvalitete upravljanja

U tablici 11 prikazani su podaci o ocjeni kvalitete upravljanja svakog pilota za svaki let svakog zadatka prema Cooper – Harperovoj i Bedfordovoj skali.

Tablica 11 Ocjene kvalitete upravljanja

Zadatak	Skala	Pilot 1	Pilot 2	Pilot 3	Prosjek iskusnih pilota	Pilot 4	Pilot 5	Pilot 6	Prosjek ostalih pilota	Ukupni prosjek
1	Bedford	3	2	2	**2.3**	2	2	1	**1.7**	**2**
	C - H	3	3	1	**2.3**	2	2	1	**1.7**	**2**
2	Bedford	2	3	2	**2.3**	3	3	2	**2.7**	**2.5**
	C - H	3	3	2	**2.7**	3	4	2	**3**	**2.85**
3	Bedford	2	2	2	**2**	2	3	2	**2.3**	**2.15**
	C - H	3	3	2	**2.7**	2	4	2	**2.7**	**2.7**
4	Bedford	5	4	2	**3.7**	2	2	4	**2.7**	**3.2**
	C - H	5	5	2	**4**	2	2	4	**2.7**	**3.35**
5	Bedford	4	3	3	**3.3**	2	3	5	**3.3**	**3.3**
	C - H	5	4	3	**4**	3	3	5	**3.7**	**3.85**
6	Bedford	5	3	3	**3.7**	2	4	5	**3.7**	**3.7**
	C - H	5	3	3	**3.7**	3	5	5	**4.3**	**4**

U upitnicima o ocjenjivanju koji se nalaze u prilogu rada, dana je mogućnost pilotima da za svaki zadatak daju ocjenu i za svaku razinu turbulencije, odnosno komponentu vjetra. Zbog očuvanja preglednosti, u tablicu 11 upisane su srednje vrijednosti od 3 ocjene po razinama pojedinog zadatka. No važno je istaknuti da su iskusniji piloti u pravilu dali lošiju ocjenu za veću razinu turbulencije, dok su piloti sa manje iskustva ocijenili skoro svaku razinu jednako.
Piloti su dali lošije ocjene za zadatke sa praćenjem vizualnog signala, odnosno kod prilaza za sletnu stazu u odnosu na zadatke horizontalnog ravnotežnog leta što je i očekivano sa obzirom na razinu opterećenja i kompleksnosti zadatka.
Prva tri zadatka sa uspostavom horizontalnog ravnotežnog leta prema ocjenama pilota spadala bi u prvu razinu kvalitete upravljanja, dok bi ostale tri zadaće bile druga razina kvalitete upravljanja prema tablici 9.

7.7.1. Komentari pilota

Na zadnjoj stranici upitnika o ocjenjivanju kvalitete upravljanja ostavljen je prostor za slobodne napomene i komentare pilota.

Kao pilot sa najviše iskustva, pilot 1 je posebice istaknuo da je frekvencija modelirane turbulencije previsoka, te ne daje dovoljno vremena da se komandama može efektivno korigirati kroz zadatak. Pilot 1 je naveo da se takva turbulencija u realnosti može pojaviti, no ne u ponavljajućoj sekvenci iste razine. Kako je objašnjeno u poglavlju 5.5, svjesno je postavljena takva sekvenca za potrebe umjetnog pokusa, te je očekivan ovakav komentar na oblik atmosferske turbulencije.

Pilot 2 također smatra da je turbulenciju teško korigirati preko instrumenata, te da je malo vjerojatno da se ovakav oblik turbulencije može pojaviti kao zasebna komponenta u realnosti već se javlja uslijed ostalih poremećaja popraćenih sa turbulencijom po ostalim osima. Isto tako ističe da je vizualizacija dovoljno dobre razine za provedbu bilo kakvih istraživačkih ispitivanja.

Piloti 1 i 2 navode da se prije nisu susretali sa ovim oblikom ocjenjivanja kvalitete upravljanja, te da im je bilo teško dati ocjenu za zadatke sa vizualnim signalom za prilaz na sletnu stazu, jer se s takvim zadatkom još nisu susretali.

Pilot 1 primjetio je da upravljački volan ima dosta statičkog trenja, te da je premaleni horizontalni hod volana te mogućnost zakretanja volana. Raspoloživa oprema simulatora leta ima jasnih nedostataka, te postoji potreba za nadogradnjom hardvera, ali to nije predmet razmatranja ovog rada.

Prilikom zaokreta za prilazak vizualnom markeru za sletnu stazu i prilikom kompenzacije bočnog udara vjetra, piloti 1 i 2 istakli su nedostatak prikaznika klizanja i skretanja kao instrumenta neophodnog za lakše izvršenje zaokreta.

Piloti 1,2 i 3 smatraju da se zrakoplov ponaša zadovoljavajuće u slobodnom simulacijskom letu u smislu performansi i dinamike zrakoplova.

7.8. Pilotski unos

Nakon sagledavanja svih podataka, može se zaključiti da sa povećanjem opterećenja u zadaći dolazi do povećanja pilotskog unosa. Iznos unosa kod pilota 1 je najmanji od svih pilota, no iznos unosa pilota 2 je znatno veći od ostalih u nekim zadaćama uz uspješno savladavanje, stoga je teško naći jasnu poveznicu između pilotskog unosa i iskustva pilota. Generalno proizlazi iz parametara leta pilota 1 da je kod ovakve vrste zadataka smanjeni unos povoljniji. Kod turbulencija visoke frekvencije, vidi se da pilotski unos može samo izazvati PIO bez željene korekcije, dok kod naleta vjetra pravovremeni unos može smanjiti oscilacije.

8. ZAKLJUČAK

U ovom radu izrađen je model atmosfere koji uključuje četiri tipa nestandardne atmosfere i model vjetra za potrebe simulacije leta. Nakon modeliranja atmosfere i prikupljanja podataka o razmatranom zrakoplovu, prikazan je utjecaj nestandardne atmosfere na performanse zrakoplova. Kao važan dio atmosfere, utjecaj polja vjetra na zrakoplov ne može se zanemariti u inženjerstvu i istraživanjima. Napravljeno je detaljno istraživanje o modeliranju komponenata vjetra i posebna pažnja je stavljena na odabir modela turbulencije. Izrađeno je atmosfersko sintetičko polje vjetra sastavljeno od prosječnog polja vjetra, polja vjetra u graničnom sloju i polja vjetra atmosferske turbulencije. Za opisivanje turbulencije izabran je Drydenov model, te je za njega napravljena detaljna analiza i opis komponenti. Prilagodba postojećeg 6DOF modela leta napravljena je za potrebe implementacije vjetra u simulator leta, te je opisan način implementacije modela vjetra. Fleksibilnim postavljanjem parametara modela polja vjetra mogu se simulirati sve vrste složenih sintetičkih polja i udovoljiti potrebama prilagodbe različitim testovima virtualnog simulatora leta. SIMULINK model leta je prilagođen za potrebe simuliranja vjetra i promjenu globalnih varijabli, dok je FlightGear platforma korištena za vizualizaciju podataka. U radu je napravljena i funkcija za izračun ekvivalentne visine po tlaku, kako bi se uzela u obzir kalibracija instrumenta visine. Prije evaluacije samog modela putem testnih letova, napravljena je detaljna priprema ispitne dokumentacije za pilote. Kako bi se što bolje pokazao utjecaj atmosfere na pojedine parametre leta, osmišljen je set zadaća za ispitne letove. Ukupno šest pilota sudjelovalo je u provedbi ispitnih letova na simulatoru, te u ocjenjivanju razine kvalitete upravljanja. Tijekom letova bilježeni su podaci o svakoj zadaći i nakon cjelovite obrade su pojedini prikazani. Na kraju rada napravljena je analiza rezultata zadaća, ocjena kvalitete upravljanja te je istražena povezanost između pilotskog opterećenja, iskustva i iznosa unosa komandi u sustav.

U budućnosti, kako bi se poboljšao sustav simulacije okruženja simulatora leta i izradio sveobuhvatniji model polja vjetra, potrebno je daljnje istraživanje i modeliranje polja vjetra sa komponentom smicanja vjetra i udara vjetra, komponentom termike, planinskog poremećaja vjetra za što bi bilo korisno i simulirati teren za model utjecaja tla. Za daljnje istraživanje turbulencije, usporedba sa gotovim modelima iz SIMULINK-a je moguća. Isto tako analiza frekvencije, te povećanje broja elemenata bijelog šuma kako bi se istakla stohastičnost.

U svrhu unaprjeđenja analize pilota, postoji potreba za većom skupinom pilota sa sličnim iskustvom da bi po mogućnosti sudjelovali pod istim ispitnim uvjetima kako bi se saznalo više o fenomenu individualnog unosa pilota.

LITERATURA

[1] ISO 2553, Standard Atmosphere, 1978-12-15

[2] Joseph C. Zuppardo , GRAPHICAL COMPARISON OF U.S. STANDARD ATMOSPHERES AND MILITARY STANDARD CLIMATIC EXTREMES, MIL-STD- 210A, 1993.

[3] Car, P.: Završni rad: *Performanse zrakoplova u nestandardnoj atmosferi i atmosferi s vjetrom*, FSB Zagreb, 2019.

[4] Ivanković, M.: Diplomski rad: *Izrada modela leta aviona opće avijacije i njegova primjena za simulaciju leta*, FSB Zagreb, 2021.

[5] Jackson P.: Jane's All the World's Aircraft 2004-2005

[6] Janković S., Vrdoljak M.: *Mehanika leta zrakoplova*, Fakultet strojarstva i brodogradnje, Zagreb, 2002.

[7] CESSNA AIRCRAFT COMPANY: *PILOT'S OPERATING HANDBOOK – CESSNA SKYHAWK 1977 MODEL 172N*

[8] Janković, S. i Vrdoljak, M. *Performanse zrakoplova*-predavanja, Fakultet strojarstva i brodogradnje, Zagreb, 2016.

[9] Vepa, R.: *Flight Dynamics, Simulation, and Control For Rigid and Flexible Aircraft*, Boca Raton, 2015.

[10] *Approach and Landing Simulation*, AGARD report 632, Ames, 1975.

[11] Cui, W. i Lei, X. *Modeling and Simulation of Atmospheric Synthetic Wind Field in Flight Simulation*, Beijing, 2019.

[12] Gage, S.: *Creating a Unified Graphical Wind Turbulence Model from Multiple Specifications*, Austin, Texas, 2003

[13] Marc Rauw: FDC 1.2 – A Simulink Toolbox for Flight Dynamics and Control Analysis", 1998.

[14] Flying Qualities of Piloted Airplanes, MIL – F – 8785C, Nov.5, 1980.

[15] Donald McLean: *Automatic flight control system*, Prentice Hall International, 1990.

[16] Janković. S., Kostić, T., Vrdoljak, M.: *Stabilnost i upravljivost zrakoplova*, nastavni materijali FSB, 2017.

[17] U.S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration. *Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge*. Washington, D.C., 1980.

[18] Simm, A.: *Technical and Psychological Aspects of Pilot Gain,* TUM, 2012

[19] Cooper G. E., Harper Jr. R. P.: *The Use of Pilot Rating in the Evaluation of Aircraft Handling Qualities,* NATO, 1969.

PRILOZI

Prilog A

DOKUMENTACIJA ZA PROVEDBU ISPITNIH LETOVA U SIMULATORU

Popis dokumenata:

1. „SADRŽAJ MAPE“
2. „PLAN PROVEDBE EKSPERIMENTA“
3. Upitnik „PROFIL PILOTA“
4. „POPIS ZADATAKA U LETU“
5. Upitnik „OCJENA UPRAVLJANJA ZRAKOPLOVOM“
6. „SKALE ZA OCJENJIVANJE“
7. obrazac „TIJEK LETA

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE
ZAVOD ZA ZRAKOPOVSTVO

SADRŽAJ MAPE

1 Plan provedbe eksperimenta

2 Upitnik „Profil pilota“

3 Popis zadataka u letu

4 Upitnik „Ocjena upravljanja zrakoplovom“

5 Skale za ocjenjivanje

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE
ZAVOD ZA ZRAKOPOVSTVO

PLAN PROVEDBE EKSPERIMENTA

1 Brifing

1) Ispunjavanje upitnika „PROFIL PILOTA“
2) Upoznavanje pilota sa simulacijskom platformom
3) Prezentacija zadataka i njihovih specifičnosti

2 Testni let

0) Let upoznavanja
1) Održavanje horizontalnog pravocrtnog leta
2) Održavanje horizontalnog pravocrtnog leta uz bočnu turbulenciju
3) Održavanje horizontalnog pravocrtnog leta uz vertikalnu turbulenciju
4) Praćenje *„glide slope“* indikatora na prilazu za slijetanje
5) Praćenje *„glide slope“* indikatora na prilazu za slijetanje uz bočnu turbulenciju
6) Praćenje *„glide slope“* indikatora na prilazu za slijetanje uz prisutnost bočnog vjetra

3 Debrifing

1) Ispunjavanje upitnika „Ocjena upravljanja“

FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE
ZAVOD ZA ZRAKOPOVSTVO

PROFIL PILOTA

Slažem se da se podaci prikupljeni u ovom upitniku mogu koristiti u svrhu izrade diplomskog rada i naknadnih povezanih istraživanja i da u bilo kojem trenutku mogu odustati od davanja suglasnosti javljanjem na e-mail adresu: patrik.car@stud.fsb.hr

Potpis: _____

Ime i prezime: _____ **Oznaka Pilota: _____**

E-mail: _____

Datum: _____

1 Opći podaci

1) Dob: [_____]

2) Spol: Muški [ ] Ženski [ ]

3) Nosite li naočale? Da [ ] Ne [ ]

   Ako da, vidite li s njima dobro (20/20)?

   Da [ ] Ne [ ] Ne mogu procijeniti [ ]

4) Nosite li kontaktne leće? Da [ ] Ne [ ]

   Ako da, vidite li s njima dobro (20/20)?

   Da [ ] Ne [ ] Ne mogu procijeniti [ ]

5) Jeste li slijepi za boje? Da [ ] Ne [ ]

PROFIL PILOTA

6) Jeste li dešnjak ili ljevak?

Dešnjak [ ] Ljevak [ ]

7) Obrazovanje:

_____

_____

2 Iskustva

8) Posjedujete li određenu vrstu dozvole za upravljanje zrakoplovom?

Da [ ] Ne [ ]

Ako da, koja vrsta dozvole?

_____

9) Posjedujete li dozvolu za letenje određenog tip ili kategoriju zrakoplova? Ako da, za koje?

_____

_____

10) Koliko ukupno sati naleta imate? _____ h

11) Koliko sati naleta imate u ulozi kapetana zrakoplova (Pilot Flying)? _____ h

12) Imate li dozvolu za let u instrumentalnim uvjetima (IFR Rating)? Da [ ] Ne [ ]

PROFIL PILOTA

13) Imate li iskustva s korištenjem digitalnih instrumenata (Glass cockpit), HUD ili HMD?

[_____] Glass [_____] HUD [_____] HMD

(Broj sati naleta s opremom, ako je poznat)

14) Imate li iskustva s letenjem u simulatorima/trenažerima/razvojno-inženjerskim simulatorima?

Da [ ] Ne [ ] FH [_____] (Ako je poznato)

15) Imate li iskustva s korištenjem digitalnih instrumenata (Glass cockpit), HUD ili HMD u simulatorima/trenažerima/razvojno-inženjerskim simulatorima?

[_____] Glass [_____] HUD [_____] HMD

(Broj sati naleta s opremom, ako je poznat)

16) Imate li iskustva s letenjem u uvjetima loše vidljivosti (npr. Slabo osvjetljenje, mećava, magla, …)?

Da [ ]
Ne [ ]

17) Imate li iskustva u letenju iznad većih vodenih površina (Jezero, more)?

Da [ ] Ne [ ]

(Broj sati naleta, ako je poznat)

PROFIL PILOTA

18) Napomene:

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE
ZAVOD ZA ZRAKOPOVSTVO

POPIS ZADATAKA U LETU

Ime i prezime: _____ **Oznaka Pilota:** _____

Datum i vrijeme leta: _____

Zrakoplov/Simulator: _____

POČETNI UVJETI

1) Vidljivost: NEOGRANIČENA
2) Razina naoblake: 0/8 (Bez oblaka)
3) Početna pozicija:
    a. Visina: 6500 ft QNH
    b. Geografska širina/dužina : 45°21'55.7" N 14°57'18.8" E (Aerodrom Rijeka)
    c. Usmjerenje: 0°
4) Početna brzina: 100 kt
5) Postavka trimera dubine: 0 (Neutralna)
6) Kut propinjanja: 0°
7) Kut valjanja: 0°
8) Postavka snage: 50%
9) Standardna atmosfera

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE
ZAVOD ZA ZRAKOPOVSTVO

POPIS ZADATAKA U LETU

0 Let upoznavanja

1) Pilot prije početka izvršavanja zadataka ima oko 5 minuta da se u slobodnom letu upozna sa simulatorom, komandama i modelom leta

POPIS ZADATAKA U LETU

1 Održavanje horizontalnog pravocrtnog leta

1) Uspostaviti horizontalni ravnotežni let, postaviti trimer dubine
    a. Brzina: **105 kt**
    b. Visina: **3500 ft** QNH
    c. Usmjerenje: **330°**
2) Održavati brzinu, visinu i usmjerenje kroz 60 sekundi.
3) Po završetku očitati postavke trimera dubine, te postavke snage

1.1 Ponoviti let sa zadanim parametrima

- Topla atmosfera (ISA + ~30)

1.2 Ponoviti let sa zadanim parametrima

- Hladna atmosfera (ISA - ~30)

POPIS ZADATAKA U LETU

2 Održavanje horizontalnog pravocrtnog leta uz bočnu turbulenciju

1) Uspostaviti horizontalni ravnotežni let, postaviti trimer dubine
    a. Brzina: **105 kt**
    b. Visina: **3500 ft** QNH
    c. Usmjerenje: **330°**
    d. Kut valjanja: **0**°
2) Održavati brzinu, visinu i usmjerenje kroz 120 sekundi.
    a. Pri uspostavi horizontalnog leta dolazi do pojave turbulencije blagog intenziteta (*„Mild“*)

2.1 Ponoviti let sa zadanim parametrima

- Turbulencija srednjeg intenziteta (*„Moderate“*)

2.2 Ponoviti let sa zadanim parametrima

- Turbulencija jakog intenziteta (*„Severe“)*

POPIS ZADATAKA U LETU

3 Održavanje horizontalnog pravocrtnog leta uz vertikalnu turbulenciju

1) Uspostaviti horizontalni ravnotežni let, postaviti trimer dubine

   a. Brzina: **105 kt**

   b. Visina: **3500 ft** QNH

   c. Usmjerenje: **330°**

   d. Propinjanje: **konst.**

2) Održavati brzinu, visinu i usmjerenje kroz 120 sekundi.

   a. Pri uspostavi horizontalnog leta dolazi do pojave turbulencije blagog intenziteta (*„Mild“*)

3.1 Ponoviti let sa zadanim parametrima

- Turbulencija srednjeg intenziteta (*„Moderate“*)

3.2 Ponoviti let sa zadanim parametrima

- Turbulencija jakog intenziteta (*„Severe“)*

POPIS ZADATAKA U LETU

4 Praćenje *„glide slope“* indikatora na prilazu za slijetanje

1) Dovesti zrakoplov na početnu točku glide slopea, koja je označena markerom u zraku.

    a. Usmjerenje: **316°** (LDRI)

2) Izvesti prilaz za sletnu stazu održavajući brzinu **95 kt**

POPIS ZADATAKA U LETU

5 Praćenje *„glide slope“* indikatora na prilazu za slijetanje uz bočnu turbulenciju

1) Dovesti zrakoplov na početnu točku glide slopea, koja je označena markerom u zraku.
    a. Usmjerenje: **316°** (LDRI)
2) Izvesti prilaz za sletnu stazu održavajući brzinu **95 kt**
    a. Tijekom prilaza javlja se turbulencija blagog intenziteta (*„Mild“*)
    b. Trajanje turbulencije: **120** sekundi

5.1 Ponoviti let sa zadanim parametrima

- Turbulencija srednjeg intenziteta (*„Moderate“*)

5.2 Ponoviti let sa zadanim parametrima

- Turbulencija jakog intenziteta (*„Severe“)*

POPIS ZADATAKA U LETU

6 Praćenje *„glide slope“* indikatora na prilazu za slijetanje uz prisutnost bočnog vjetra

1) Dovesti zrakoplov na početnu točku glide slopea, koja je označena markerom u zraku.

    a. Usmjerenje: **316°** (LDRI)

2) Izvesti prilaz za sletnu stazu održavajući brzinu **95 kt**

    c. Tijekom prilaza dolazi do pojave bočnog vjetra

    d. Brzina vjetra: **10** kt

    e. Azimut vjetra: **225°**

    f. Trajanje vjetra: **120** sekundi

6.1 Ponoviti let sa zadanim parametrima

- Intenzitet brzine bočnog vjetra - **20 kt**

6.2 Ponoviti let sa zadanim parametrima

- Intenzitet brzine bočnog vjetra - **30 kt**

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE
ZAVOD ZA ZRAKOPOVSTVO

OCJENA UPRAVLJANJA ZRAKOPLOVOM

Ime i prezime: _____ **Oznaka Pilota:** _____

Datum: _____

1 Održavanje horizontalnog pravocrtnog leta

1) Ocjena prema Bedford skali

[_____]

2) Ocjena prema Cooper-Harperovoj skali

[_____]

2 Održavanje horizontalnog pravocrtnog leta uz bočnu turbulenciju

1) Ocjena prema Bedford skali

„Mild“	*„Moderate“*	*„Severe“*
[_____]	[_____]	[_____]

2) Ocjena prema Cooper-Harperovoj skali

„Mild“	*„Moderate“*	*„Severe“*
[_____]	[_____]	[_____]

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE
ZAVOD ZA ZRAKOPOVSTVO

OCJENA UPRAVLJANJA ZRAKOPLOVOM

3 Održavanje horizontalnog pravocrtnog leta uz vertikalnu turbulenciju

1) Ocjena prema Bedford skali

„Mild“	*„Moderate“*	*„Severe“*
[_____]	[_____]	[_____]

2) Ocjena prema Cooper-Harperovoj skali

„Mild“	*„Moderate“*	*„Severe“*
[_____]	[_____]	[_____]

4 Praćenje „glide slope“ indikatora na prilazu za slijetanje

3) Ocjena prema Bedford skali

[_____]

4) Ocjena prema Cooper-Harperovoj skali

[_____]

OCJENA UPRAVLJANJA ZRAKOPLOVOM

5 Praćenje „glide slope“ indikatora na prilazu za slijetanje uz bočnu turbulenciju

1) Ocjena prema Bedford skali

„Mild“	*„Moderate“*	*„Severe“*
[_____]	[_____]	[_____]

2) Ocjena prema Cooper-Harperovoj skali

„Mild“	*„Moderate“*	*„Severe“*
[_____]	[_____]	[_____]

6 Praćenje „glide slope“ indikatora na prilazu za slijetanje uz prisutnost bočnog vjetra

3) Ocjena prema Bedford skali

10kt	20kt	30kt
[_____]	[_____]	[_____]

4) Ocjena prema Cooper-Harperovoj skali

10kt	20kt	30kt
[_____]	[_____]	[_____]

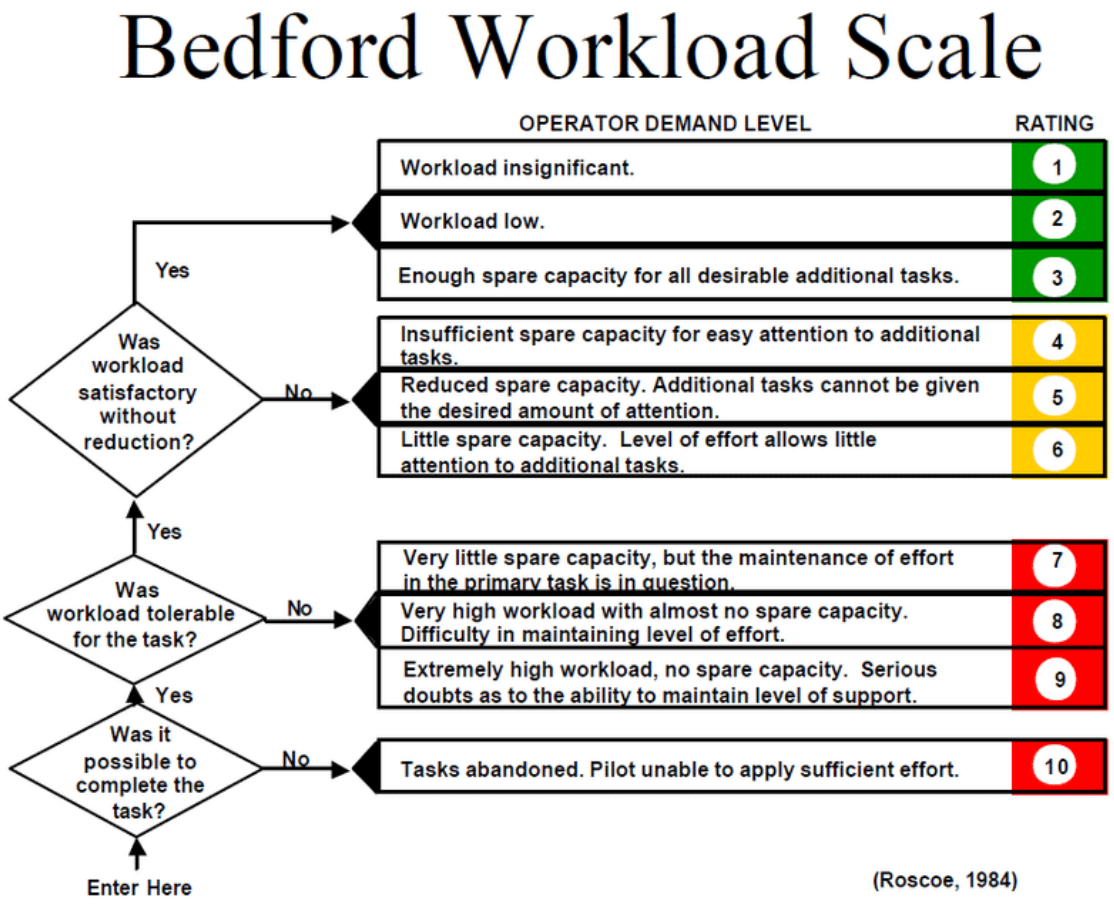
OCJENA UPRAVLJANJA ZRAKOPLOVOM

Slobodna ocjena i napomene:

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE
ZAVOD ZA ZRAKOPOVSTVO

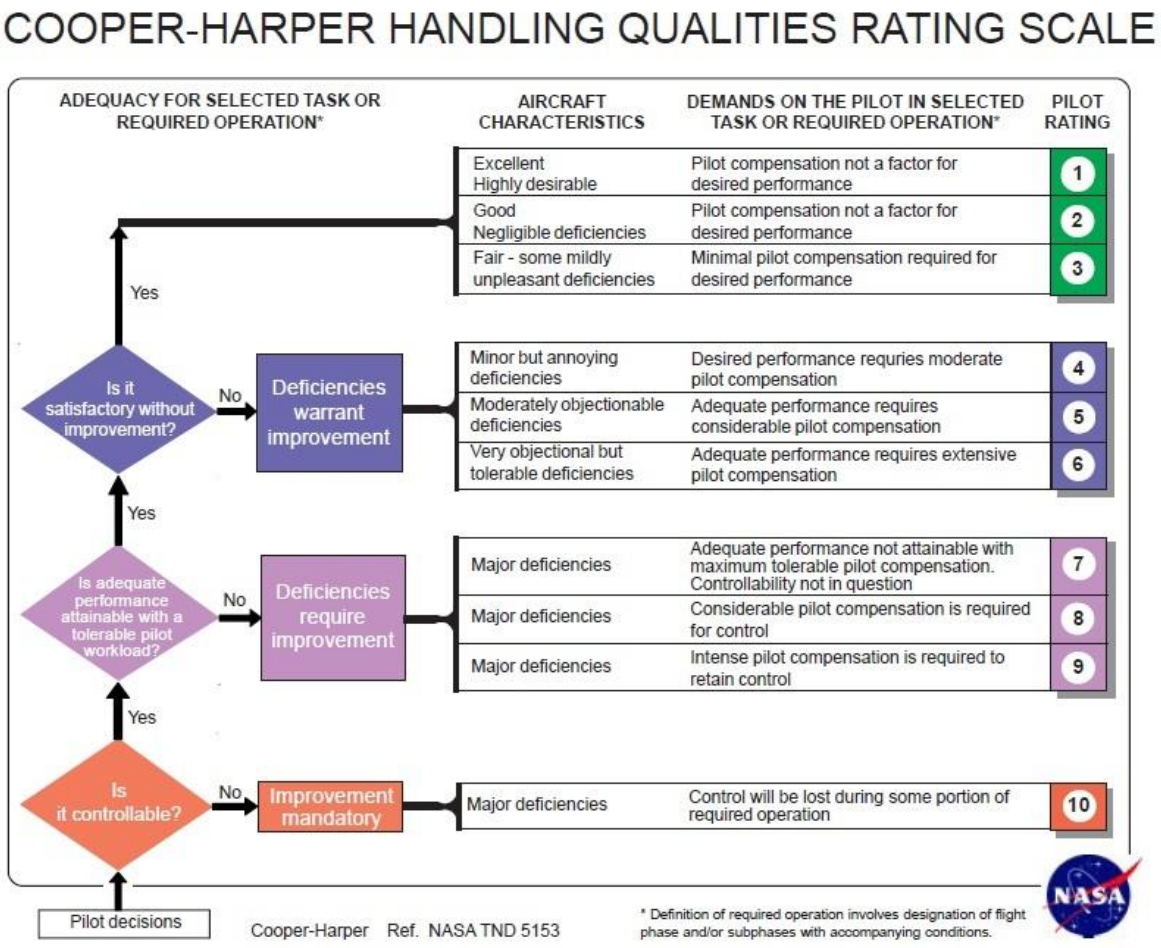
SKALE ZA OCJENJIVANJE

1 BEDFORD SKALA



SKALE ZA OCJENJIVANJE

2 COOPER-HARPEROVA SKALA



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE
ZAVOD ZA ZRAKOPOVSTVO

TIJEK LETA

Ime i prezime: _____ **Oznaka Pilota: _____**

Datum: _____

	Dionica 1	Dionica 2	Dionica 3	Dionica4	Dionica5	Dionica6
1. zadatak						
2. zadatak						
3. zadatak						
4. zadatak						
5. zadatak						
6. zadatak						