

Određivanje ubrzanja u pilotskoj kabini sportskog zrakoplova tijekom polijetanja i slijetanja

Hodak, Josip

Undergraduate thesis / Završni rad

2025

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:235:787475>

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

Download date / Datum preuzimanja: **2025-04-01**

Repository / Repozitorij:

[Repository of Faculty of Mechanical Engineering and Naval Architecture University of Zagreb](#)



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

ZAVRŠNI RAD

Josip Hodak

Zagreb, 2025.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

**ODREĐIVANJE UBRZANJA U PILOTSKOJ KABINI
SPORTSKOG ZRAKOPLOVA TIJEKOM
POLIJETANJA I SLIJETANJA**

Mentor:

Prof. dr. sc. Zoran Lulić, dipl. ing.

Student:

Josip Hodak

Zagreb, veljača 2025.

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

Zahvaljujem se svom mentoru, prof. dr. sc. Zoranu Luliću, na stručnoj podršci i savjetima tijekom izrade završnog rada. Također se zahvaljujem i asistentu dr. sc. Anti Vučetiću na pomoći i korisnim savjetima u izradi praktičnog dijela. Hvala i svim profesorima na iskazanom trudu tijekom preddiplomskog studija.

Josip Hodak



Sveučilište u Zagrebu Fakultet strojarstva i brodogradnje	
Datum	Prilog
Klasa: 602 – 04 / 25 – 06 / 01	
Ur.broj: 15 – 25 –	

ZAVRŠNI ZADATAK

Student: **Josip Hodak**

JMBAG: **0035230837**

Naslov rada na hrvatskom jeziku: **Određivanje ubrzanja u pilotskoj kabini sportskog zrakoplova tijekom polijetanja i slijetanja**

Naslov rada na engleskom jeziku: **Determination of acceleration in the cockpit of sport aircraft during takeoff and landing**

Opis zadatka:

Zrakoplovi iz kategorije generalne avijacije zbog svoje konstrukcije i načina uporabe u pravilu imaju relativno jednostavna podvozja koja nemaju značajnu mogućnost prigušenja tijekom polijetanja i slijetanja zrakoplova. Kako polijetanje i slijetanje zrakoplova predstavljaju kritične faze leta, s ciljem poboljšanja sigurnosti i učinkovitosti operacija potrebno je analizirati dinamičke uvjeta s kojima se piloti susreću tijekom tih faza leta.

U završnom radu potrebno je provesti postupak mjerenja kinematičkih veličina (pomak, brzina, ubrzanje) kojim će se odrediti značajke podvozja s aspekta komfora.

U okviru završnog rada potrebno je:

- Razmotriti teorijske osnove kojima se opisuje ubrzanja i njegovo djelovanje na tijelo pilota/putnika tijekom polijetanja i slijetanja.
- Koristeći raspoloživu mjernu opremu u Laboratoriju za motore i vozila osmisлити mjerni postav za mjerenje ubrzanja u pilotskoj kabini.
- Izraditi plan eksperimenata za mjerenja ubrzanja u odabranim GA (sportskim) zrakoplovima.
- Prikupiti, obraditi i analizirati izmjerene podatke s ciljem utvrđivanja karakterističnih ubrzanja.
- Za oscilacije izazvane pobudom podloge odrediti kinematičke parametre te prigušenje oscilacija u pilotskoj kabini.
- Procijeniti utjecaj uzbude na tijelo pilota te rezultate usporediti s poznatim pokazateljima za cestovna motorna vozila.

U radu treba navesti korištenu literaturu i eventualno dobivenu pomoć.

Zadatak zadan:

30. 11. 2024.

Datum predaje rada:

1. rok: 20. i 21. 2. 2025.
2. rok: 10. i 11. 7. 2025.
3. rok: 18. i 19. 9. 2025.

Predvideni datumi obrane:

1. rok: 24. 2. – 28. 2. 2025.
2. rok: 15. 7. – 18. 7. 2025.
3. rok: 22. 9. – 26. 9. 2025.

Zadatak zadao:

Prof. dr. sc. Zoran Lulić

Predsjednik Povjerenstva:

Prof. dr. sc. Milan Vrdoljak

SADRŽAJ

Popis slika	III
Popis tablica	V
Popis oznaka.....	VI
Popis kratica	VII
Sažetak	VIII
Summary	IX
1. Uvod	1
1.1. Razvoj i povijest.....	1
1.2. Konstrukcija sportskih zrakoplova: Tehnički aspekti i razvoj.....	3
2. Teorijske osnove.....	5
2.1. Definicija ubrzanja	5
2.2. Dinamički uvjeti tijekom polijetanja i slijetanja	6
2.2.1. Polijetanje.....	7
2.2.2. Slijetanje.....	7
3. Norma HRN ISO 2631-Mehaničke vibracije i udari; Utjecaj na čovjeka.....	8
3.1. Uvod.....	8
3.2. Opći zahtjevi	9
3.2.1. Područje primjene	9
3.2.2. Normativne reference	9
3.3. Mjerenje vibracija	9
3.4. Granične vrijednosti frekvencijskog opsega i tolerancije u mjerenju vibracija	10
3.5. Učinci vibracija	11
3.5.1. Zdravlje	11
3.5.2. Udobnost i percepcija vibracija.....	11
3.5.3. Bolest kretanja(morska bolest).....	12
3.6. Dodatci	12
4. Razrada i implementacija mjernog postava za određivanje ubrzanja u pilotskoj kabini.....	13
4.1. Akcelerometar, princip rada.....	13
4.2. Odabir instrumenta i opreme.....	16

4.2.1.	Uređaj myRIO-1900.....	16
4.2.2.	Program LabVIEW	18
5.	Postupak provedbe ispitivanja performansi zrakoplova.....	20
5.1.	Prvi ispitni zrakoplov- TL 232 CONDOR.....	20
5.1.1.	Prvi let aviona.....	23
5.1.2.	Drugi let aviona.....	29
5.1.3.	Treći let aviona.....	34
5.2.	Drugi ispitni zrakoplov – jedrilica ASW15B.....	37
5.2.1.	Prvi let jedrilice	39
5.2.2.	Drugi let jedrilice	45
5.2.3.	Treći let jedrilice	50
6.	Zaključak	53
7.	Literatura	54

POPIS SLIKA

Slika 1. Ivan Bjelovučić tijekom leta Paris-Bordeaux [1].....	1
Slika 2. Dragutin Novak [1]	2
Slika 3. Konstrukcija krila [2]	3
Slika 4. Monokok i semimonokok konstrukcija [3]	4
Slika 5. Jednostavno podvozje [4].....	4
Slika 6. Tangencijalna i normalna komponenta ubrzanja [5].....	6
Slika 7. Pravci djelovanja G-ubrzanja na pilota [6]	7
Slika 8. Raspored osi prema ISO 2631 [8].....	11
Slika 9. Primjer akcelerometra koji radi na MEMS principu [10]	13
Slika 10. Piezoelektrični akcelerometar [12]	14
Slika 11. Mehanički akcelerometar u zrakoplovu [13]	15
Slika 12. Uređaj myRIO-1900 [14].....	16
Slika 13. Blok dijagram procesa [16].....	18
Slika 14. Upravljački panel procesa [16]	19
Slika 15. Bočna strana TL 232 Condor	20
Slika 16. Prednja strana TL 232 Condor	21
Slika 17. Pozicioniranje mjernog uređaja u kabini aviona.....	22
Slika 18. Shematski prikaz uobičajenog „školskog kruga“ koji obuhvaća četiri zaokreta	23
Slika 19. Uzdužna, poprečna i vertikalna ubrzanja prvog leta aviona	23
Slika 20. Prikaz vertikalnih ubrzanja tijekom mirovanja, sa upaljenim motorom.....	24
Slika 21. Prikaz vertikalnih ubrzanja tijekom zalijetanja.....	24
Slika 22. Prikaz vertikalnih ubrzanja tijekom penjanja, leta i spuštanja.....	25
Slika 23. Prikaz vertikalnih ubrzanja tijekom zaustavljanja	25
Slika 24. Histogram uzdužnih ubrzanja tijekom prvog leta	26
Slika 25. Histogram poprečnih ubrzanja tijekom prvog leta.....	26
Slika 26. Histogram vertikalnih ubrzanja tijekom prvog leta	27
Slika 27. Uzdužna, poprečna i vertikalna ubrzanja drugog leta aviona	29
Slika 28. Prikaz vertikalnih ubrzanja tijekom zalijetanja.....	30
Slika 29. Prikaz vertikalnih ubrzanja tijekom penjanja, leta i spuštanja.....	30
Slika 30. Prikaz vertikalnih ubrzanja tijekom zaustavljanja	31
Slika 31. Histogram uzdužnih ubrzanja tijekom drugog leta	31
Slika 32. Histogram poprečnih ubrzanja tijekom drugog leta.....	32
Slika 33. Histogram vertikalnih ubrzanja tijekom drugog leta	32
Slika 34. Uzdužna, poprečna i vertikalna ubrzanja trećeg leta aviona.....	34
Slika 35. Jedrilica ASW15B.....	37
Slika 36. Pozicioniranje mjernog uređaja u kabini jedrilice	38

Slika 37. Uzdužna, poprečna i vertikalna ubrzanja prvog leta jedrilice.....	39
Slika 38. Prikaz vertikalnih ubrzanja tijekom mirovanja.....	40
Slika 39. Prikaz vertikalnih ubrzanja tijekom zalijetanja.....	40
Slika 40. Prikaz vertikalnih ubrzanja tijekom penjanja, leta i spuštanja.....	41
Slika 41. Prikaz vertikalnih ubrzanja tijekom zaustavljanja	41
Slika 42. Histogram uzdužnih ubrzanja tijekom prvog leta	42
Slika 43. Histogram poprečnih ubrzanja tijekom prvog leta.....	42
Slika 44. Histogram vertikalnih ubrzanja tijekom prvog leta	43
Slika 45. Uzdužna, poprečna i vertikalna ubrzanja drugog leta jedrilice.....	45
Slika 46. Prikaz vertikalnih ubrzanja tijekom zalijetanja.....	46
Slika 47. Prikaz vertikalnih ubrzanja tijekom penjanja, leta i spuštanja.....	46
Slika 48. Prikaz vertikalnih ubrzanja tijekom zaustavljanja	47
Slika 49. Histogram uzdužnih ubrzanja tijekom drugog leta	47
Slika 50. Histogram poprečnih ubrzanja tijekom drugog leta.....	48
Slika 51. Histogram vertikalnih ubrzanja tijekom drugog leta	48
Slika 52. Uzdužna, poprečna i vertikalna ubrzanja trećeg leta jedrilice	50

POPIS TABLICA

Tablica 1. Usporedba glavnih vrsta akcelerometra [9]	15
Tablica 2. Specifikacije uređaja myRIO-1900 [15]	17
Tablica 3. Opće karakteristike - TL 232 Condor [17].....	21
Tablica 4. Letne performanse - TL 232 Condor [17].....	21
Tablica 5. Iznosi RMS ubrzanja pojedinih faza tijekom prvog leta.....	27
Tablica 6. Iznos standardne devijacije za zalijetanje i zaustavljanje tijekom prvog leta	28
Tablica 7. Karakteristične veličine tijekom prvog leta	28
Tablica 8. Iznosi RMS ubrzanja pojedinih faza tijekom drugog leta.....	33
Tablica 9. Iznos standardne devijacije za zalijetanje i zaustavljanje tijekom drugog leta	33
Tablica 10. Karakteristične veličine tijekom drugog leta	33
Tablica 11. Iznosi RMS ubrzanja pojedinih faza tijekom trećeg leta	35
Tablica 12. Iznos standardne devijacije za zalijetanje i zaustavljanje tijekom trećeg leta.....	35
Tablica 13. Karakteristične veličine tijekom trećeg leta	35
Tablica 14. Ocjena udobnosti zalijetanja po osima za sva 3 mjerenja	36
Tablica 15. Ocjena udobnosti zaustavljanja po osima za sva 3 mjerenja	36
Tablica 16. Opće karakteristike – ASW15B [18]	37
Tablica 17. Letne performanse – ASW15B [18].....	38
Tablica 18. Iznosi RMS ubrzanja pojedinih faza tijekom prvog leta.....	43
Tablica 19. Iznos standardne devijacije za zalijetanje i zaustavljanje tijekom prvog leta	44
Tablica 20. Karakteristične veličine tijekom prvog leta	44
Tablica 21. Iznosi RMS ubrzanja pojedinih faza tijekom drugog leta.....	49
Tablica 22. Iznos standardne devijacije za zalijetanje i zaustavljanje tijekom drugog leta	49
Tablica 23. Karakteristične veličine tijekom drugog leta	49
Tablica 24. Iznosi RMS ubrzanja pojedinih faza tijekom trećeg leta	51
Tablica 25. Iznos standardne devijacije za zalijetanje i zaustavljanje tijekom trećeg leta.....	51
Tablica 26. Karakteristične veličine tijekom trećeg leta	51
Tablica 27. Ocjena udobnosti zalijetanja po osima za sva 3 mjerenja	52
Tablica 28. Ocjena udobnosti zaustavljanja po osima za sva 3 mjerenja	52

POPIS OZNAKA

Oznaka	Jedinica	Opis
a	m/s^2	Akceleracija
F	N	Sila
m	kg	Masa
a_t	m/s^2	Tangencijalno ubrzanje
a_n	m/s^2	Normalno ubrzanje
R	m	Polumjer zakrivljenosti
T	s	Trajanje mjerenja
a_w	m/s^2	Ponderirano RMS ubrzanje
$a_w(t)$	m/s^2	Ubrzanje u vremenskoj funkciji
W	-	Faktor frekvencijskog ponderiranja

POPIS KRATICA

ISO	International Organization for Standardization/Međunarodna organizacija za standardizaciju
HRN	Hrvatska norma
RMS	Root Mean Square

SAŽETAK

U okviru ovog rada analizirat će se ubrzanja u pilotskoj kabini sportskog zrakoplova tijekom polijetanja i slijetanja, s ciljem utvrđivanja njihovog utjecaja na pilota i na udobnost leta. Sportski zrakoplovi obično posjeduju jednostavna podvozja koja ne pružaju značajno prigušenje oscilacija, što može utjecati na pilota u kritičnim fazama leta. Bit će razmotrene teorijske osnove kojima se opisuje ubrzanje, a korištenjem mjernih instrumenata napraviti istraživanje koje će obuhvatiti mjerenje kinematičkih veličina kao što su ubrzanje, brzina i pomak te analizu oscilacija i njihovog prigušenja u kabini. Prikupljeni podatci bit će uspoređeni s poznatim podacima za cestovna vozila kako bi se procijenio utjecaj ubrzanja tijekom polijetanja i slijetanja na udobnost pilota.

Ključne riječi: ubrzanje, brzina, pomak, pilotska kabina, sportski zrakoplov, polijetanje, slijetanje, udobnost pilota, podvozje, oscilacije, prigušenje

SUMMARY

In this final work, focus is on acceleration in the cockpit of a sport aircraft during takeoff and landing, with the aim of analyzing its impact on the pilot and flight comfort. Sport aircraft typically have simple landing gear that does not provide significant damping of oscillations, which can affect the pilot during critical phases of flight. It will consider the theoretical foundations that describe acceleration, and using measurement instruments, we will conduct research that will include measuring kinematic quantities such as acceleration, speed, and displacement, as well as analyzing oscillations and their damping in the cockpit. The collected data will be compared with known data for road vehicles to assess the impact of acceleration during takeoff and landing on pilot comfort.

Keywords: acceleration, speed, displacement, cockpit, sport aircraft, takeoff, landing, pilot comfort, landing gear, oscillations, damping

1. UVOD

1.1. Razvoj i povijest

Sportsko zrakoplovstvo je dio zrakoplovstva vezano uz letenje bezmotornim i motornim letjelicama s ciljem ostvarenja sportskog rezultata. Razlikujemo više grana sportskog zrakoplovstva: balonstvo, jedriličarstvo, modelarstvo, padobranstvo, motorno letenje zrakoplovom i ultralakim letjelicama, ovjesno jedriličarstvo i samogradnja letjelica. Hrvatsko sportsko zrakoplovstvo kreće od prvog leta balonom Krste Mazarovića 1789. pa do prvih zrakoplova u kojima su se istaknuli Slavoljub Eduard Penkala i drugi. Među najuspješnijima bio je Ivan Bjelovučić koji je postavio svjetski rekord u etapnom letenju između Parisa i Bordeauxa u trajanju od 6 sati i 15 minuta.



Slika 1. Ivan Bjelovučić tijekom leta Paris-Bordeaux [1]

Također istaknuti letač bio je i Viktor Klobučar koji je 1911. nastupio na četverodnevnoj utrci oko Britanije te jedrilicom vlastite konstrukcije pobijedio na europskom prvenstvu u Semmeringu. Prvi hrvatski pilot i konstruktor koji je poletio u Hrvatskoj bio je Dragutin Novak, osvojivši natjecanje u Budimpešti 1912. te u Grazu 1913.



Slika 2. Dragutin Novak [1]

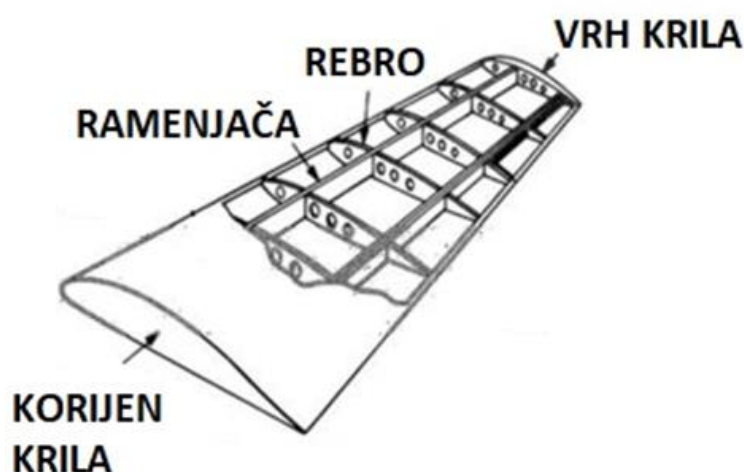
U razdoblju između dvaju svjetskih ratova osnovan je Kraljevski jugoslavenski aeroklub "Naša krila" 1922. godine u Beogradu, a od 1924. godine obuhvatio je i odbore u Hrvatskoj, uključujući Zagreb, Osijek, Split i druge gradove. Tijekom 1930-ih, sportsko zrakoplovstvo u Hrvatskoj doživjelo je veliki uzlet, s organiziranim školama modelarstva, natjecanjima i razvojem prvih suvremenih sportskih zrakoplova. Godine 1940. osnovan je Kraljevski aeroklub Banovine Hrvatske, gotovo autonoman od beogradske uprave. Tijekom Drugog svjetskog rata, unatoč preprekama, sportsko zrakoplovstvo je nastavilo djelovati u manjem opsegu, pod organizacijom Hrvatska krila.

Nakon 2. svjetskog rata, uz poticaje države, sportsko zrakoplovstvo u Hrvatskoj i Jugoslaviji ubrzano se razvijalo, s obnovom modelarstva i jedriličarstva 1945. godine u nekoliko gradova, a 1947. osnovan je Zrakoplovni savez Hrvatske, dok je 1948. Zrakoplovni savez Jugoslavije. Prva poslijeratna jedrilica, "Žaba", izgrađena je 1946. godine, a razvoj zrakoplovne industrije nastavio se kroz izradu novih letjelica i međunarodne uspjehe hrvatskih zrakoplovaca. Tijekom 1970-ih razvijalo se ovjesno jedriličarstvo, a 1993. osnovan je prvi hrvatski parajedriličarski klub.

Nakon osamostaljenja Hrvatske, sportski zrakoplovi sudjelovali su u Domovinskom ratu, pružajući podršku u izviđanju i borbenim akcijama. Godine 1992. osnovan je Hrvatski aeroklub, koji 1997. postaje Hrvatski zrakoplovni savez. Savez okuplja 49 članica i uspješno organizira međunarodna natjecanja, poput svjetskog prvenstva u preciznom letenju 2002. godine. Također, u Hrvatskoj se razvija samogradnja zrakoplova, poput ultralakog zrakoplova Albatros i motornog zrakoplova Štiglec. Daljnji razvoj hrvatskog zrakoplovstva vezan je za Rudolfa Fizira, konstruktora zrakoplova „Fizir” koji se serijski proizvodio za vojno zrakoplovstvo. [1]

1.2. Konstrukcija sportskih zrakoplova: Tehnički aspekti i razvoj

Sportske zrakoplove karakterizira jednostavna i lagana konstrukcija, uz naglasak na aerodinamičnost, stabilnost i visoku upravljivost. Ove karakteristike čine ih idealnim za letenje u sklopu generalne avijacije, uključujući sportske, rekreativne i akrobatske svrhe. Jedan od glavnih zahtjeva u njihovoj konstrukciji je niska ukupna masa. Kako bi se postigla optimalna kombinacija male težine i visoke čvrstoće, u njihovoj izgradnji koriste se inovativni i lagani materijali poput aluminijskih legura, karbonskih vlakana i drugih kompozitnih materijala. **Konstrukcija krila** ključna je u postizanju visokih performansi, te moraju biti dobro izvedena kako bi se smanjio otpor zraka i osigurao maksimalan uzgon tijekom leta, a ono se sastoji od ramenjača, rebra, uzdužnica i oplata.



Slika 3. Konstrukcija krila [2]

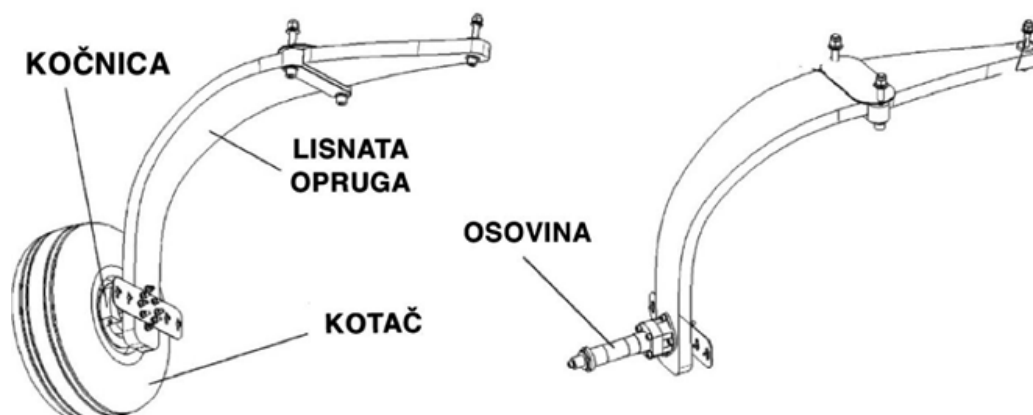
Kod **trupa** se najčešće primjenjuju monokok i semimonokok konstrukcije, koje omogućuju manju težinu u odnosu na druge tipove konstrukcija. **Monokok (ljuskasta)** konstrukcija je ona kod koje je sama oplata nosivi element, a prstenovi pomažu u stvaranju oblika takve konstrukcije. **Semimonokok (poluljuskasta)** konstrukcija sastoji se od ljuskaste oplata ili pokrova, zajedno s uzdužnim i poprečnim elementima. Uzdužni elementi, poput uzdužnica i lonžerona, preuzimaju naprezanja uslijed savijanja, dok poprečni elementi uključuju pregrade, prstenove i okvire koji osiguravaju nosivost [2]. Takav dizajn omogućuje raspodjelu opterećenja i povećava otpornost trupa na savijanje i uvijanje tijekom leta, što povećava sigurnost i pouzdanost zrakoplova. Njihova kombinacija čvrstoće i male mase čini ih optimalnim rješenjem za sportske zrakoplove.



Slika 4. Monokok i semimonokok konstrukcija [3]

Podvozje ima ključnu ulogu u analizi ove teme jer izravno sudjeluje u polijetanju i slijetanju, najkritičnijim fazama leta. Kod sportskih zrakoplova, gdje je smanjenje ukupne mase prioritet, podvozje se dizajnira kako bi zrakoplov bio što lakši, što uključuje jednostavniju konstrukciju s manje komponenti. Takva podvozja često nemaju mogućnost uvlačenja, što doprinosi uštedi na težini, ali može utjecati na aerodinamičnost i udobnost tijekom slijetanja i polijetanja, osobito na manje uređenim pistama.

S druge strane, podvozja putničkih aviona složenija su i prilagođena većim zahtjevima udobnosti i sigurnosti. Opremljeni su naprednim sustavima kočenja, uvlačenja i apsorpcije udara, što omogućuje ugodnije slijetanje čak i pri većim opterećenjima.



Slika 5. Jednostavno podvozje [4]

2. TEORIJSKE OSNOVE

2.1. Definicija ubrzanja

Ubrzanje je jedna od ključnih fizikalnih veličina, budući da opisuje sile koje djeluju na zrakoplov i pilota tijekom različitih faza leta, uključujući polijetanje i slijetanje. Razumijevanje ubrzanja je od presudne važnosti jer ono ima izravan utjecaj na aerodinamičke performanse zrakoplova, sigurnost leta, kao i na udobnost pilota i putnika.

Ubrzanje je vektorska fizikalna veličina koja opisuje promjenu brzine tijela u jedinici vremena. Matematički, ubrzanje se definira kao derivacija vektora brzine prema vremenu:

$$a = \frac{dv}{dt} \quad (1)$$

Gdje je:

a – vektor akceleracije

$\frac{dv}{dt}$ – derivacija brzine po vremenu

Osim matematičke definicije, ubrzanje ima i važnu fizičku interpretaciju u kontekstu kretanja tijela. Ubrzanje određuje način na koji se brzina tijela mijenja, ne samo u smislu veličine, već i smjera, čime postaje ključna veličina za opisivanje složenih oblika kretanja.

Kod kretanja tijela po proizvoljno zakrivljenoj putanji, ubrzanje se može rastaviti na dvije međusobno okomite komponente, od kojih svaka ima jasno definiranu ulogu:

- **Tangencijalno ubrzanje** je komponenta ubrzanja koja je paralelna s tangentom na putanju. Ova komponenta opisuje promjenu iznosa brzine, tj. kako se brzina tijela povećava ili smanjuje duž putanje. Tangencijalno ubrzanje daje informacije o tome kako se tijelo ubrzava ili usporava duž putanje.

$$a_t = \frac{dv}{dt} \quad (2)$$

Gdje je:

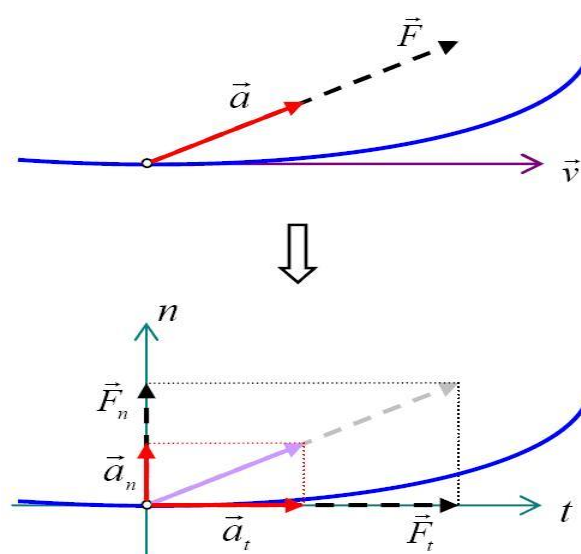
a_t – tangencijalno ubrzanje

- **Normalno ubrzanje** poznato i kao centripetalno ubrzanje, komponenta je ubrzanja usmjerena prema normalni na putanju, odnosno prema središtu zakrivljenosti putanje. Ova komponenta opisuje promjenu smjera brzine i ne utječe na veličinu brzine tijela, već isključivo na način na koji se ono zakreće tijekom kretanja. U zrakoplovstvu, normalno ubrzanje igra ključnu ulogu pri analizi zaokreta. [5]

$$a_n = \frac{v^2}{R} \quad (3)$$

Gdje je:

a_n – normalno ubrzanje



Slika 6. Tangencijalna i normalna komponenta ubrzanja [5]

2.2. Dinamički uvjeti tijekom polijetanja i slijetanja

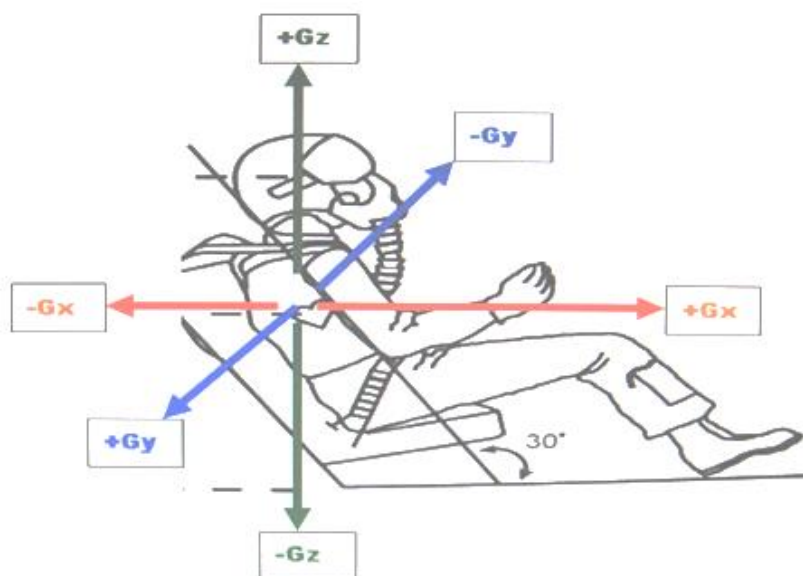
Polijetanje i slijetanje predstavljaju najkritičnije faze leta, jer u tim fazama dolazi do najizraženijih promjena u brzini, smjeru i načinu djelovanja sila na zrakoplov i pilota. Ove faze zahtijevaju preciznu kontrolu, budući da svaka manja pogreška može imati ozbiljne posljedice. Dinamika zrakoplova, utjecaji podloge i aerodinamičke sile imaju značajan utjecaj na udobnost pilota i putnika. Vibracije izazvane nepravilnostima na stazi, poput neravnina, mogu uzrokovati vertikalne oscilacije koje se prenose kroz podvozje na kabinu, pa sve do posade i putnika, što ne samo da smanjuje udobnost leta, već može negativno utjecati na preciznost upravljanja zrakoplovom. Ove oscilacije mogu izazvati smanjenje stabilnosti i kontrole, osobito kod većih G-sila. Kod sportskih zrakoplova, zbog manje sofisticiranih sustava za prigušivanje vibracija i niže mase, piloti su često izloženi intenzivnijim oscilacijama.

2.2.1. Polijetanje

Tijekom polijetanja, zrakoplov ubrzava kako bi postigao potrebnu brzinu za generiranje uzgona, što rezultira djelovanjem različitih sila na tijelo pilota. Horizontalna komponenta ubrzanja, označena kao G_x , stvara osjećaj pritiska pilota prema sjedalu. Ovaj pritisak proizlazi iz ubrzanja koje nastoji pomaknuti pilota prema natrag u trenutku kada zrakoplov ubrzava. S druge strane, vertikalna komponenta ubrzanja, označena kao G_z , uzrokuje osjećaj pritiska prema zemlji. Ove dvije komponente ubrzanja, horizontalna i vertikalna, zajedno djeluju na tijelo pilota, utječući na njegovu udobnost i sposobnost upravljanja zrakoplovom. [6]

2.2.2. Slijetanje

Slijetanje je faza leta u kojoj zrakoplov smanjuje brzinu i mora sigurno dodirnuti površinu piste. Slično polijetanju, u ovoj fazi također dolazi do djelovanja različitih sila na pilota. Horizontalna komponenta ubrzanja G_x , uzrokuje osjećaj povlačenja pilota prema naprijed, dok sa druge strane, vertikalna komponenta ubrzanja G_z , nastaje pri kontaktu kotača s podlogom i uzrokuje osjećaj naglog pritiska prema dolje.



Slika 7. Pravci djelovanja G -ubrzanja na pilota [6]

Promjene ubrzanja mogu izazvati fiziološke posljedice, preraspodjele krvi i smanjenje opskrbe mozga kisikom, što može dovesti do hipoksije, gubitka svijesti, te u najgorem slučaju, gubitka kontrole nad zrakoplovom. Iako postoje fiziološki kompenzacijski mehanizmi i tehnička rješenja za ublažavanje tih efekata, visoka G -opterećenja ostaju opasna i zahtijevaju odgovarajuću pripremu pilota i upotrebu zaštitnih mjera, poput anti- G odijela i posebnih tehnika disanja, sa čime se najviše suočavaju piloti borbenih zrakoplova, a u manjoj mjeri i piloti sportskih zrakoplova.

3. NORMA HRN ISO 2631-MEHANIČKE VIBRACIJE I UDARI; UTJECAJ NA ČOVJEKA

3.1. Uvod

ISO (International Organization for Standardization) je globalna federacija za standardizaciju. Bavi se razvijanjem međunarodnih standarda kroz tehničke odbore, a svaka zemlja članica ima pravo sudjelovati u tim odborima. Međunarodni standardi zahtijevaju odobrenje od najmanje 75 % zemalja članica.

ISO 2631-1:1997, koji se bavi mehaničkim vibracijama te njihovim utjecajem na čovjeka, pripremio je tehnički odbor. Ovo izdanje zamjenjuje prvo izdanje iz 1985. godine. Standard je obnovljen kako bi uključio nova istraživanja, te druge metode mjerenja i analize vibracija. Također, uklonjena je pretpostavka da trajanje izloženosti ima isti utjecaj na zdravlje, radnu učinkovitost i udobnost. Iako su uvedene značajne promjene, preporuke iz ISO 2631-1:1985 i dalje se smatraju sigurnima.

Primarna svrha ISO 2631-1 je definirati metode za mjerenje cjelokupnih vibracija na tijelo u odnosu na:

- Zdravlje i udobnost ljudi
- Percepciju vibracija
- Učestalost pojave bolesti kretanja (engl. *motion sickness*).

Ovaj standard fokusira se na cjelokupne vibracije na tijelo. Primjenjuje se na vibracije u vozilima (zračnim, kopnenim, vodenim), strojevima i industrijskim aktivnostima, koje mogu utjecati na udobnost i zdravlje. Standard ne postavlja granice izloženosti, ali nudi metode koje mogu poslužiti kao temelj za takve granice.

Dodaci nam pružaju smjernice o učincima vibracija na zdravlje, udobnost i percepciju. Preporuke su numeričke kako bi bile jasne i precizne, ali imaju određena ograničenja u primjeni. Standard ne pokriva učinke intenzivnih vibracija na ljudske performanse ili sposobnost obavljanja zadataka, jer to ovisi o specifičnim ergonomske čimbenicima. Učinci vibracija su složeni i variraju među pojedincima, potencijalno uzrokujući nelagodu, smanjene performansi ili zdravstvene rizike. [7]

3.2. Opći zahtjevi

3.2.1. Područje primjene

Ovaj dio ISO 2631 definira metode za mjerenje periodičnih, slučajnih i prolaznih vibracija na tijelo. Informativni dodaci pružaju smjernice o učincima vibracija na zdravlje, udobnost, percepciju i bolest kretanja. Frekvencijski rasponi su:

- **0,5 Hz do 80 Hz** za zdravlje, udobnost i percepciju
- **0,1 Hz do 0,5 Hz** za bolest kretanja.

Iako se standard ne bavi učincima vibracija na ljudske performanse, većina smjernica za mjerenje može se primijeniti i u tom kontekstu.

Ovaj standard primjenjuje se na vibracije koje se prenose na cijelo tijelo. Takve vibracije javljaju se u vozilima, strojevima, zgradama i u blizini industrijskih postrojenja. [7]

3.2.2. Normativne reference

Ovaj dio ISO 2631 oslanja se na sljedeće standarde:

- ISO 2041:1990 (Vibracije i udari)
- ISO 5805:1997 (Mehaničke vibracije i udari – Izloženost ljudi)
- ISO 8041:1990 (Ljudski odgovor na vibracije – Mjerni instrumenti) [7]

3.3. Mjerenje vibracija

Mjerenje vibracija temelji se primarno na mjerenju ubrzanja, osim u slučajevima niskih frekvencija, gdje se može koristiti mjerenje brzine koje se zatim preračunava u akceleraciju. Vibracije se mjere u koordinatnom sustavu koji prati ulazak vibracija u ljudsko tijelo, pri čemu je dopušteno do 15°% odstupanja od zadanih osi.

Mjerni senzori trebaju biti postavljeni na sučelje između tijela i izvora vibracija, uključujući sjedalo, naslon i stopala kod osoba koje sjede, a kod osoba koje leže ispod zdjelice, leđa i glave. Ako nije moguće mjeriti izravno, podaci mogu biti preuzeti s čvrstih dijelova konstrukcije, ali zahtijevaju dodatne proračune.

Minimalno trajanje mjerenja za preciznost od ± 3 dB na 90 % pouzdanosti iznosi 108 sekundi za donju graničnu frekvenciju od 1 Hz i 227 sekundi za 0,5 Hz.

Izvještavanje o vibracijskim uvjetima mora uključivati veličinu i trajanje izloženosti. Također je važno uzeti u obzir čimbenike poput dobi, spola, tjelesne mase, položaja tijela i aktivnosti osobe (npr. vozač ili putnik). [7]

Prema dijelu norme HRN ISO 2631-1, procjena vibracija temelji se na mjerenjima ponderiranih RMS ubrzanja (engl. *weighted root-mean-square value*). Norma također navodi jednadžbu koja se koristi za izračun ponderiranih RMS ubrzanja, a ona glasi:

$$a_w = \left(\frac{1}{T} \int_0^T a_w^2(t) dt \right)^{\frac{1}{2}} \quad (5)$$

Gdje je:

a_w - ponderirano RMS ubrzanje

$a_w(t)$ - ubrzanje u vremenskoj funkciji

T - trajanje mjerenja

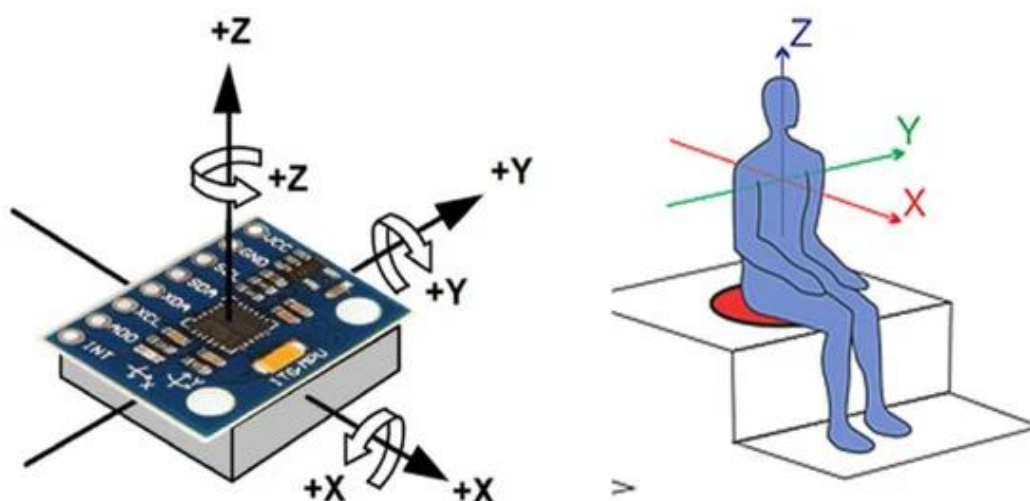
3.4. Granične vrijednosti frekvencijskog opsega i tolerancije u mjerenju vibracija

Ograničenje frekvencijskog opsega u mjerenju vibracija postiže se korištenjem visokopropusnih i niskopropusnih filtera. Kako određeni intervali frekvencija imaju značajniji utjecaj na udobnost i zdravlje, za naglašavanje njihovog utjecaja koriste se faktori frekvencijskog ponderiranja W .

Za specifične frekvencijske ponderacije, filteri za ograničavanje opsega postavljeni su na sljedeći način:

- Za frekvencijske ponderacije W_e, W_c, W_d, W_j i W_k visokopropusni filter djeluje na **0,4 Hz**, a niskopropusni na **100 Hz**.
- Za frekvencijsku ponderaciju W_f visokopropusni filter djeluje na **0,08 Hz**, a niskopropusni na **0,63 Hz**.

Potrebno je naglasiti kako je za izračun frekvencijski ponderiranog RMS ubrzanja u softverskom programu *LabVIEW* potrebna frekvencija mjerenja podataka od minimalno 200 Hz što sa korištenim mjernim uređajem nije moguće postići. [7]



Slika 8. Raspored osi prema ISO 2631 [8]

3.5. Učinci vibracija

Cilj norme je odrediti kako vibracije djeluju na tijelo, te njihov utjecaj na zdravlje, udobnost, percepciju i bolest kretanja.

3.5.1. Zdravlje

Ovaj odjeljak se odnosi na učinke vibracija cijelog tijela na zdravlje osoba u normalnom zdravstvenom stanju koje su izložene vibracijama tijekom putovanja, rada i slobodnih aktivnosti, primarno za osobe koje sjede. Smjernice se primjenjuju na vibracije u frekvencijskom rasponu od 1 Hz do 80 Hz koje se prenose kroz sjedalo. Dugotrajno izlaganje intenzivnim vibracijama cijelog tijela može povećati rizik za degenerativne promjene na lumbalnoj kralježnici i povezanim živčanim sustavima, uz mogućnost pogoršanja određenih endogenih poremećaja. Iako učinci na zdravlje obično postaju očiti nakon nekoliko godina izloženosti, važno je da mjerenja izloženosti vibracijama budu reprezentativna za cijeli period.

3.5.2. Udobnost i percepcija vibracija

Za procjenu učinaka vibracija na udobnost koristi se ponderirano RMS ubrzanje, a primjenjuju se specifična ponderiranja za različite smjerove i točke mjerenja. Mjerenja obično uključuju sve relevantne translacijske smjerove, a ukupna vrijednost vibracija na svakom mjernom mjestu računa se prema određenoj metodi. Ako vibracija na jednoj točki čini manje od 25 % ukupne vibracije, može se isključiti iz procjene.

3.5.3. *Bolest kretanja (morska bolest)*

Ovaj odjeljak bavi se utjecajem oscilirajućeg kretanja na pojavu morske bolesti. Ostali dijelovi norme ISO 2631 prvenstveno se odnose na vibracije frekvencija iznad 0,5 Hz, dok kretanje s frekvencijama ispod 0,5 Hz može izazvati neugodnosti, smetnje u obavljanju aktivnosti, ali najčešće uzrokuje morskbu bolest, naročito u stojećem i sjedećem položaju. Za procjenu vibracija u ovoj kategoriji, koristi se ponderirano RMS ubrzanje na Z-osi, u frekvencijskom rasponu između 0,1 Hz i 0,5 Hz. [7]

3.6. Dodatci

Razlikujemo 5 dodatka:

- **Dodatak A- Matematička definicija frekvencijskog ponderiranja**
- **Dodatak B- Vodič za učinke vibracija na zdravlje:** Ovaj dodatak pruža smjernice za procjenu vibracija cijelog tijela u odnosu na zdravlje. Primjenjuje se na osobe u normalnom zdravlju koje su redovito izložene vibracijama. Odnosi se na pravocrtne vibracije duž osnovnih osi X, Y i Z.
- **Dodatak C- Vodič za učinke vibracija na udobnost i percepciju:** Dodatak se bavi pružanjem praktične metode za označavanje subjektivne ozbiljnosti vibracija, ali ne predstavlja granice.
- **Dodatak D- Vodič za učinke vibracija na pojavu kinetoze (bolesti kretanja)-** Vjerojatnost pojave simptoma kinetoze povećava se s produljenjem izloženosti kretanju
- **Dodatak E- Popis literature** [7]

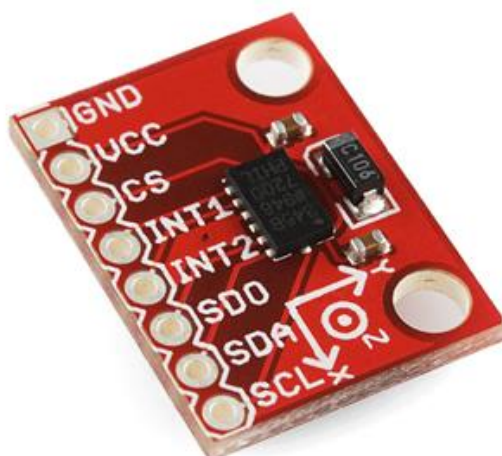
4. RAZRADA I IMPLEMENTACIJA MJERNOG POSTAVA ZA ODREĐIVANJE UBRZANJA U PILOTSKOJ KABINI

4.1. Akcelerometar, princip rada

Akcelerometri su uređaji koji se koriste za mjerenje ubrzanja ili vibracija, a nalaze primjenu u različitim područjima. Jedna od glavnih primjena akcelerometra je mjerenje statičkog gravitacijskog ubrzanja, što omogućuje određivanje kuta nagiba objekta u odnosu na vertikalnu os. Osim toga, koriste se za mjerenje dinamičkog ubrzanja koje nastaje zbog gibanja, udaraca ili vibracija.

Tijekom mjerenja vibracija, akcelerometar se postavlja na površinu objekta koji vibrira. Na taj način pretvara energiju vibracija u električni signal koji je proporcionalan trenutnom ubrzanju objekta. Ova funkcionalnost omogućuje široku primjenu u dijagnosticiranju rada strojeva, uređaja ili građevinskih konstrukcija izloženih visokim opterećenjima.

Osim u industrijskim i građevinskim sektorima, koriste se u svakodnevnim uređajima i sustavima. Na primjer, nalaze primjenu u medicinskim uređajima, sportskoj opremi, kamerama i pametnim telefonima. Također, koriste se u daljinskim upravljačima, kontrolerima i navigacijskim sustavima. Ukratko, akcelerometar je uređaj koji mjeri vlastito kretanje u prostoru, a njegova prilagodljivost i preciznost čine ga neizostavnim alatom u širokom spektru aplikacija. [9]



Slika 9. Primjer akcelerometra koji radi na MEMS principu [10]

Princip rada se temelji na mjerenju inercijske sile koja djeluje na referentnu masu unutar uređaja, kada tijelo na kojem je akcelerometar postavljen ubrza. Pri ubrzanju objekta, referentna masa u uređaju se pomiče i taj pomak se mjeri. U osnovnom obliku, akcelerometar je zasnovan na drugom Newtonovom zakonu koji definira odnos između sile, mase i ubrzanja [11]:

$$a = \frac{F}{m} \quad (4)$$

Gdje je:

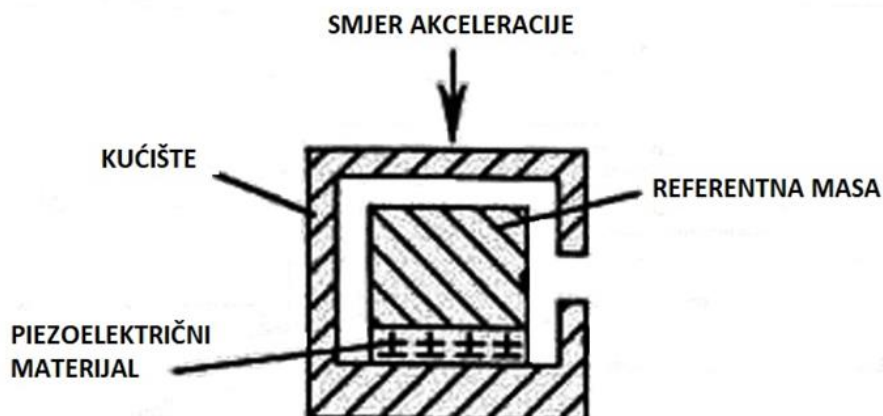
a – akceleracija

F – sila

m - masa

Za mjerenje ubrzanja mjeri se sila koja djeluje na inercijsku masu unutar uređaja, a na temelju tih podataka izračunava se ubrzanje objekta iz gornje jednadžbe. Akcelerometar može mjeriti ubrzanje u jednoj, dvije ili tri dimenzije, ovisno o njegovoj izvedbi. Za preciznije mjerenje ubrzanja u tri dimenzije koriste se troosni akcelerometri. Ukoliko ubrzanje djeluje u smjeru suprotnom od senzora, vrijednost će biti negativna, dok će u istom smjeru biti pozitivna. Ako nema vanjskih utjecaja, akcelerometar mjeri samo gravitacijsko ubrzanje. Na primjer, kada je senzor postavljen tako da su X, Y i Z osi usmjereni ulijevo, prema dolje i naprijed, bez vanjskih sila očitavanja će iznositi: X=0 g, Y = 1 g, Z=0 g. Promjenom nagiba udesno ili ulijevo, vrijednosti će se mijenjati u skladu s tim. Ove informacije koristi algoritam za analizu kretanja i ubrzanja. [9]

Razlikuju se glavne vrste akcelerometara: kapacitivni akcelerometri, MEMS akcelerometri, piezoelektrični akcelerometri, piezorezistivni akcelerometri i ostali.



Slika 10. Piezoelektrični akcelerometar [12]

Tablica 1. Usporedba glavnih vrsta akcelerometra [9]

Vrsta akcelerometra	Prednosti	Nedostatci	Princip rada	Područje korištenja
Kapacitivni MEMS	Jeftini, kompaktni, lako integrirani na PCB	Slaba točnost kod većih amplituda i frekvencija	Mjeri promjenu kapaciteta uslijed pomaka mase na oprugama	Mobilni uređaji, nosiva oprema, potrošačka elektronika
Piezoelektrični	Vrlo precizni i osjetljivi	Ne mogu mjeriti statičko ubrzanje, skupi	Piezoelektrični materijal generira napon pri deformaciji	Aplikacije za dijagnostiku, upravljanje strojevima, seizmičkih mjerenja
Piezorezistivni	Veliki mjerni opseg, mjerenja sporo promjenjivih signala, vibracije	Skupi, problemi s otkrivanjem slabih signala	Piezorezistivni materijal generira otpor (signal) pod utjecajem sile; promjena otpora pretvara se u signal	Testovi sudara, mjerenja u navigacijskim sustavima

Akcelerometar registrira G sile koje djeluju na konstrukciju zrakoplova tijekom turbulentnih ili akrobatskih manevara. Jedna kazaljka daje kontinuirano očitavanje, a druge dvije maksimalno pozitivno i negativno opterećenje. Lako se resetira pritiskom gumba za resetiranje.



Slika 11. Mehanički akcelerometar u zrakoplovu [13]

4.2. Odabir instrumenta i opreme

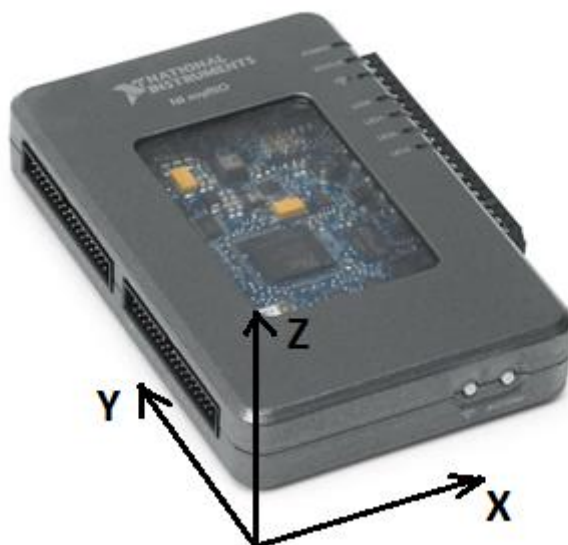
4.2.1. Uređaj myRIO-1900

U okviru ovog zadatka, za mjerenje ubrzanja u pilotskoj kabini tijekom polijetanja i slijetanja, korišten je **akcelerometar** zbog dostupnosti, a u isto vrijeme je i dovoljno precizan i pouzdan za ovakva mjerenja. Pomoću njega bit će izvršeno prikupljanje podataka o ubrzanju tijekom tih kritičnih faza leta, što je ključno za daljnju analizu utjecaja tih veličina na udobnost i sigurnost, kao i za usporedbu tih podataka s poznatim vrijednostima za cestovna motorna vozila.

Korišten je uređaj **MyRIO-1900** tvrtke National Instruments. Predstavlja reprogramabilni uređaj koji omogućuje dvosmjernu komunikaciju s računalom. Može isporučivati podatke, primiti naredbe i samostalno obrađivati informacije, što ga čini iznimno fleksibilnim za različite potrebe. Jedna od njegovih najvećih prednosti je kompatibilnost s brojnim mjernim i analitičkim sučeljima, što ga čini idealnim za praćenje različitih fizikalnih veličina.

Također posjeduje integrirani **troosni akcelerometar**, što ga čini idealnim uređajem za mjerenja potrebna u ovom ispitivanju. Akcelerometar kontinuirano mjeri ubrzanja duž sve tri osi (X, Y, Z), a dobiveni podatci se pohranjuju. Ti podatci su lako dostupni za čitanje i daljnju obradu, što omogućuje preciznu analizu.

Praktična konstrukcija uređaja omogućuje jednostavno postavljanje na različite točke mjerenja, čime se osigurava pouzdanost dobivenih rezultata, koje ćemo kasnije prebaciti u program **LabVIEW**. [14]



Slika 12. Uređaj myRIO-1900 [14]

Tablica 2. Specifikacije uređaja myRIO-1900 [15]

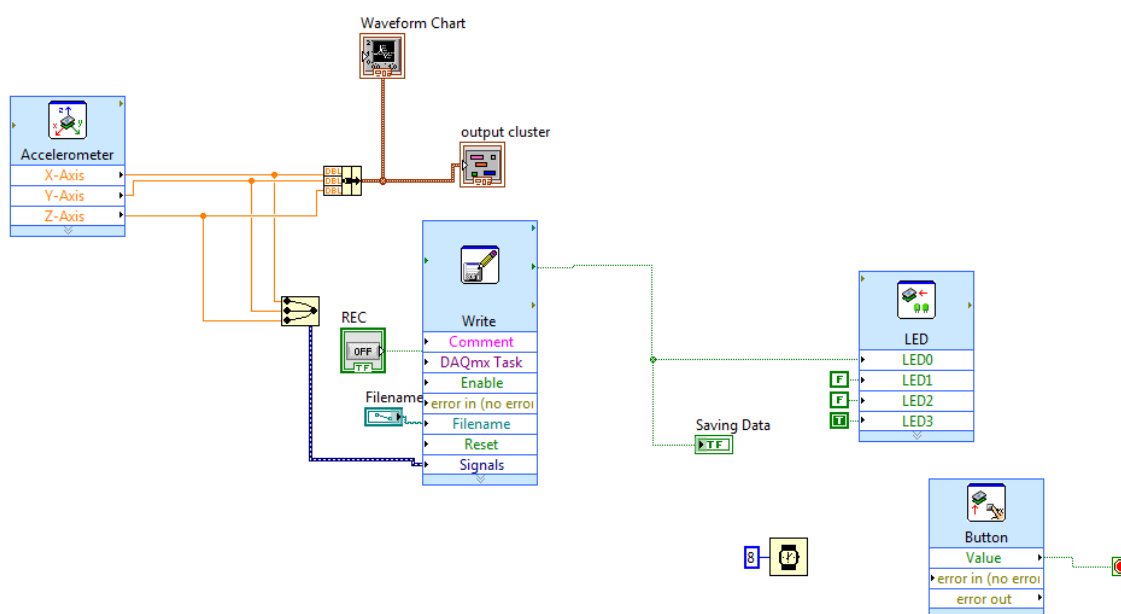
Karakteristike	Detalji
Procesor	Dual-core ARM Cortex-A9 (Xilinx Zynq)
Radna frekvencija	667 MHz (ARM), 40 MHz (FPGA)
Memorija	512 Mb, 256 Mb DDR3
Ulazi/Izlazi	10 analognih ulaza, 2 analogna izlaza
Softver	LabVIEW
Dimenzije	136,6 x 86,6 x 24,7 mm
Težina	193 g
Akcelerometar	3 osi, rezolucija 12 bitova

4.2.2. Program LabVIEW

LabVIEW je grafički programski jezik tvrtke National Instruments. Koristi se u području mjerenja, upravljanja podacima, kontrole sustava i testiranja opreme. Temelji se na grafičkom programiranju, koje se sastoji od blokova i linija koji predstavljaju tok podataka, umjesto uobičajenog pisanja koda u tekstualnom obliku. Ovo ga čini posebno pogodnim za inženjere i znanstvenike koji nisu programeri, ali trebaju razvijati aplikacije za prikupljanje podataka, analizu ili kontrolu sustava.

Jedna od glavnih prednosti LabVIEW-a je njegova integracija s hardverom. LabVIEW je optimiziran za rad s hardverom National Instrumentsa, kao što je myRIO, što omogućuje jednostavno povezivanje s različitim sensorima, instrumentima i uređajima.

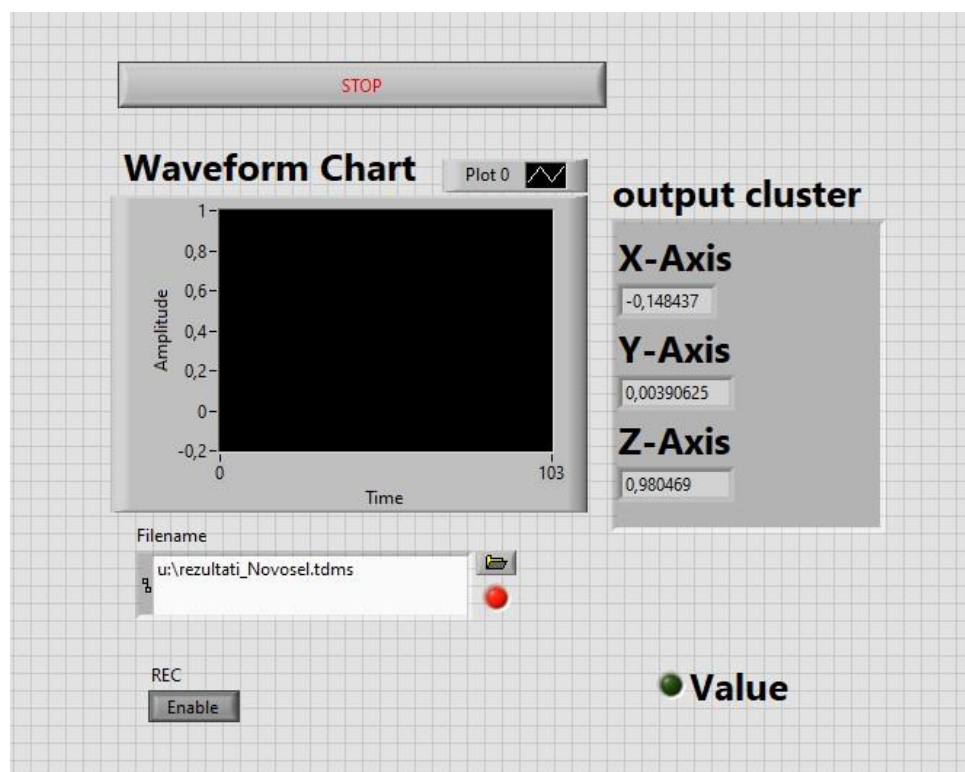
LabVIEW ima dva glavna dijela: **Upravljački panel(Front panel)** i **Blok dijagram(Block diagram)**. Na upravljačkom panelu se prikazuju grafikoni i indikatori, dok blok dijagram predstavlja programski kod u obliku blokova i linija, pa nam slika 13. prikazuje blok dijagram procesa ispitivanja.



I

Slika 13. Blok dijagram procesa [16]

Vrijednosti očitavanja svake osi akcelerometra (X, Y, Z) prenose se u program putem blok naredbi. Prva naredba pohranjuje očitane vrijednosti na eksternu memoriju gdje se one naknadno obrađuju i analiziraju. Ovo omogućuje detaljnu reviziju podataka nakon završetka mjerenja. Druga naredba prikazuje vrijednosti u realnom vremenu, što omogućuje trenutnu provjeru ispravnosti rada programa i praćenje mjerenja.



Slika 14. Upravljački panel procesa [16]

Ovisno o potrebi, na upravljačkom panelu se mogu prikazivati različiti elementi, a u kontekstu rada s akcelerometrom, ono obično uključuje grafove koji prikazuju vrijednosti ubrzanja duž svake osi u stvarnom vremenu ili numerički indikatori koji prikazuju trenutne vrijednosti ubrzanja za X, Y i Z osi.

5. POSTUPAK PROVEDBE ISPITIVANJA PERFORMANSI ZRAKOPLOVA

5.1. Prvi ispitni zrakoplov- TL 232 CONDOR

Kao ispitni zrakoplov za određivanje potrebnih podataka korišten je ultralaki zrakoplov **TL-232 Condor**, jednomotorni visokokrilni zrakoplov dizajniran i proizveden u Češkoj sredinom 1990-ih, a koji je i danas u proizvodnji. Oba modela, Condor i Condor Plus, imaju konvencionalni dizajn s dva sjedala postavljena jedan pored drugog i dvostrukim kontrolama, što ih čini idealnima za obuku i ispitivanja.



Slika 15. Bočna strana TL 232 Condor

Zrakoplov ima metalnu konstrukciju prekrivenu oplatom. Krilo je konstantne tetive s blago zaobljenim vrhovima, na kojima se nalaze zakrilcima koja se protežu duž izlazne ivice. Sadrži također horizontalni i vertikalni stabilizator. Glavni nosači krila su u obliku slova V i pričvršćeni su na donji dio trupa. Podvozje je standardno fiksno, tip tricikl. Avion je opremljen **Rotax 912 ULS** motorom snage 74,6 kW (100 KS), te posjeduje elisu sa 3 kraka. [17]



Slika 16. Prednja strana TL 232 Condor

Tablica 3. Opće karakteristike - TL 232 Condor [17]

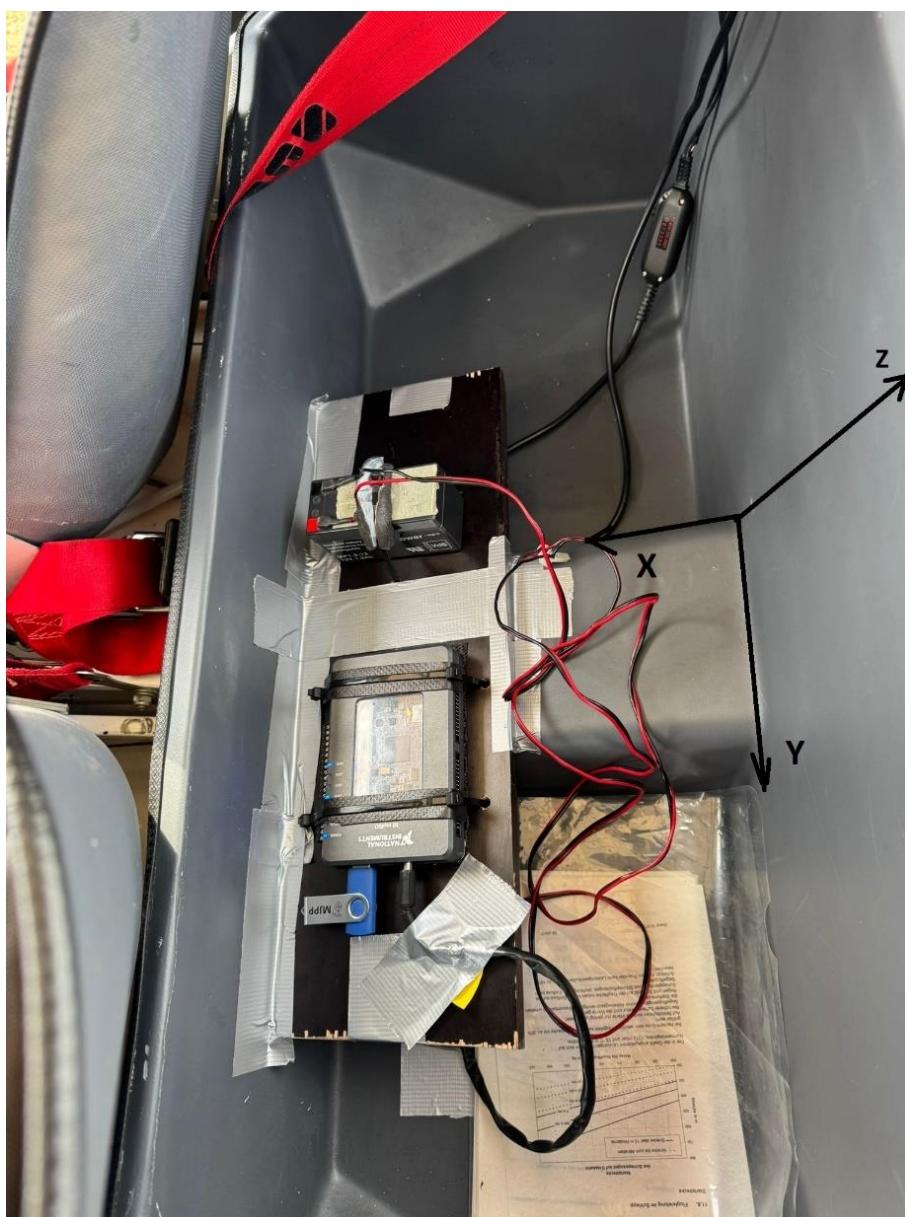
Posada	2
Duljina	6,08 m
Raspon krila	10,60 m
Visina	2,30 m
Površina krila	14,84 m ²
Težina - min/max	265 kg/450 kg
Kapacitet goriva	50 L
Pogon	Četverocilindrični boxer motor, 100 KS

Tablica 4. Letne performanse - TL 232 Condor [17]

Maksimalna brzina	175 km/h
Brzina krstarenja	140 km/h
Domet	450 km
Brzina uspona	4,6 m/s

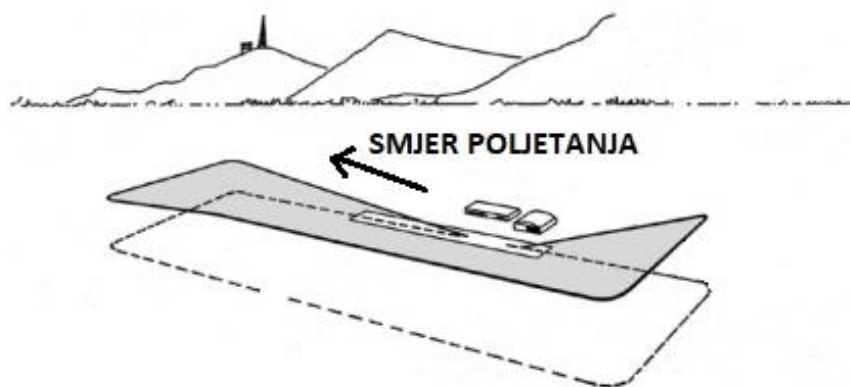
Za potrebe ispitivanja, mjerni uređaj (myRIO-1900) trebao bi biti postavljen na položaju gdje se nalazi pilot, kako bi se osiguralo da mjerenja uključuju stvarne uvjete i utjecaje na tijelo pilota. Međutim, zbog ograničenog prostora unutar kabine zrakoplova, mjerni uređaj nije mogao biti postavljen na taj položaj. Umjesto toga, uređaj je postavljen u stražnjem dijelu kabine, iza sjedala, što je za naša mjerenja bilo dovoljno.

Iako ovaj položaj nije identičan položaju pilota, on je i dalje omogućio prikupljanje relevantnih podataka o ubrzanjima i vibracijama koje su se prenosile kroz konstrukciju zrakoplova. Uz to, postavljanje uređaja iza sjedala nije ometalo rad pilota niti smanjivalo funkcionalnost kabine, što je bilo ključno za sigurno i nesmetano izvođenje ispitivanja.



Slika 17. Pozicioniranje mjernog uređaja u kabini aviona

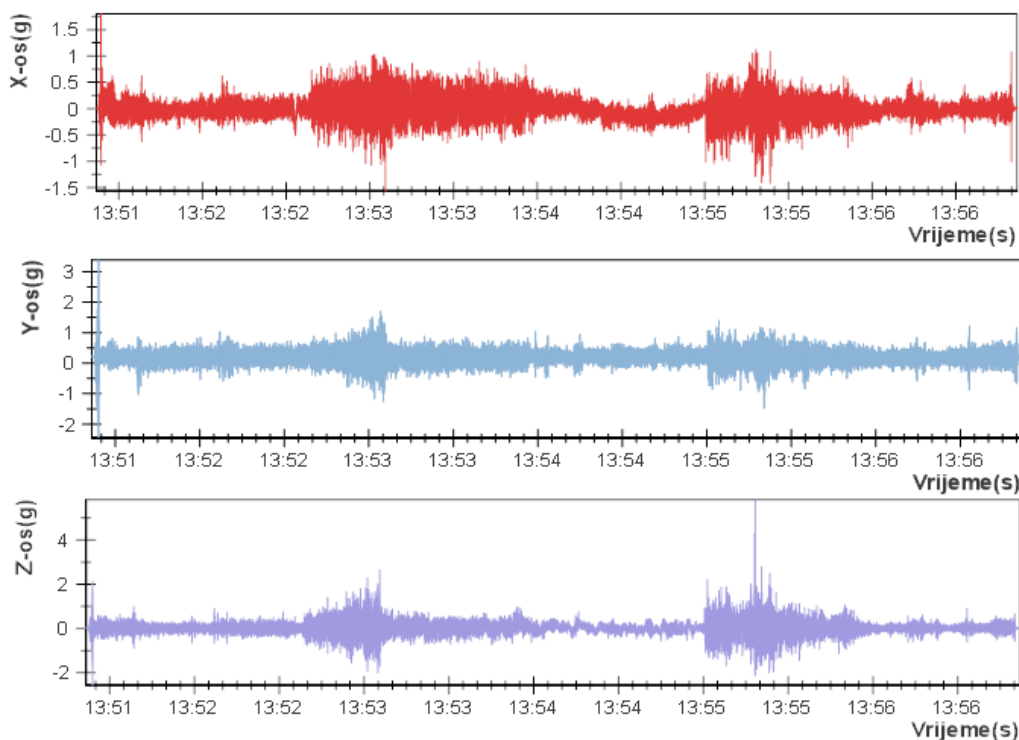
Tijekom mjerenja, ruta kretanja zrakoplova bio je standardni školski krug. Ovaj manevar, poznat i kao standardni školski krug, koristi se kako bi se osigurala precizna i kontrolirana promjena smjera leta, a zrakoplov prati unaprijed definiranu putanju.



Slika 18. Shematski prikaz uobičajenog „školskog kruga“ koji obuhvaća četiri zaokreta

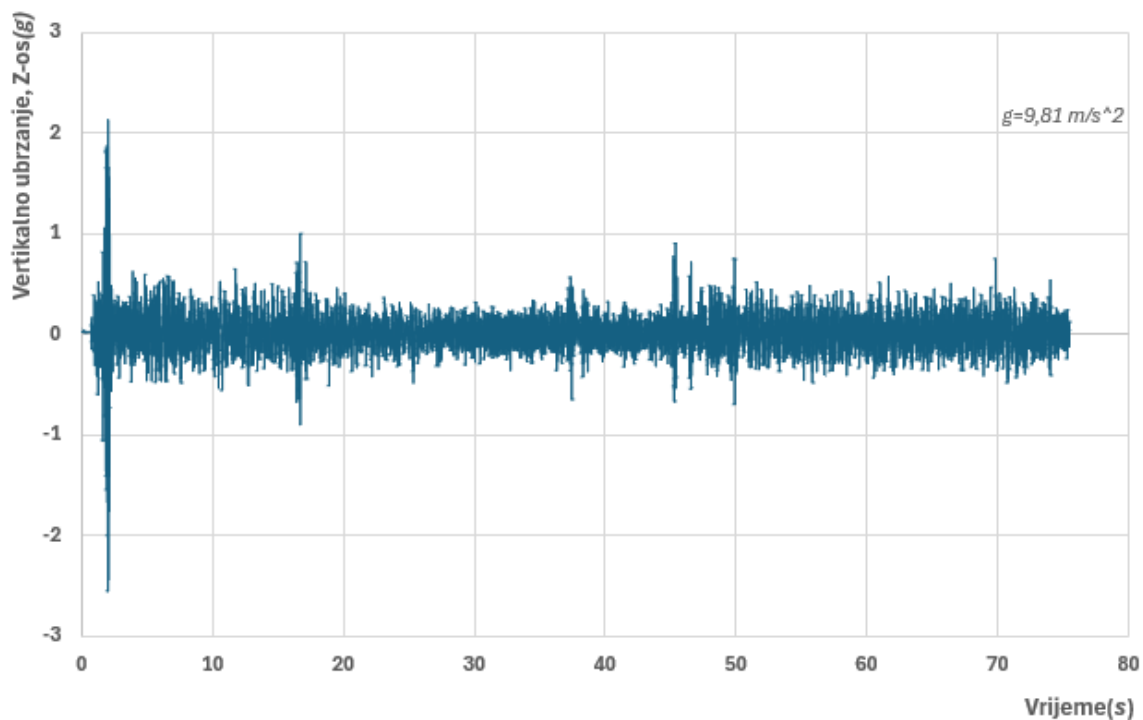
5.1.1. Prvi let aviona

Na sljedećoj slici prikazana su tri dijagrama koja ilustriraju ciklus zalijetanja, penjanja, samog leta, spuštanja te na kraju zaustavljanja. Na dijagramima su na X-osi prikazana uzdužna ubrzanja, na Y-osi poprečna ubrzanja, dok je na Z-osi prikazano vertikalno ubrzanje. Ovi dijagrami pružaju uvid u dinamiku kretanja zrakoplova tijekom svih faza leta, a za potrebe mjerenja će najbitnije biti polijetanje i slijetanje.

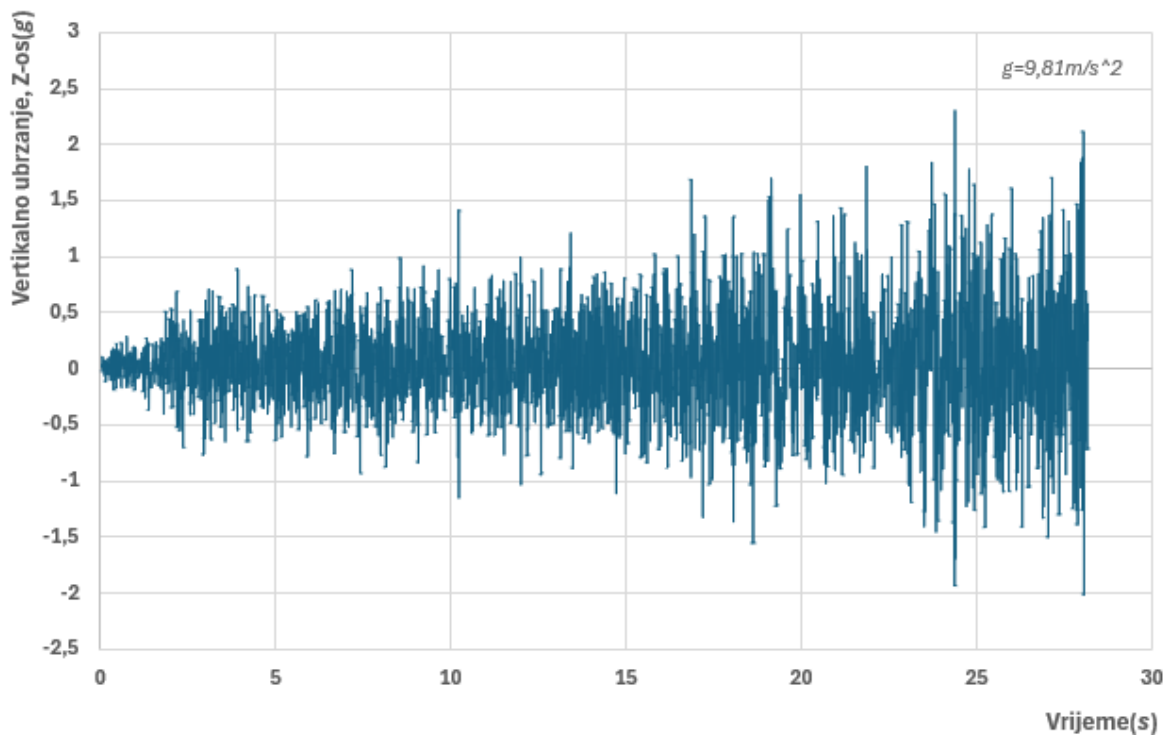


Slika 19. Uzdužna, poprečna i vertikalna ubrzanja prvog leta aviona

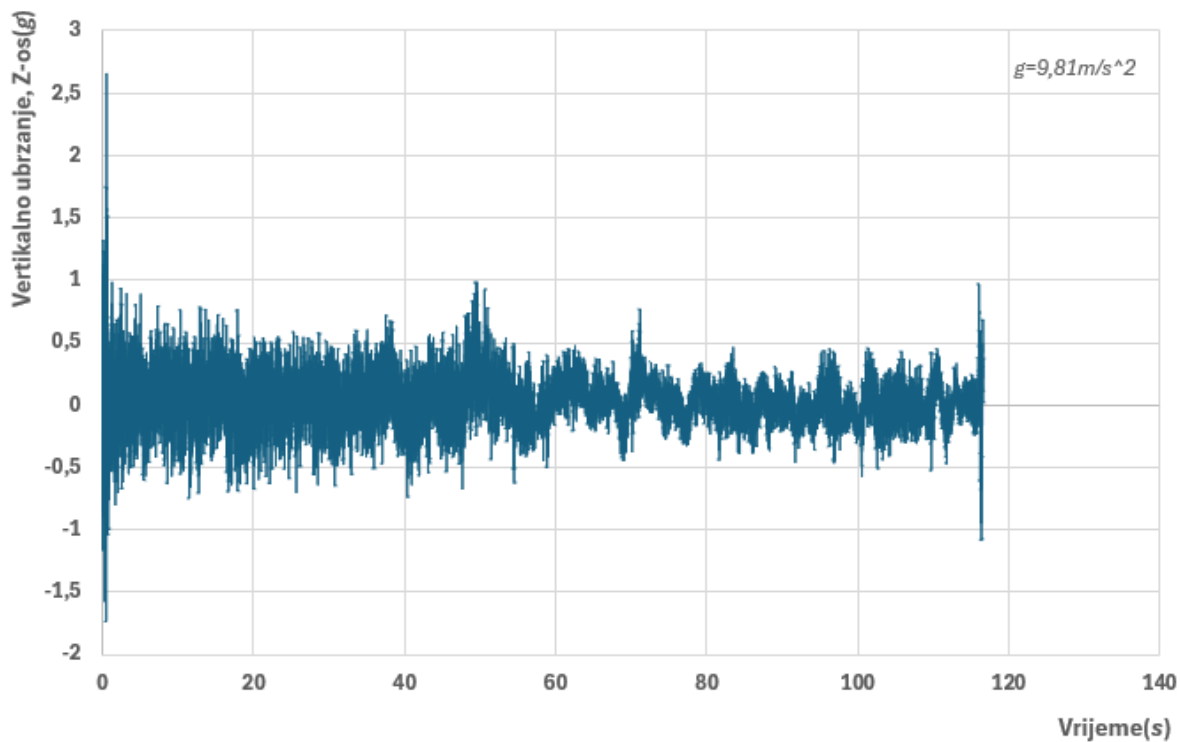
U nastavku će svaka pojedina faza biti prikazana na zasebnom dijagramu i to po Z-osi, jer je ona u smjeru gravitacije.



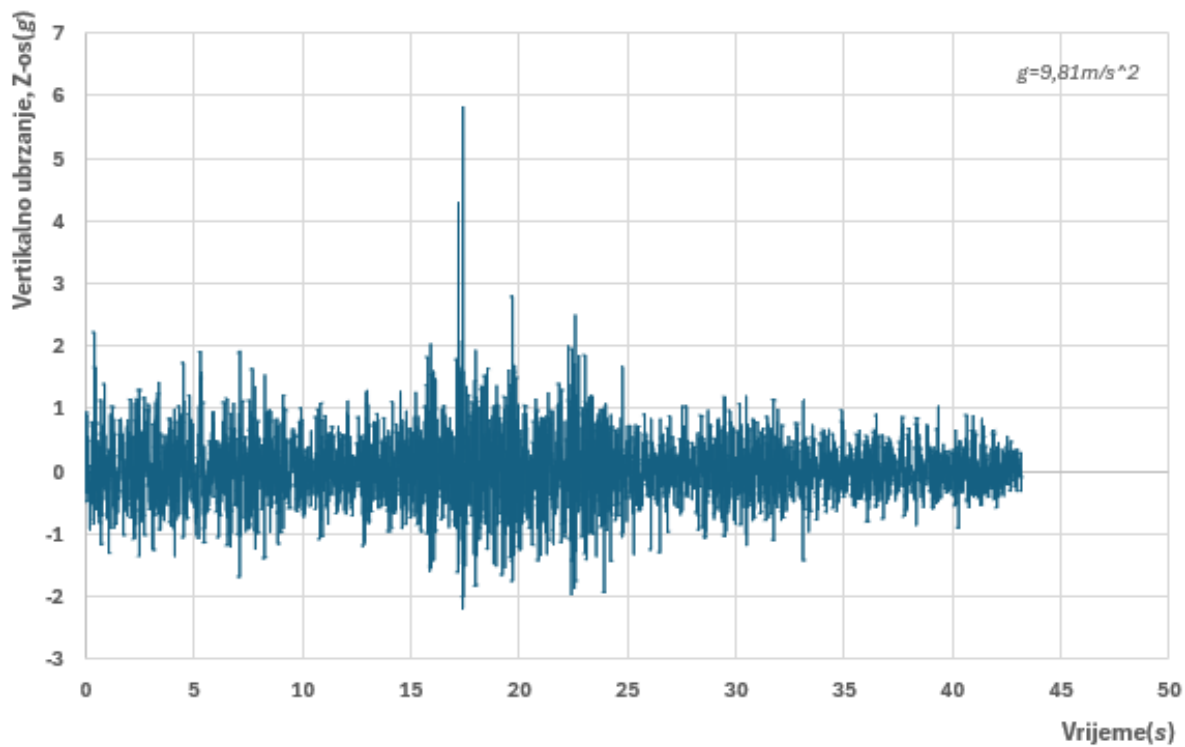
Slika 20. Prikaz vertikalnih ubrzanja tijekom mirovanja, sa upaljenim motorom



Slika 21. Prikaz vertikalnih ubrzanja tijekom zalijetanja

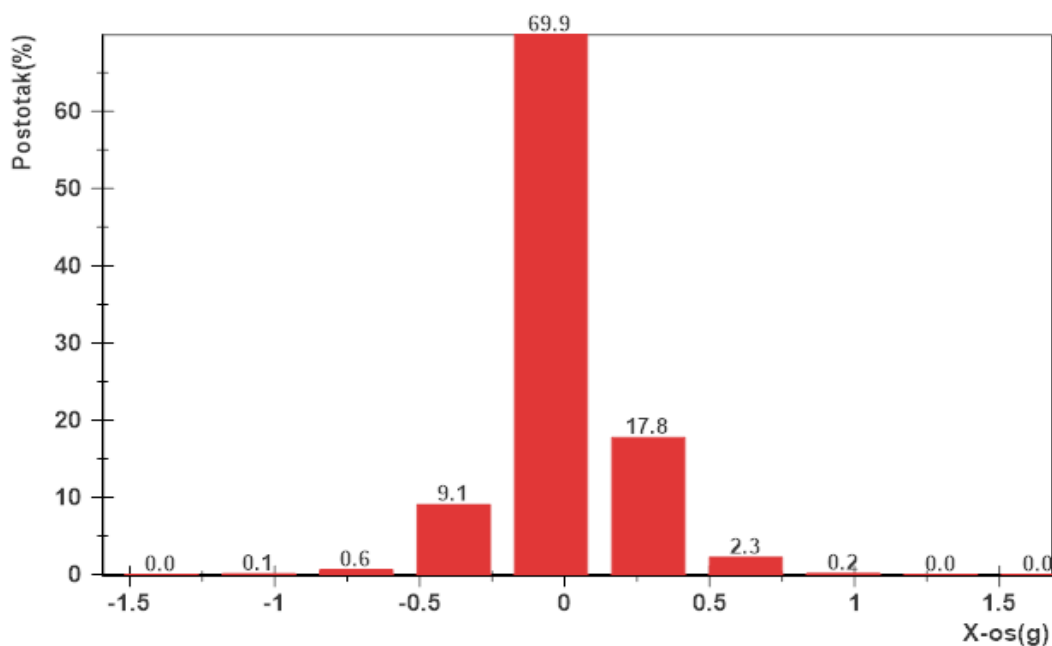


Slika 22. Prikaz vertikalnih ubrzanja tijekom penjanja, leta i spuštanja

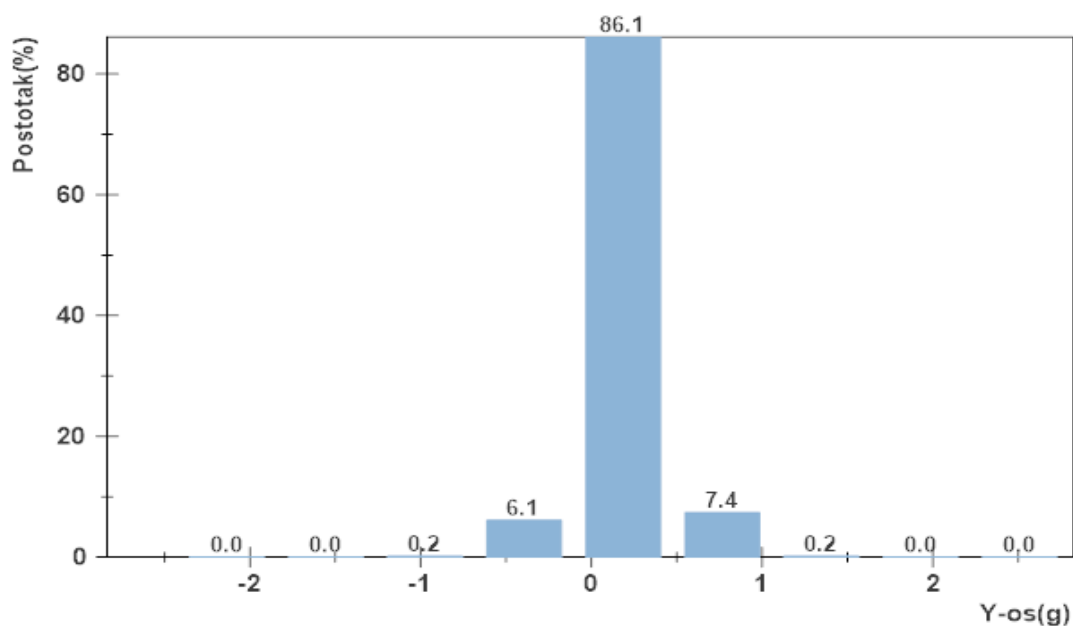


Slika 23. Prikaz vertikalnih ubrzanja tijekom zaustavljanja

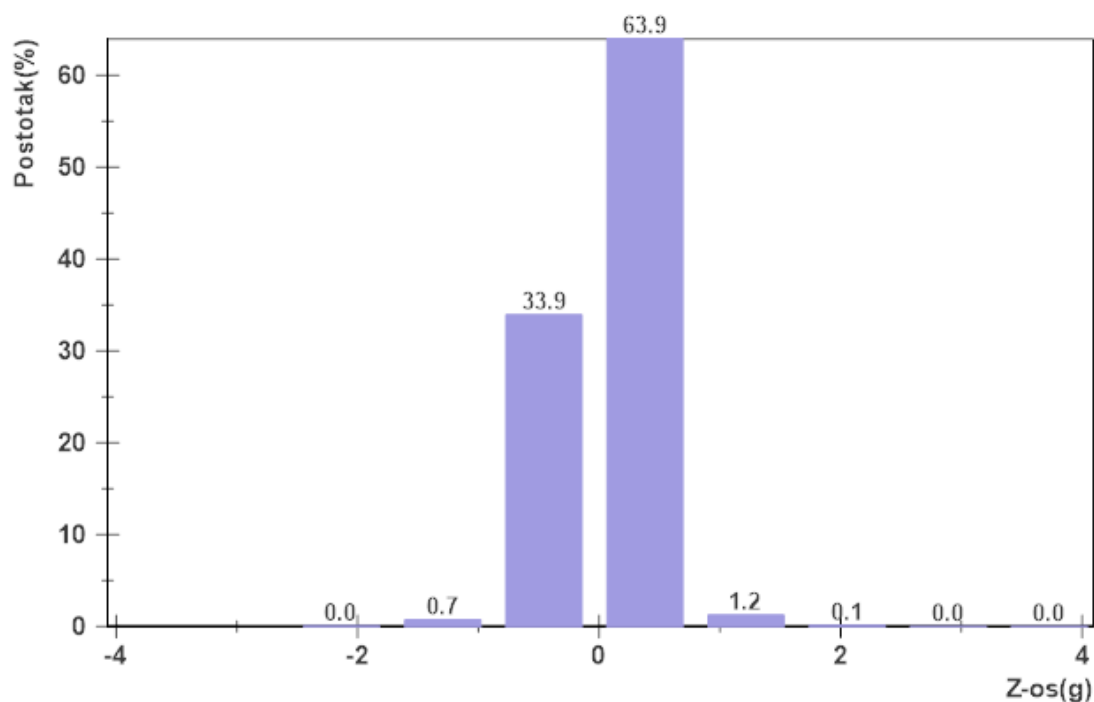
Iz analiziranih faza leta, zaključak je da su najveća vertikalna ubrzanja zabilježena u fazama zalijetanja i zaustavljanja. Ovo je u skladu s očekivanjima, budući da se kretanje odvija po travnatoj pisti koja ima izražene nepravilnosti. Tijekom slijetanja, zbog jednostavnosti podvozja, dolazi do dinamičkog udara pri kontaktu s pistom, što uzrokuje značajne vertikalne oscilacije. S druge strane, u fazi zalijetanja, maksimalna vertikalna ubrzanja su niža, što uzrokuje glatkiji prijelaz aviona sa piste u zrak. Faze penjanja i spuštanja imaju nešto veća vertikalna ubrzanja od samog horizontalnog leta.



Slika 24. Histogram uzdužnih ubrzanja tijekom prvog leta



Slika 25. Histogram poprečnih ubrzanja tijekom prvog leta



Slika 26. Histograma vertikalnih ubrzanja tijekom prvog leta

Analiza histograma ubrzanja tijekom leta pokazuje da su, unatoč pojavi većih vertikalnih ubrzanja u određenim trenucima, ostale vrijednosti ubrzanja bile znatno manjeg iznosa. To ukazuje na to da je let protekao stabilno, s određenim odstupanjima u ubrzanjima. Prisutnost pojedinačnih maksimalnih vrijednosti može biti posljedica vanjskih čimbenika, poput turbulencije, manevara letjelice ili češće nepravilnosti na pisti, ali njihova rijetkost i kratko trajanje ne utječu značajno na cjelokupnu dinamiku leta, ali imaju utjecaj na udobnost posade.

Tablica 5. Iznosi RMS ubrzanja pojedinih faza tijekom prvog leta

RMS ubrzanja, m/s ²	Mirovanje	Zalijetanje	Penjanje, let i spuštanje	Zaustavljanje
X-os	1,37	2,94	2,06	2,75
Y-os	3,04	3,83	2,75	3,43
Z-os	1,96	4,61	2,16	5,10
Osjećaj udobnosti	Vrlo neudobno	Krajnje neudobno	Vrlo neudobno	Krajnje neudobno

Tablica 6. Iznos standardne devijacije za zalijetanje i zaustavljanje tijekom prvog leta

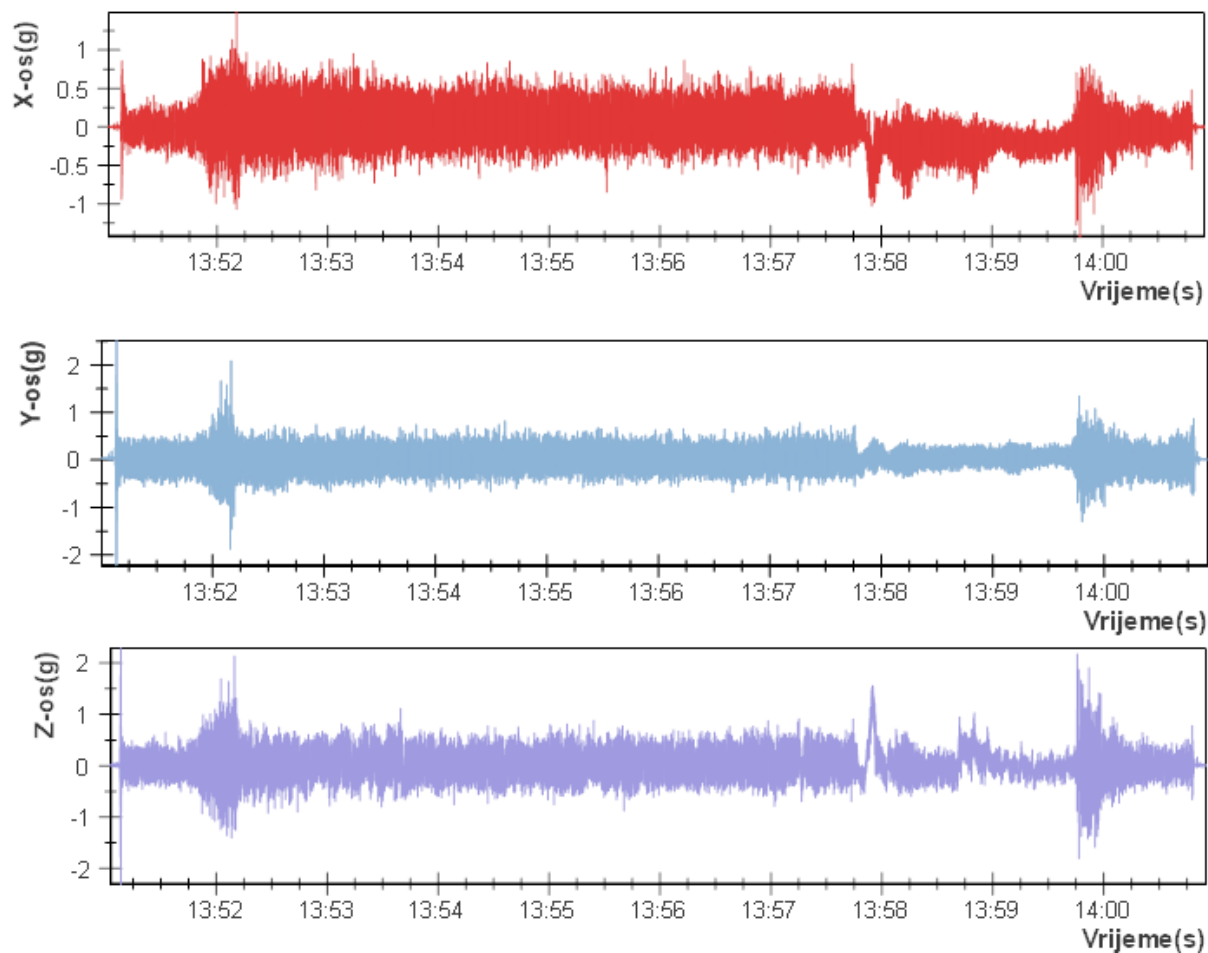
Standardna devijacija	Zalijetanje	Zaustavljanje
X-os	2,84	2,75
Y-os	3,14	2,84
Z-os	4,61	5,10

Tablica 7. Karakteristične veličine tijekom prvog leta

Os mjerenja	MAX, m/s ²	MIN, m/s ²
X-os	17,66	-15,30
Y-os	33,16	-23,84
Z-os	57,09	-25,02

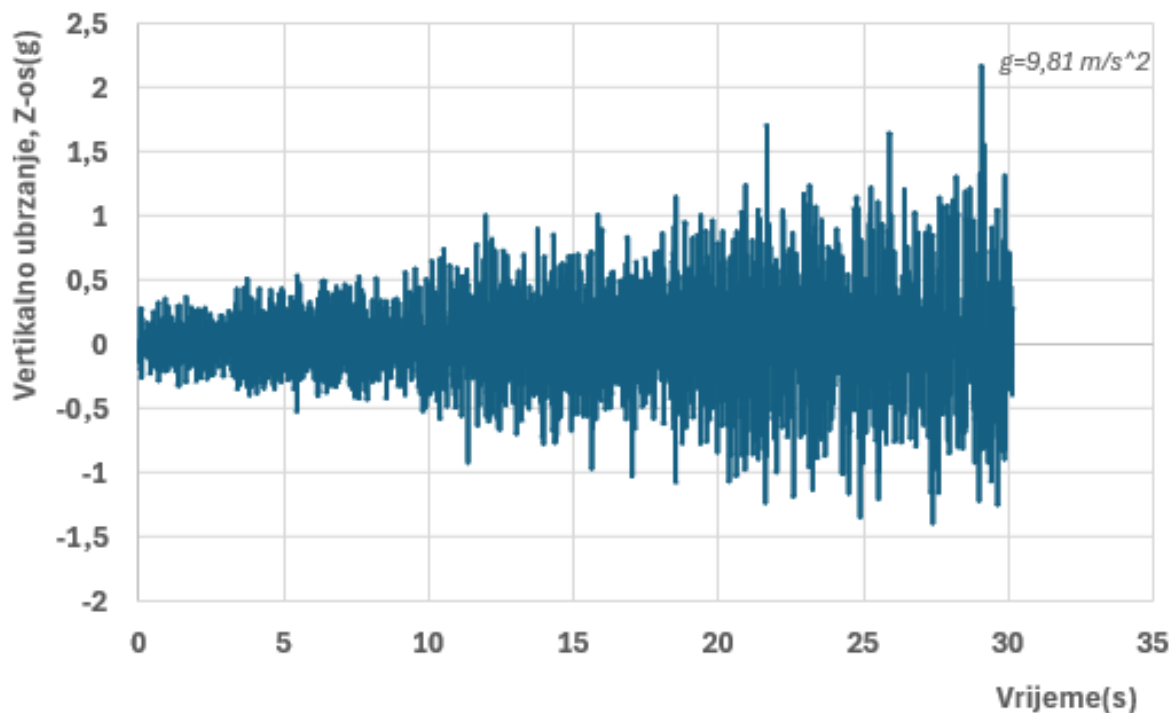
5.1.2. Drugi let aviona

Isti postupak je ponovljen i u ovom letu, što se vidi iz sljedećih dijagrama.

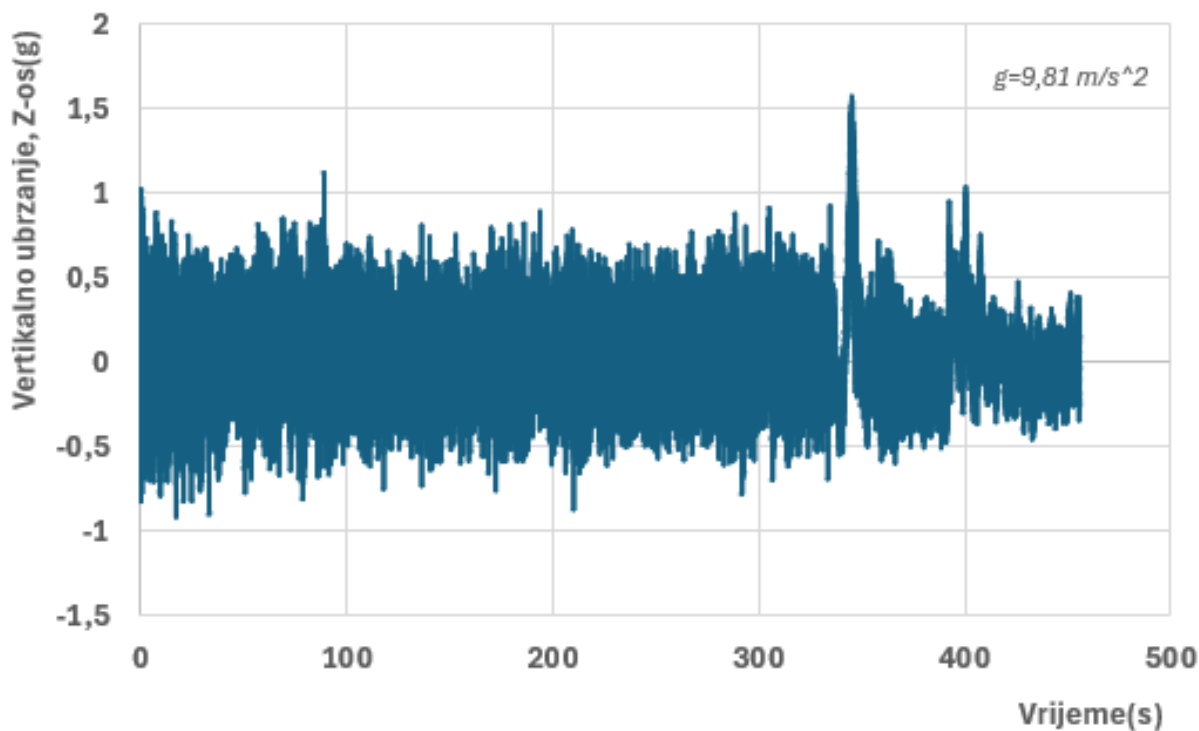


Slika 27. Uzdužna, poprečna i vertikalna ubrzanja drugog leta aviona

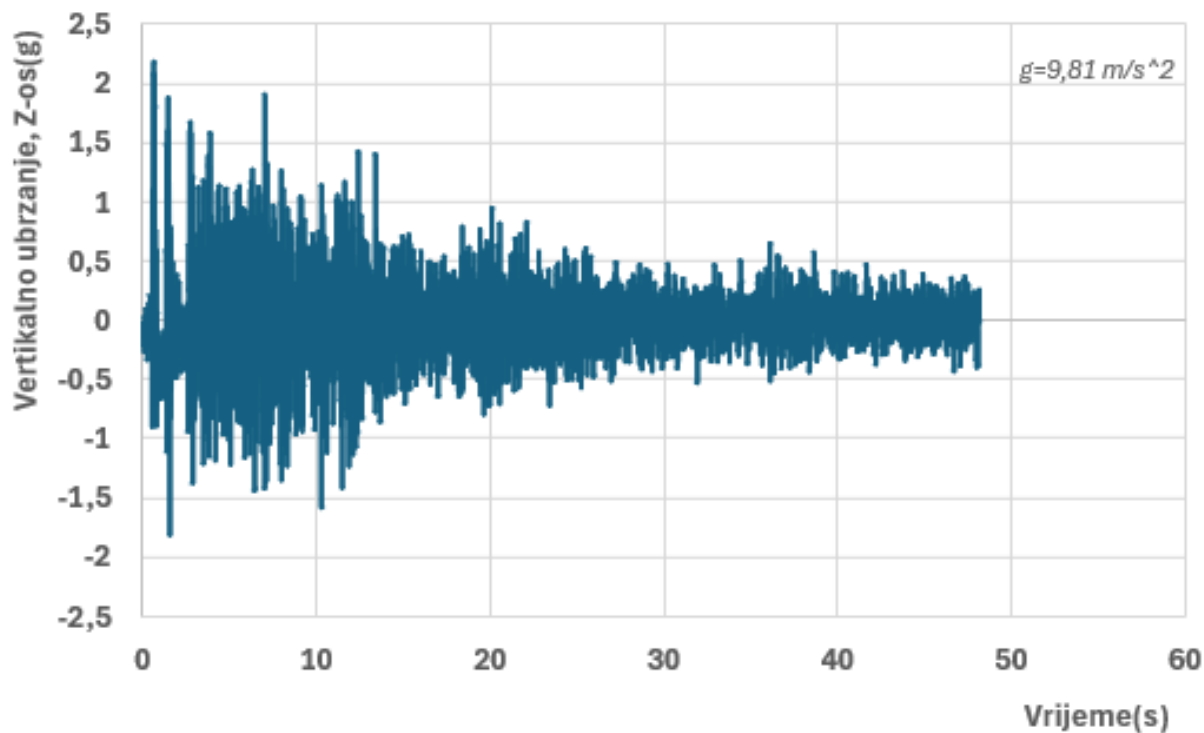
Slijedeći dijagrami prikazuju redom 3 faze koje promatramo, a to su zalijetanje, let te zaustavljanje.



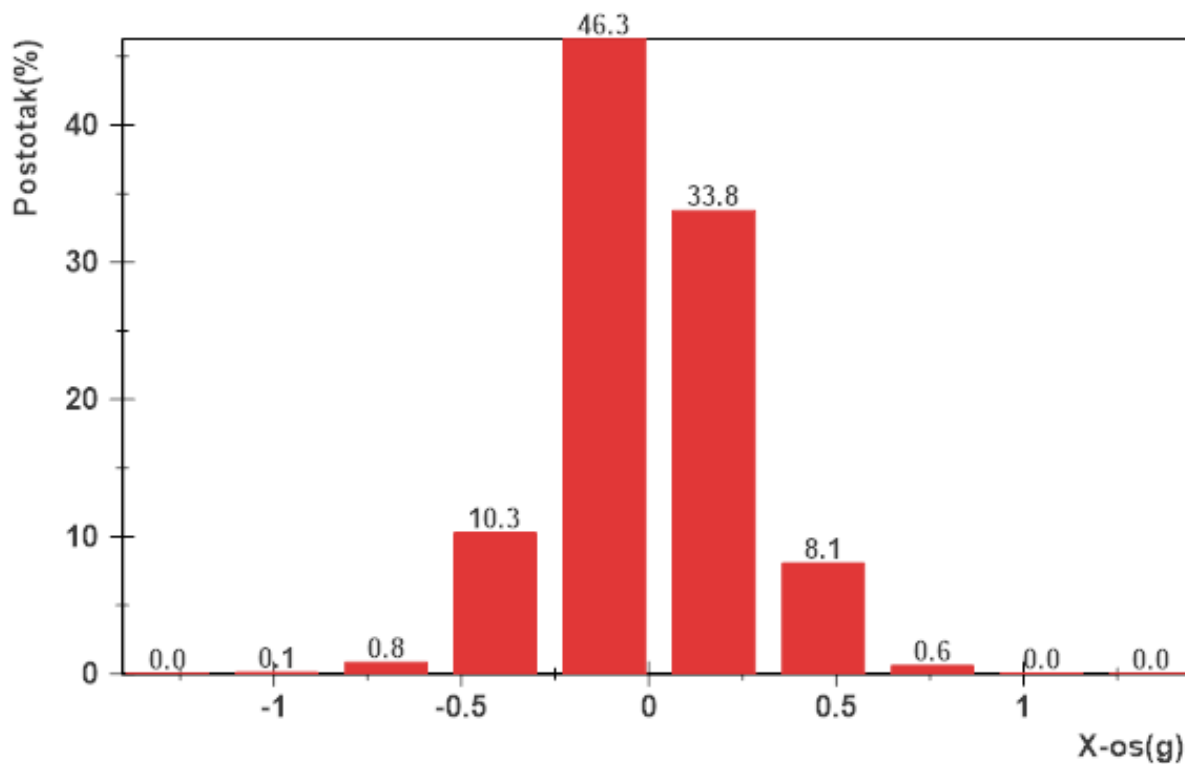
Slika 28. Prikaz vertikalnih ubrzanja tijekom zalijetanja



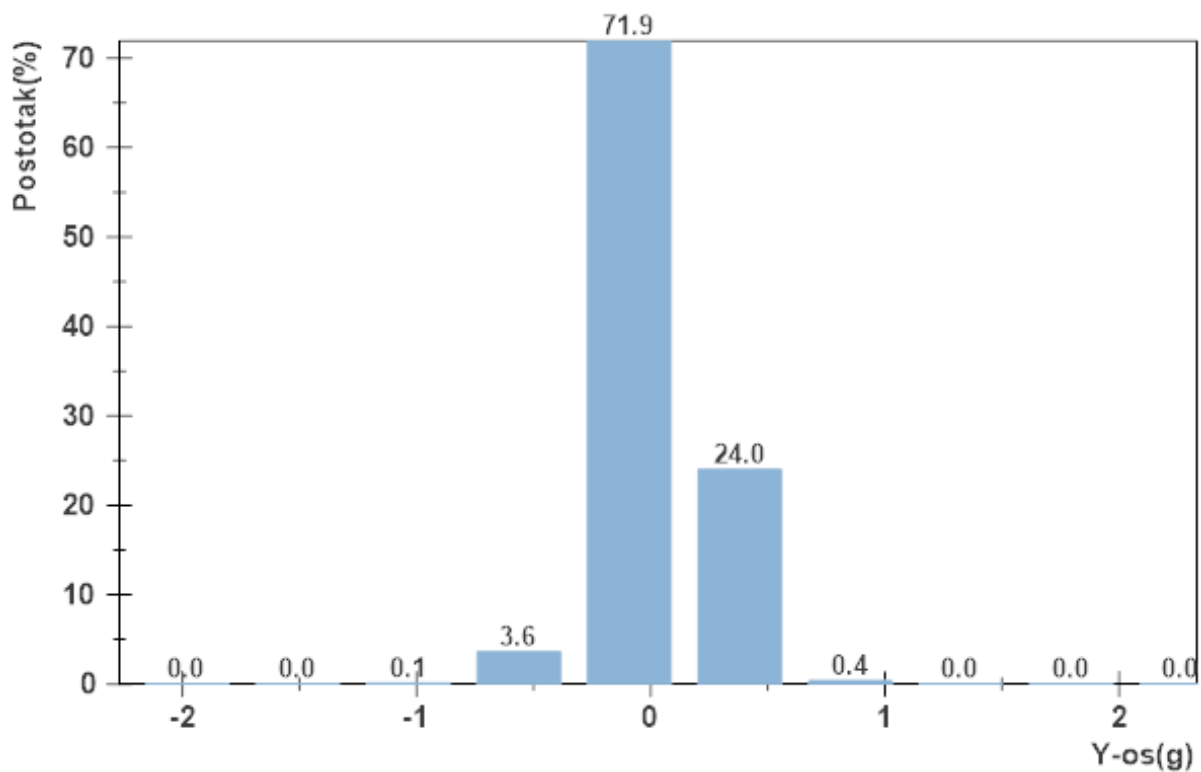
Slika 29. Prikaz vertikalnih ubrzanja tijekom penjanja, leta i spuštanja



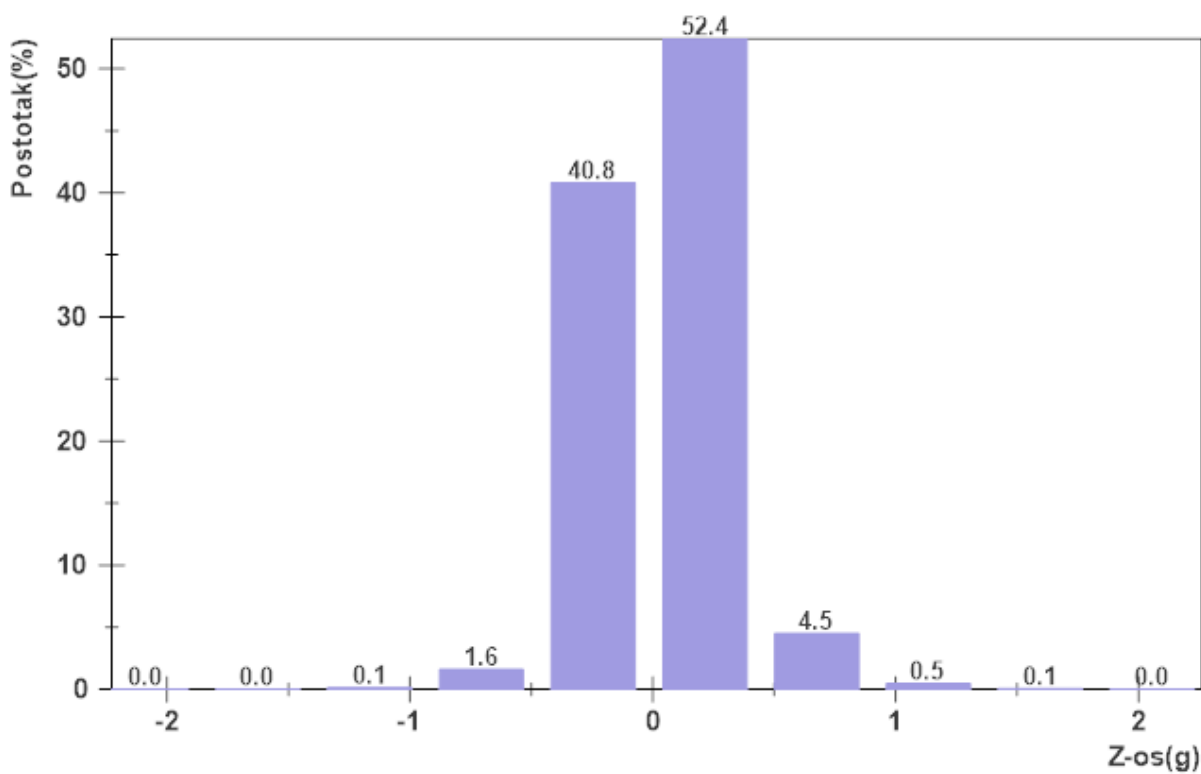
Slika 30. Prikaz vertikalnih ubrzanja tijekom zaustavljanja



Slika 31. Histogram uzdužnih ubrzanja tijekom drugog leta



Slika 32. Histogram poprečnih ubrzanja tijekom drugog leta



Slika 33. Histogram vertikalnih ubrzanja tijekom drugog leta

Tablica 8. Iznosi RMS ubrzanja pojedinih faza tijekom drugog leta

RMS ubrzanja, m/s^2	Zalijetanje	Penjanje, let i spuštanje	Zaustavljanje
X-os	2,75	2,35	1,96
Y-os	2,94	1,77	2,45
Z-os	3,73	2,35	3,34
Osjećaj udobnosti	Krajnje neudobno	Vrlo neudobno	Krajnje neudobno

Tablica 9. Iznos standardne devijacije za zalijetanje i zaustavljanje tijekom drugog leta

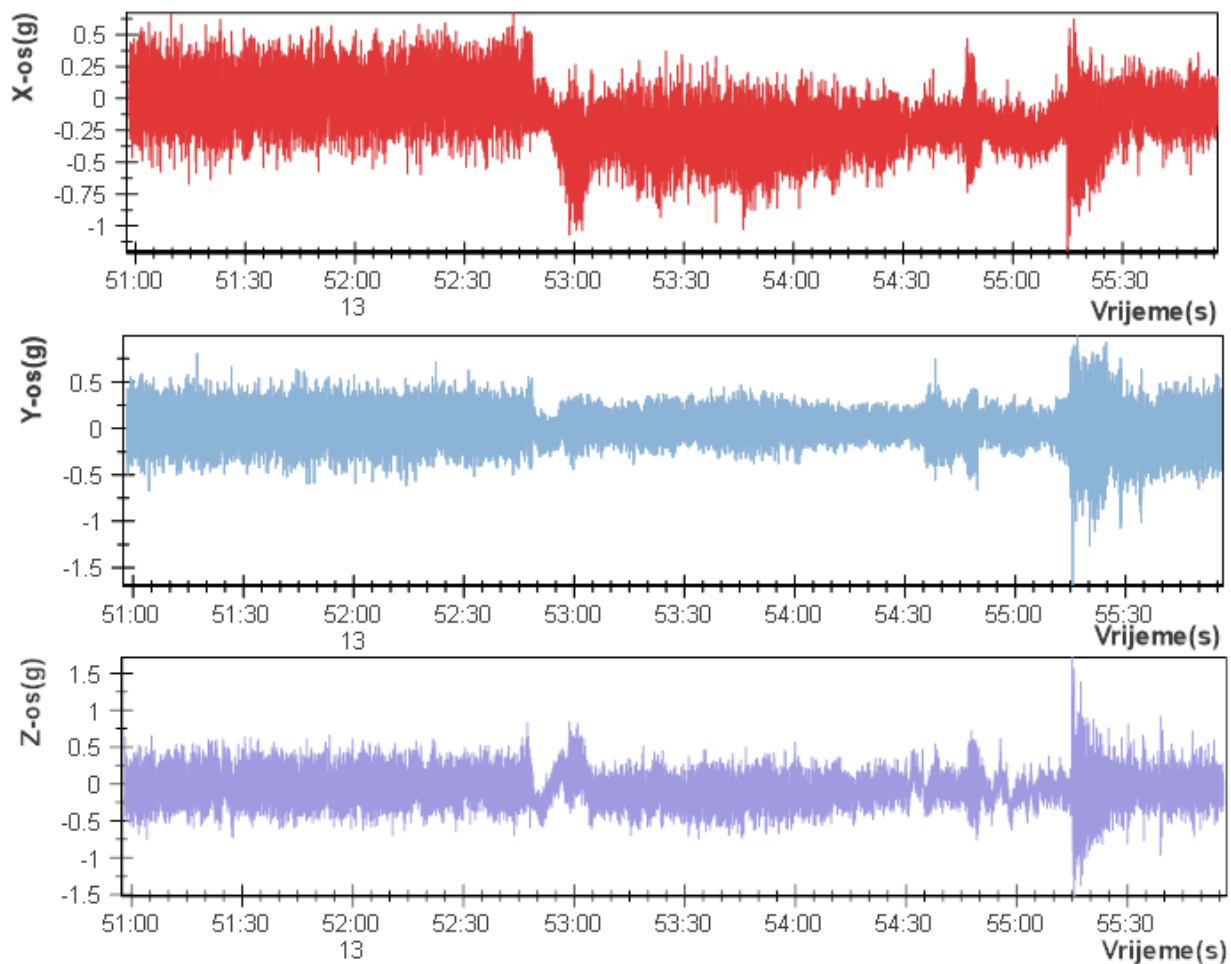
Standardna devijacija	Zalijetanje	Zaustavljanje
X-os	2,65	1,96
Y-os	2,94	2,35
Z-os	3,73	3,34

Tablica 10. Karakteristične veličine tijekom drugog leta

Os mjerenja	MAX, m/s^2	MIN, m/s^2
X-os	14,52	-14,03
Y-os	24,53	-21,68
Z-os	22,46	-22,76

5.1.3. Treći let aviona

Također, postupak će biti isti i u trećem letu.



Slika 34. Uzdužna, poprečna i vertikalna ubrzanja trećeg leta aviona

Tablica 11. Iznosi RMS ubrzanja pojedinih faza tijekom trećeg leta

RMS ubrzanja, m/s^2	Zalijetanje	Penjanje, let i spuštanje	Zaustavljanje
X-os	1,96	3,04	2,16
Y-os	1,67	1,28	2,75
Z-os	2,06	2,06	2,65
Osjećaj udobnosti	Vrlo neudobno	Vrlo neudobno	Krajnje neudobno

Tablica 12. Iznos standardne devijacije za zalijetanje i zaustavljanje tijekom trećeg leta

Standardna devijacija	Zalijetanje	Zaustavljanje
X-os	1,96	1,77
Y-os	1,67	2,75
Z-os	2,06	2,65

Tablica 13. Karakteristične veličine tijekom trećeg leta

Os mjerenja	MAX, m/s^2	MIN, m/s^2
X-os	6,57	-11,77
Y-os	9,71	-16,48
Z-os	16,78	-14,91

Tablica 14. Ocjena udobnosti zalijetanja po osima za sva 3 mjerenja

Os mjerenja	Prvo zalijetanje	Drugo zalijetanje	Treće zalijetanje	Ukupno	Osjećaj udobnosti
RMS X-os	2,94	2,75	1,96	2,55	Krajnje neudobno
RMS Y-os	3,83	2,94	1,67	2,81	Krajnje neudobno
RMS Z-os	4,61	3,73	2,06	3,47	Krajnje neudobno

Tablica 15. Ocjena udobnosti zaustavljanja po osima za sva 3 mjerenja

Os mjerenja	Prvo zaustavljanje	Drugo zaustavljanje	Treće zaustavljanje	Ukupno	Osjećaj udobnosti
RMS X-os	2,75	1,96	2,16	2,29	Vrlo neudobno
RMS Y-os	3,43	2,45	2,75	2,89	Krajnje neudobno
RMS Z-os	5,10	3,34	2,65	3,70	Krajnje neudobno

5.2. Drugi ispitni zrakoplov – jedrilica ASW15B

ASW15 je jednosjedna, visokokrilna jedrilica koju je 1968. godine dizajnirao Gerhard Waibel, a proizvela tvrtka Alexander Schleicher GmbH & Co. Izvedba ASW15B, koja je korištena u mjerenjima, uključivala je poboljšanja kao što su otpuštanje užeta postavljeno na ravninu simetrije, ispod kabine, 11 cm više kormilo i nešto veći glavni kotač. U ranim primjerima jedrilice zabilježena je trulež drveta, što je dovelo do izdavanja Direktive o plovidbenosti. Postojale su dvije glavne varijante: ASW15, izvorna verzija s sendvič konstrukcijom krila od balze(drvo) i staklenih vlakana, te ASW15B, poboljšana verzija s konstrukcijom od staklenih vlakana i pjene. Također je postojala motorna inačica, ASW15M, koju je pogonio Wankel KM-27 rotacijski motor od 22 kW. [18]



Slika 35. Jedrilica ASW15B

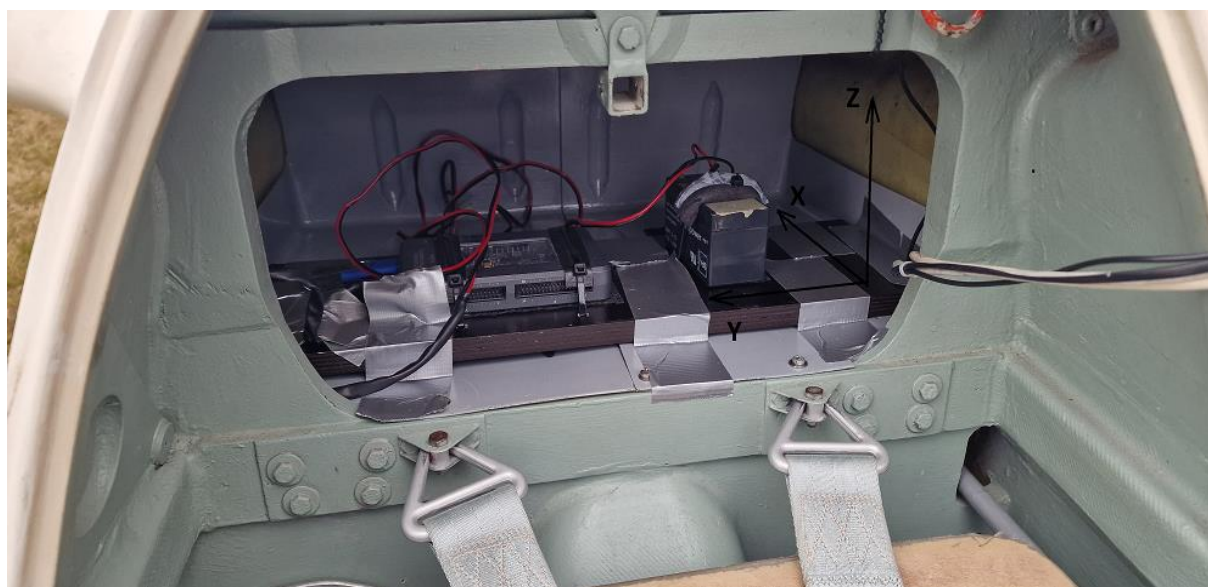
Tablica 16. Opće karakteristike – ASW15B [18]

Posada	1
Duljina	6,48 m
Raspon krila	15 m
Visina	1,56 m
Površina krila	11 m ²
Težina-min/max	230 kg/408 kg

Tablica 17. Letne performanse – ASW15B [18]

Maksimalna brzina	220 km/h
Brzina pri zaustavljanju	63 km/h
Maksimalna brzina zračne vuče	170 km/h
Maksimalna brzina lansiranja vitla	120 km/h

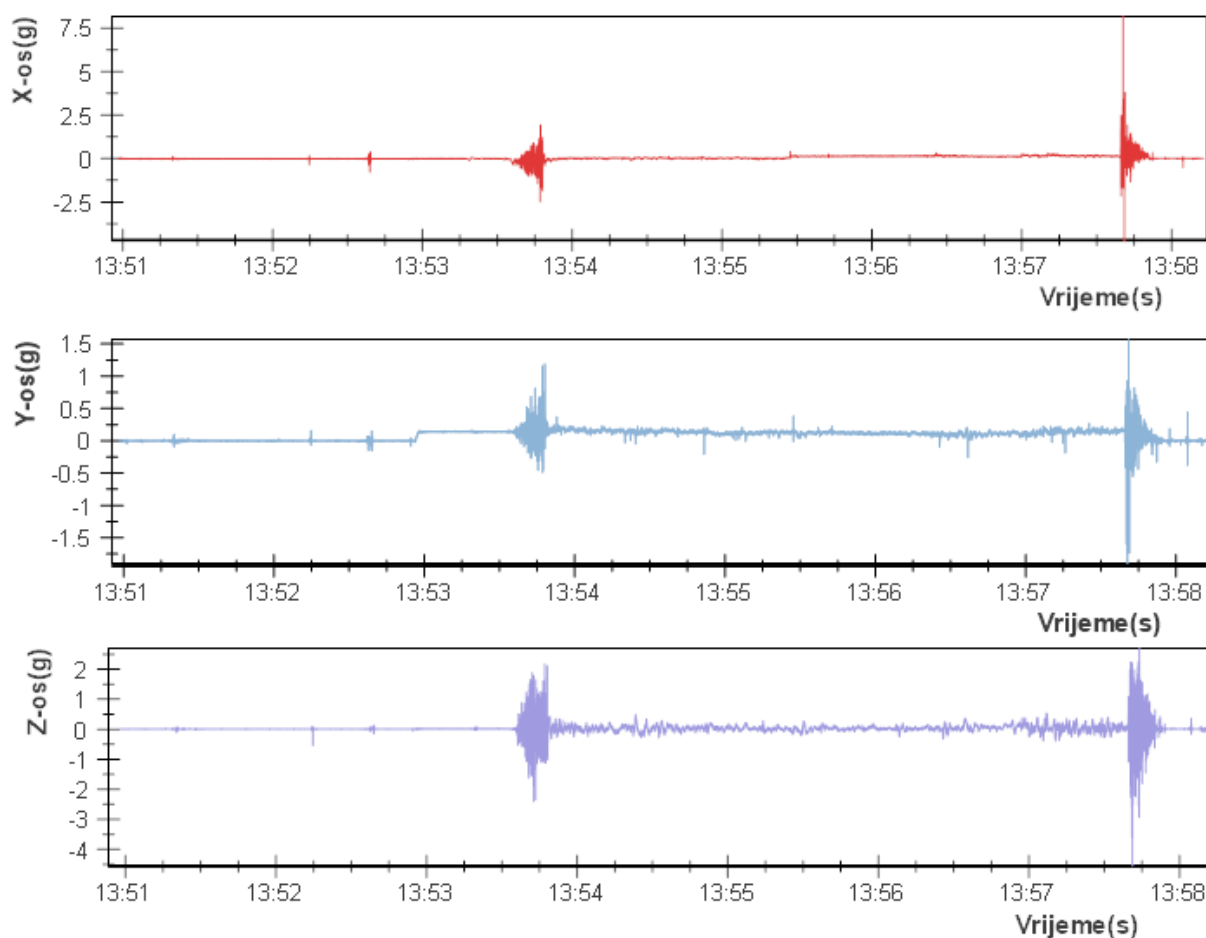
Kao i kod aviona, tijekom postavljanja mjernog uređaja u jedrilicu, problem je bio ograničen prostor. Idealan položaj za postavljanje uređaja bio bi na mjestu gdje se nalazi pilot, kako bi se osiguralo da mjerenja uključuju stvarne uvjete i utjecaje na tijelo pilota. Međutim, zbog kompaktne konstrukcije kabine jedrilice, nije bilo moguće postaviti uređaj na taj položaj. Stoga je uređaj smješten u stražnji dio kabine, iza sjedala. Ruta letenja je ista kao u prvoj letjelici, a radi se o školskom zaokretu.



Slika 36. Pozicioniranje mjernog uređaja u kabini jedrilice

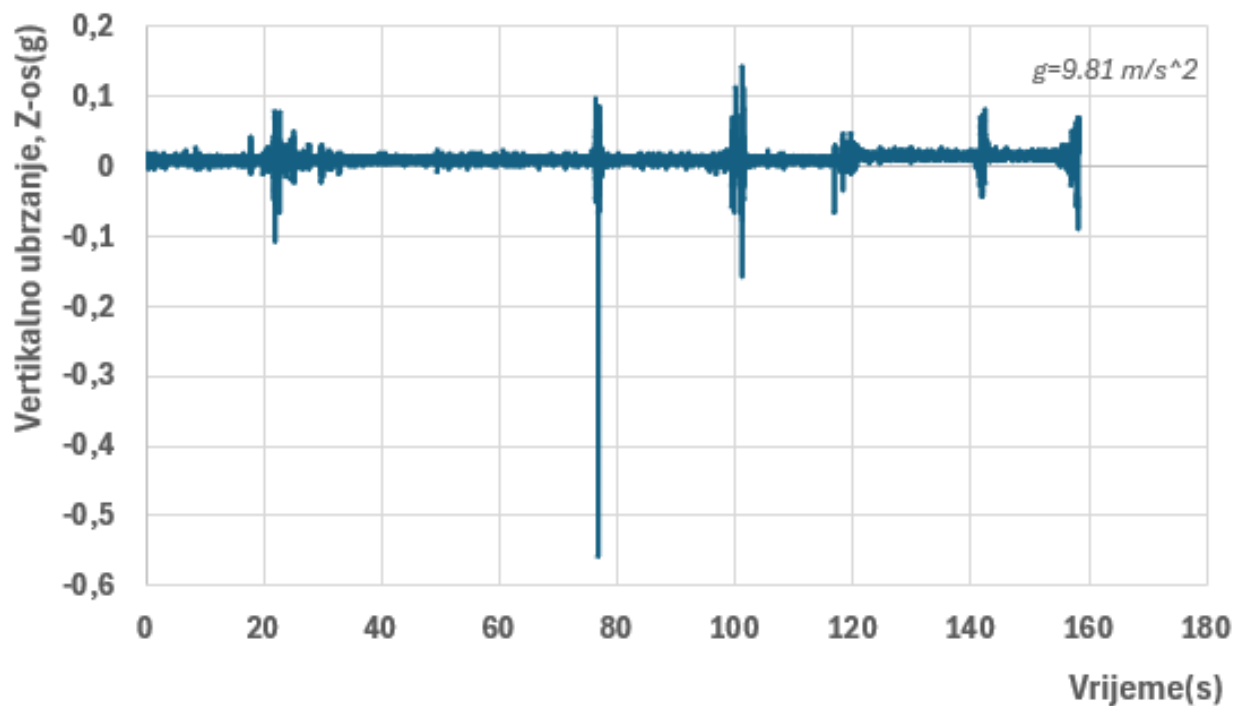
5.2.1. Prvi let jedrilice

Na sljedećoj slici prikazana su tri dijagrama koja ilustriraju ciklus zalijetanja, penjanja, samog leta, spuštanja te na kraju zaustavljanja. Na dijagramima su na X-osi prikazana uzdužna ubrzanja, na Y-osi poprečna ubrzanja, dok je na Z-osi prikazano vertikalno ubrzanje. Ovi dijagrami pružaju uvid u dinamiku kretanja zrakoplova tijekom svih faza leta, a za potrebe mjerenja će najbitnije biti polijetanje i slijetanje.

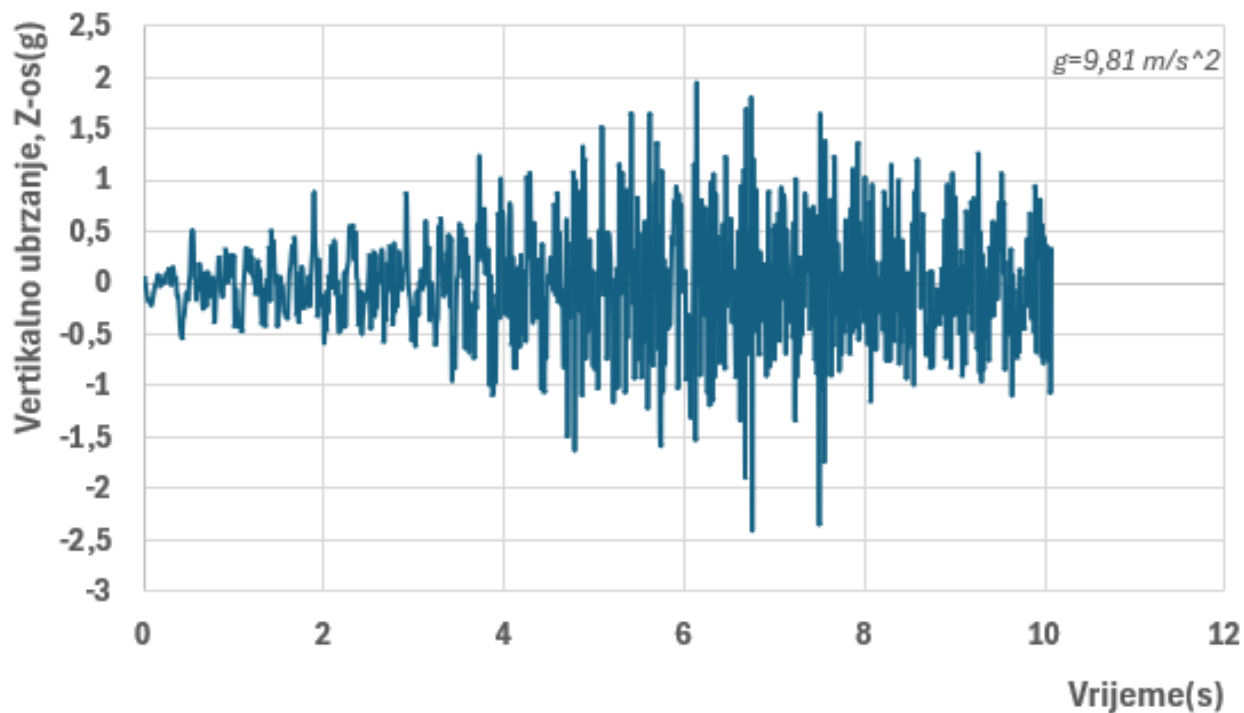


Slika 37. Uzdužna, poprečna i vertikalna ubrzanja prvog leta jedrilice

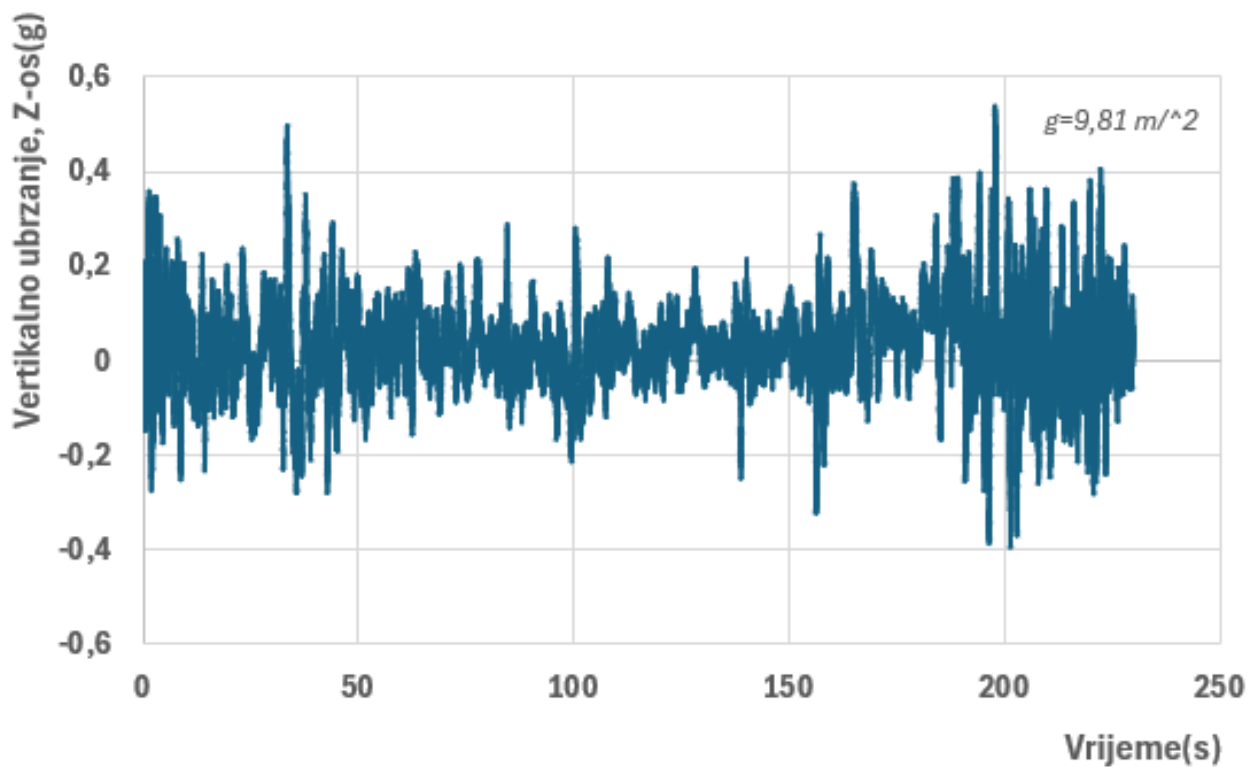
U nastavku će svaka pojedina faza biti prikazana na zasebnom dijagramu i to po Z-osi, jer je ona u smjeru gravitacije.



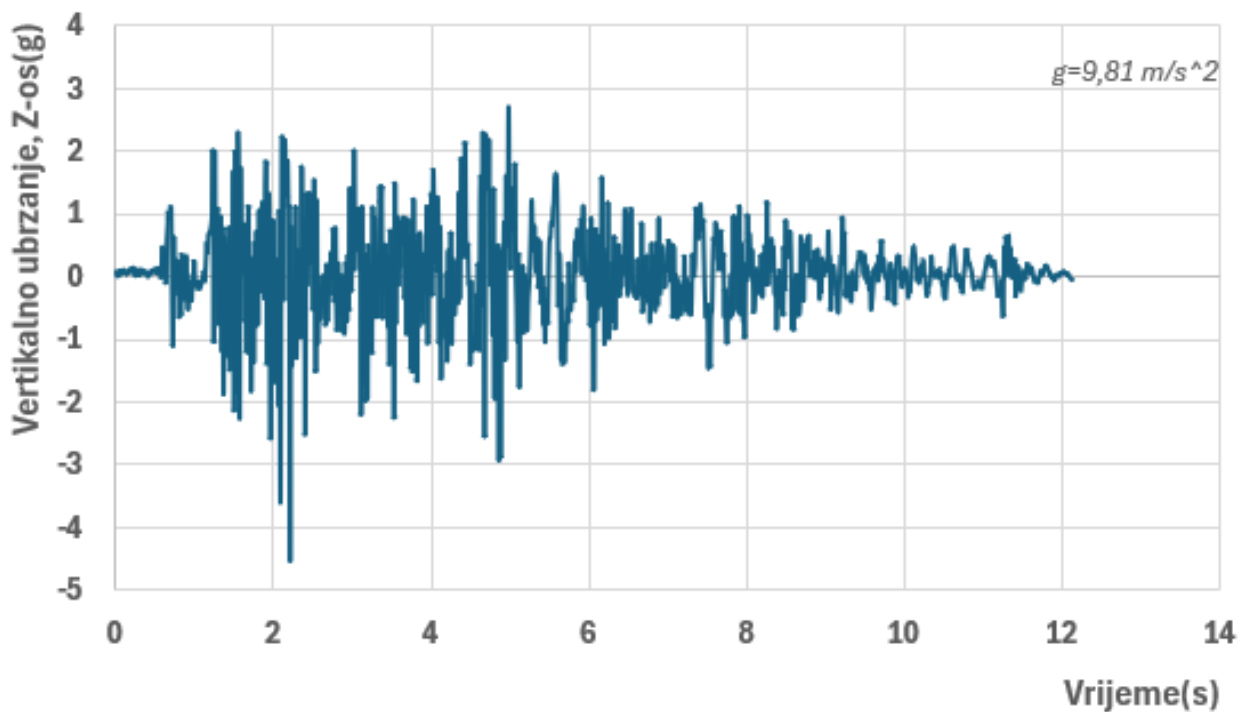
Slika 38. Prikaz vertikalnih ubrzanja tijekom mirovanja



Slika 39. Prikaz vertikalnih ubrzanja tijekom zalijetanja

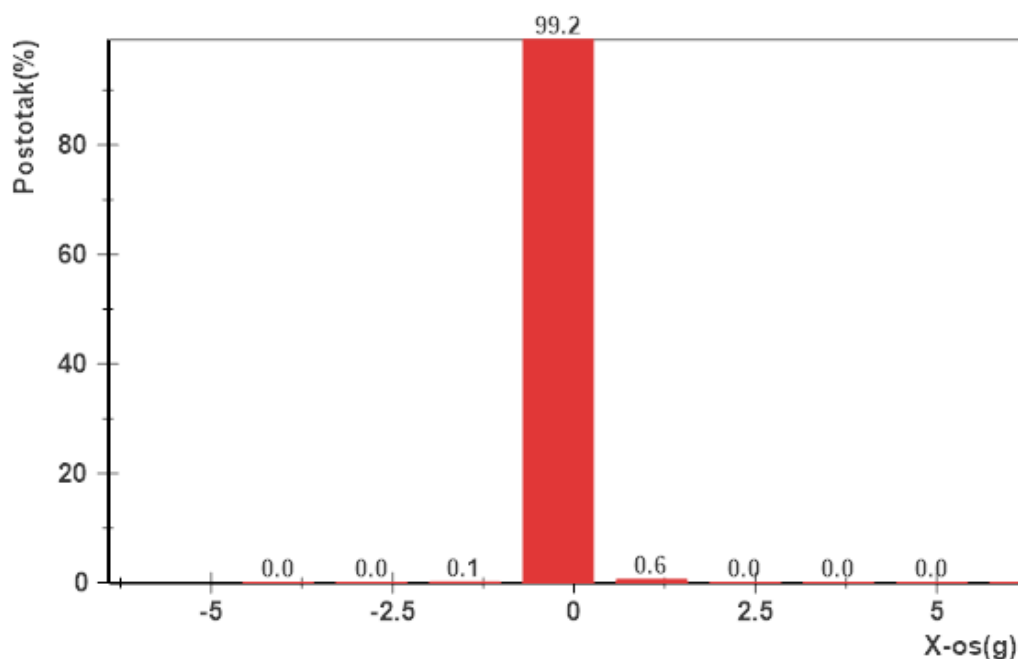


Slika 40. Prikaz vertikalnih ubrzanja tijekom penjanja, leta i spuštanja

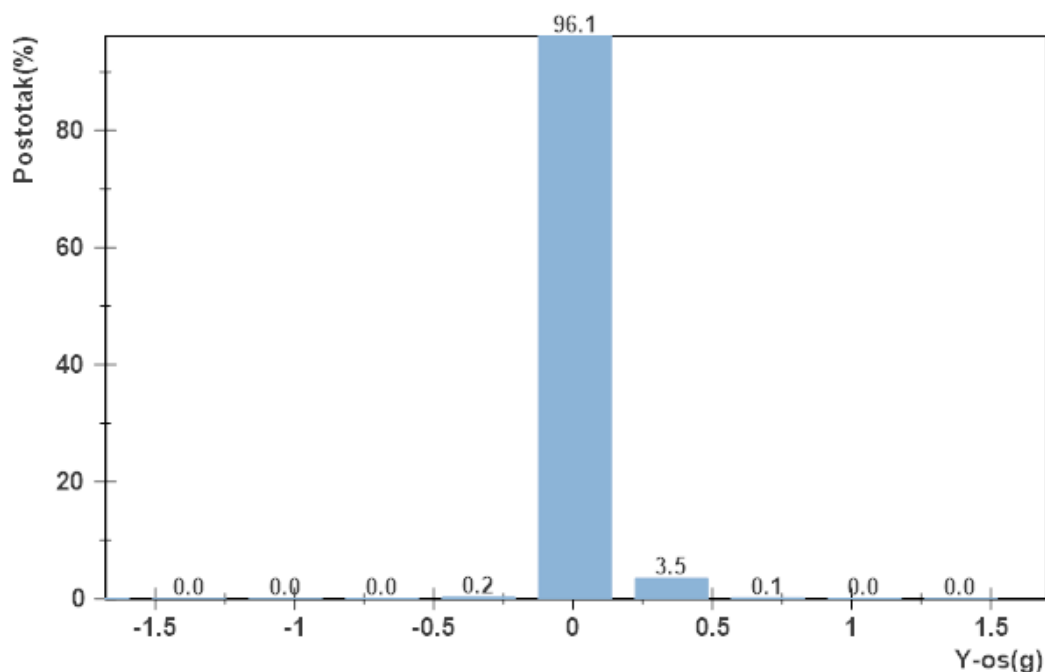


Slika 41. Prikaz vertikalnih ubrzanja tijekom zaustavljanja

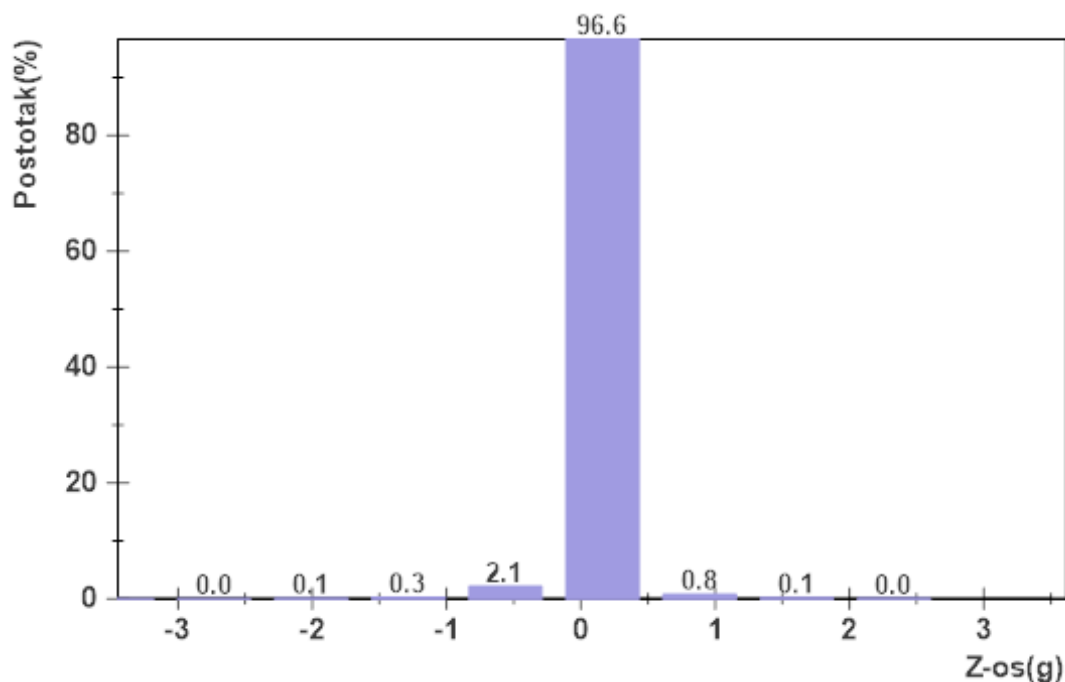
Iz analiziranih faza leta, također kao i kod aviona, zaključak je da su najveća vertikalna ubrzanja zabilježena u fazama zalijetanja i zaustavljanja. Ovo je u skladu s očekivanjima, budući da se kretanje odvija po travnatoj pisti koja ima izražene nepravilnosti. Tijekom slijetanja, zbog jednostavnosti podvozja, dolazi do dinamičkog udara pri kontaktu s pistom, što uzrokuje značajne vertikalne oscilacije. S druge strane, u fazi zalijetanja, maksimalna vertikalna ubrzanja su niža, što uzrokuje glatkiji prijelaz jedrilice sa piste u zrak. Faze penjanja i spuštanja imaju nešto veća vertikalna ubrzanja od samog horizontalnog leta.



Slika 42. Histogram uzdužnih ubrzanja tijekom prvog leta



Slika 43. Histogram poprečnih ubrzanja tijekom prvog leta



Slika 44. Histogram vertikalnih ubrzanja tijekom prvog leta

Analiza histograma ubrzanja tijekom leta pokazuje da su, isto kao i kod aviona, unatoč pojavi većih vertikalnih ubrzanja u određenim trenucima, ostale vrijednosti ubrzanja bile znatno manjeg iznosa. To ukazuje na to da je let protekao stabilno, s određenim odstupanjima u ubrzanjima. Prisutnost pojedinačnih maksimalnih vrijednosti može biti posljedica vanjskih čimbenika, poput turbulencije, manevara letjelice ili češće nepravilnosti na pisti, ali njihova rijetkost i kratko trajanje ne utječu značajno na cjelokupnu dinamiku leta, ali ima utjecaj na udobnost posade.

Tablica 18. Iznosi RMS ubrzanja pojedinih faza tijekom prvog leta

RMS ubrzanja, m/s^2	Zalijetanje	Penjanje, let i spuštanje	Zaustavljanje
X-os	3,34	1,08	4,61
Y-os	1,96	1,28	1,96
Z-os	5,10	0,98	5,79
Osjećaj udobnosti	Krajnje neudobno	Neudobno	Krajnje neudobno

Tablica 19. Iznos standardne devijacije za zalijetanje i zaustavljanje tijekom prvog leta

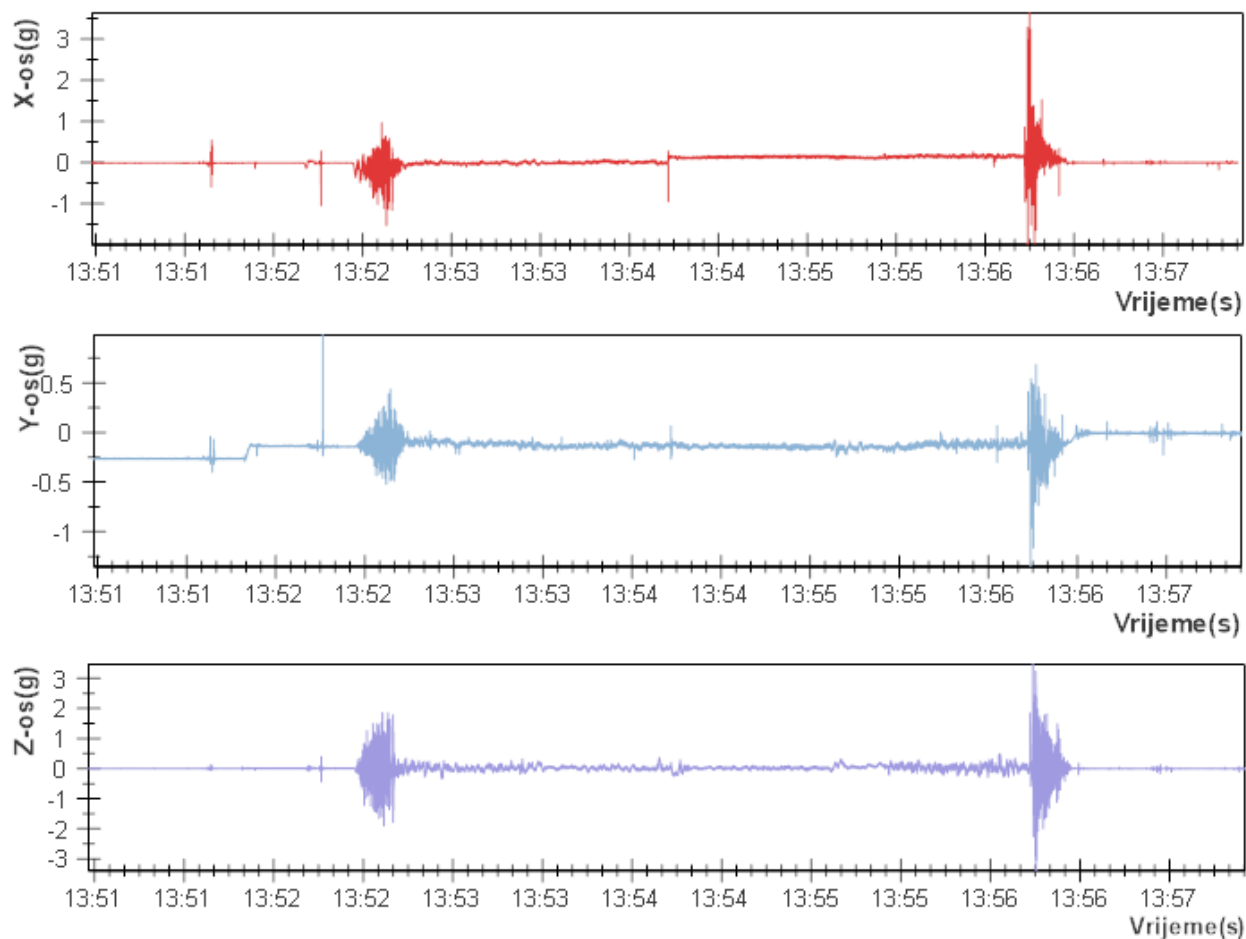
Standardna devijacija	Zalijetanje	Zaustavljanje
X-os	2,94	4,22
Y-os	1,28	1,86
Z-os	5,20	5,79

Tablica 20. Karakteristične veličine tijekom prvog leta

Os mjerenja	MAX, m/s ²	MIN, m/s ²
X-os	79,95	-46,21
Y-os	15,40	-18,64
Z-os	26,39	-44,54

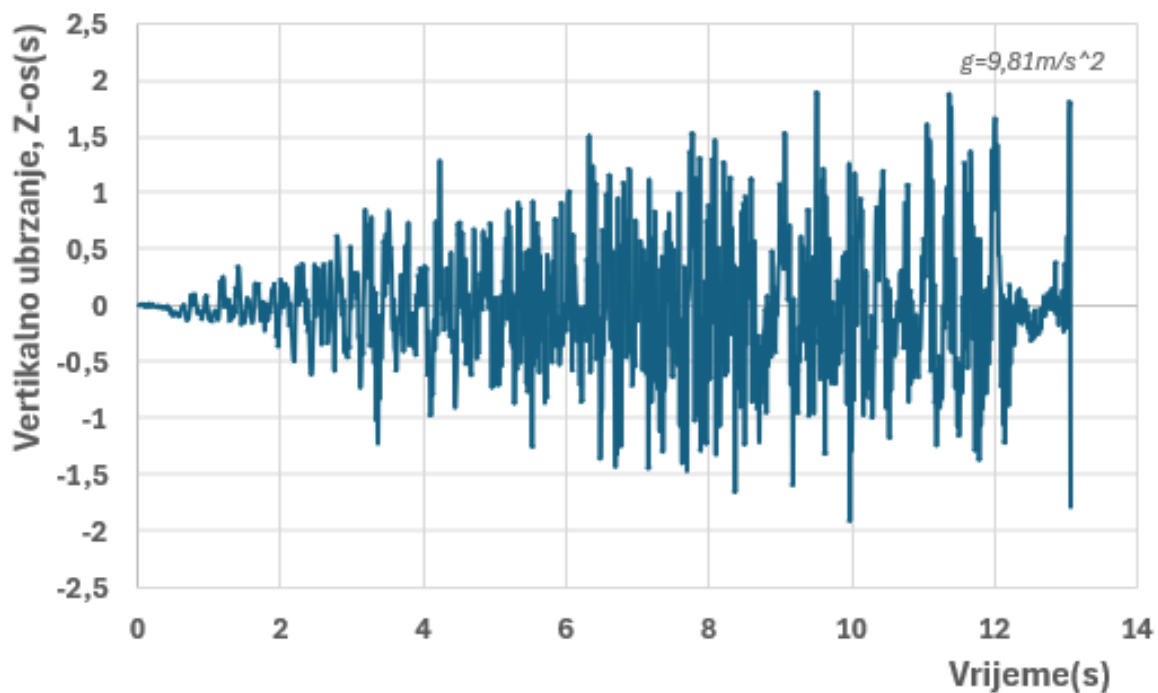
5.2.2. Drugi let jedrilice

Isti postupak je ponovljen i u ovom letu, što se vidi iz sljedećih dijagrama.

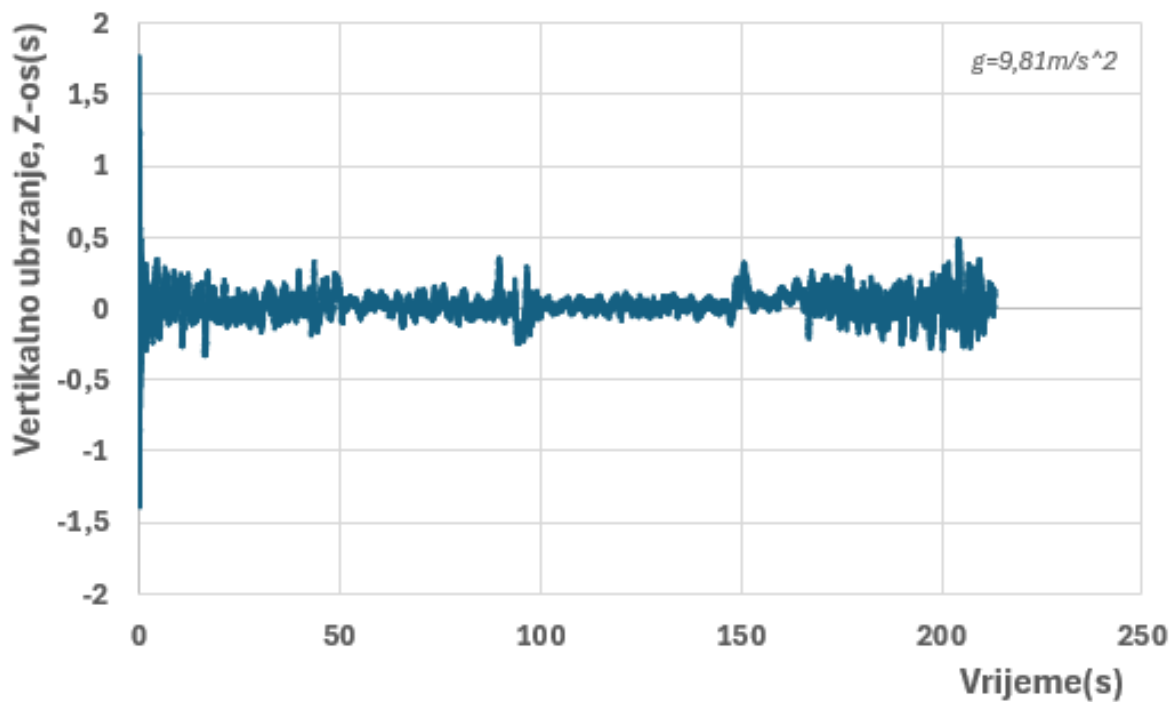


Slika 45. Uzdužna, poprečna i vertikalna ubrzanja drugog leta jedrilice

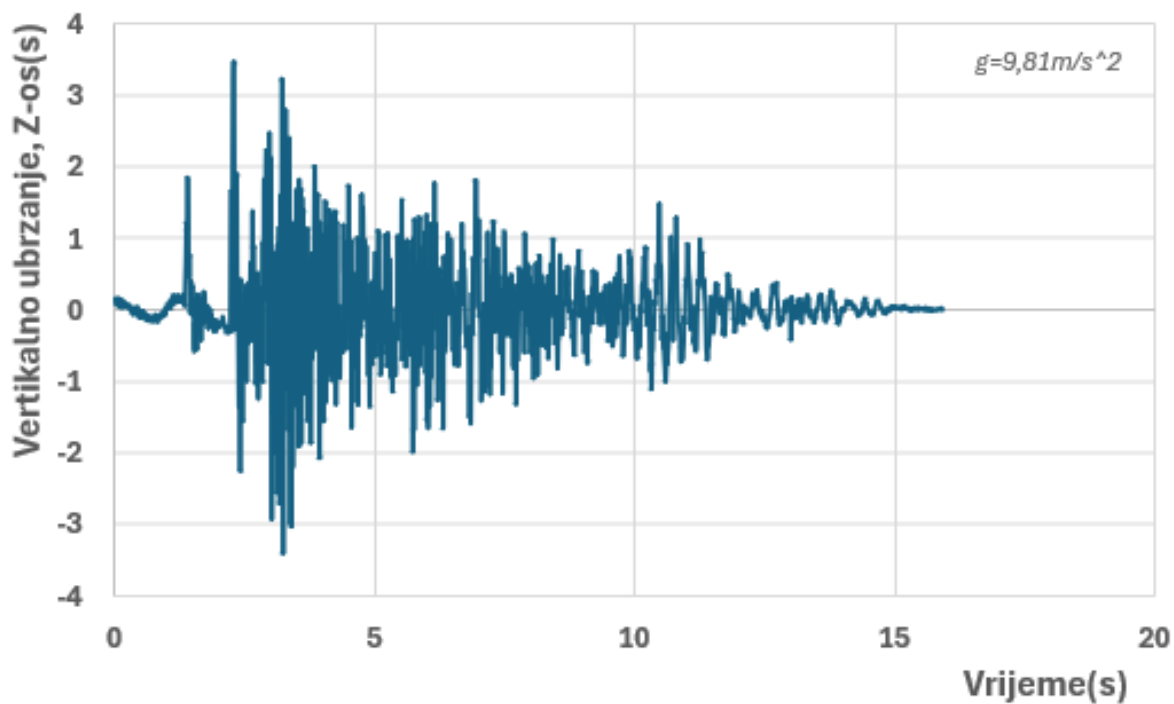
Slijedeći dijagrami prikazuju redom 3 faze koje promatramo, a to su zalijetanje, let te zaustavljanje.



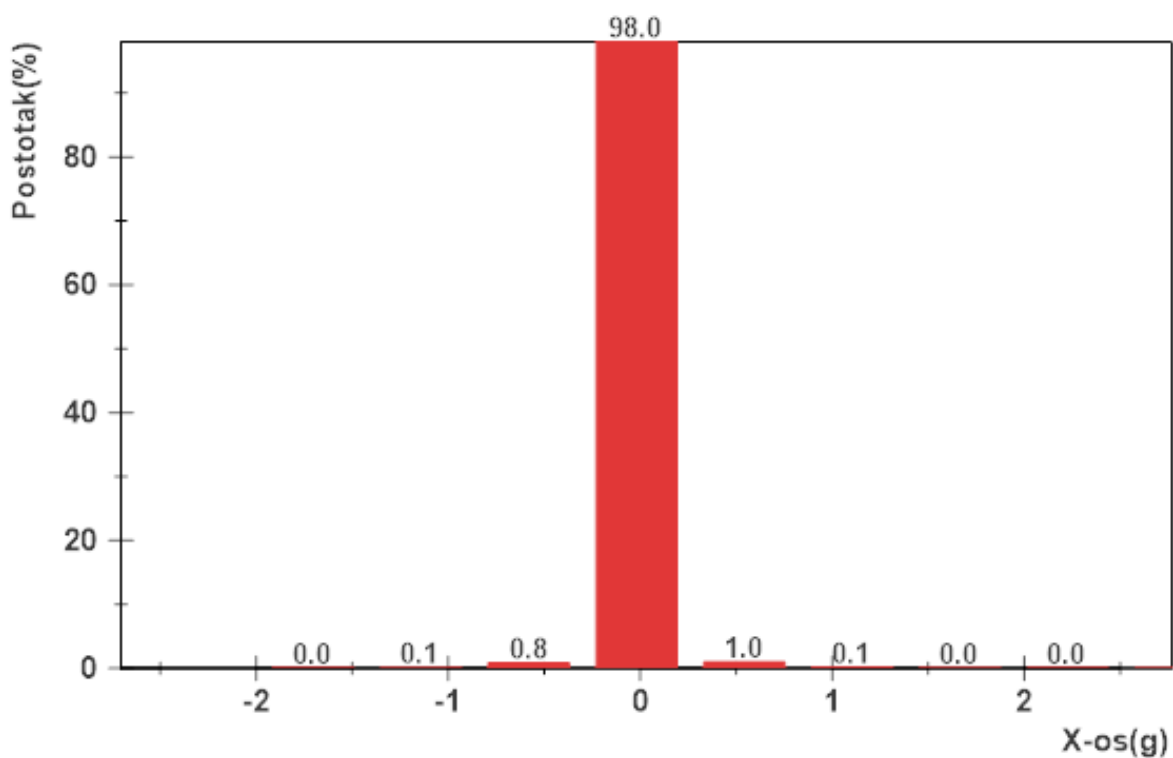
Slika 46. Prikaz vertikalnih ubrzanja tijekom zalijetanja



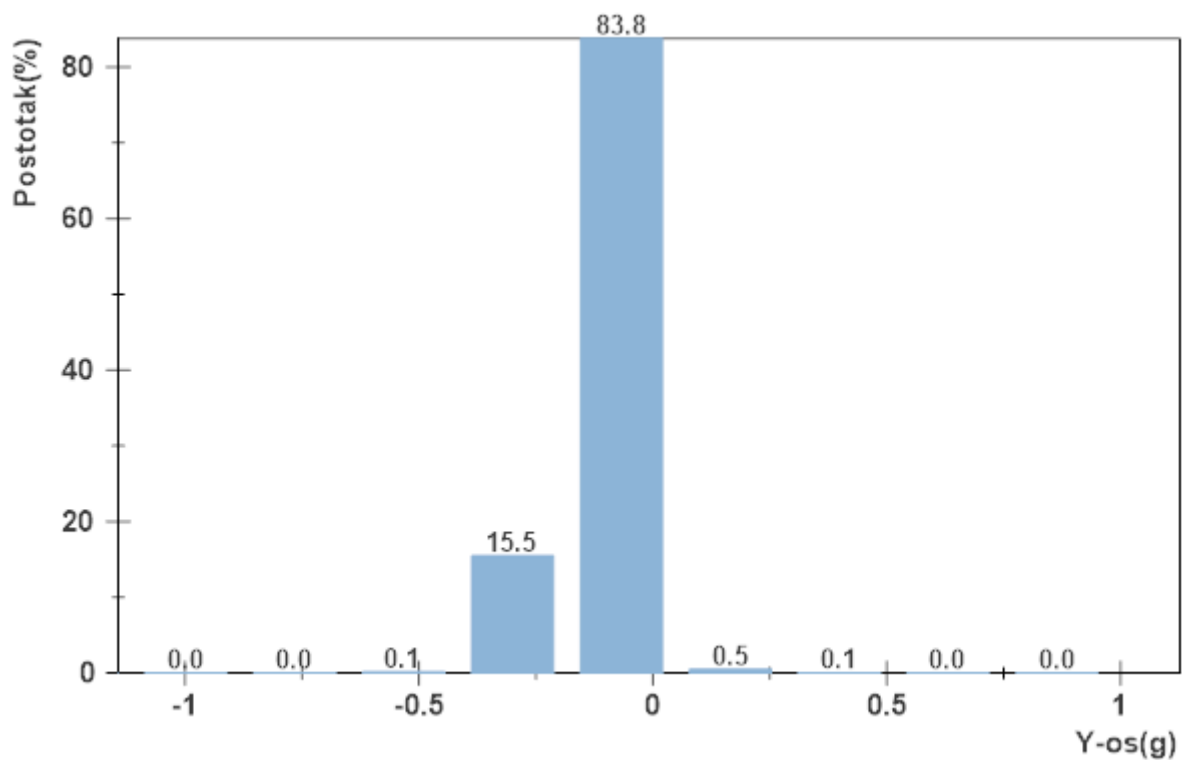
Slika 47. Prikaz vertikalnih ubrzanja tijekom penjanja, leta i spuštanja



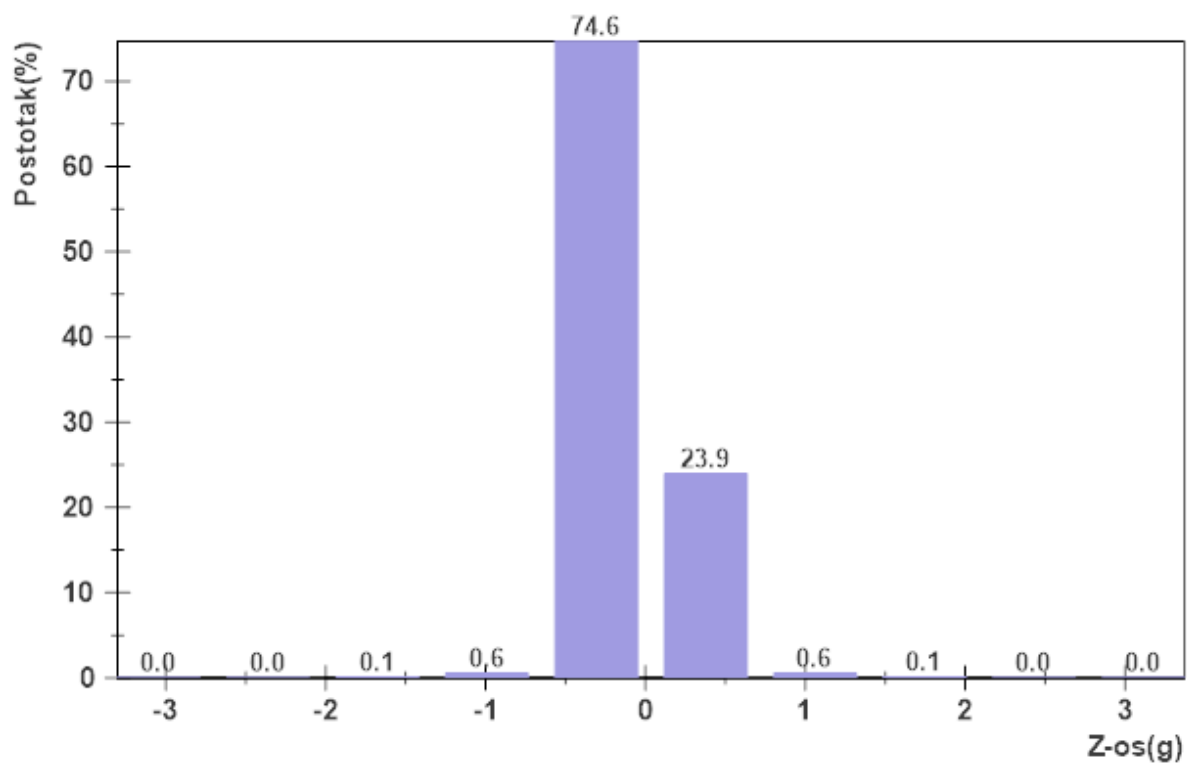
Slika 48. Prikaz vertikalnih ubrzanja tijekom zaustavljanja



Slika 49. Histogram uzdužnih ubrzanja tijekom drugog leta



Slika 50. Histogram poprečnih ubrzanja tijekom drugog leta



Slika 51. Histogram vertikalnih ubrzanja tijekom drugog leta

Tablica 21. Iznosi RMS ubrzanja pojedinih faza tijekom drugog leta

RMS ubrzanja, m/s^2	Zalijetanje	Penjanje, let i spuštanje	Zaustavljanje
X-os	2,75	1,08	3,34
Y-os	1,47	1,28	1,77
Z-os	5,20	0,88	5,49
Osjećaj udobnosti	Krajnje neudobno	Neudobno	Krajnje neudobno

Tablica 22. Iznos standardne devijacije za zalijetanje i zaustavljanje tijekom drugog leta

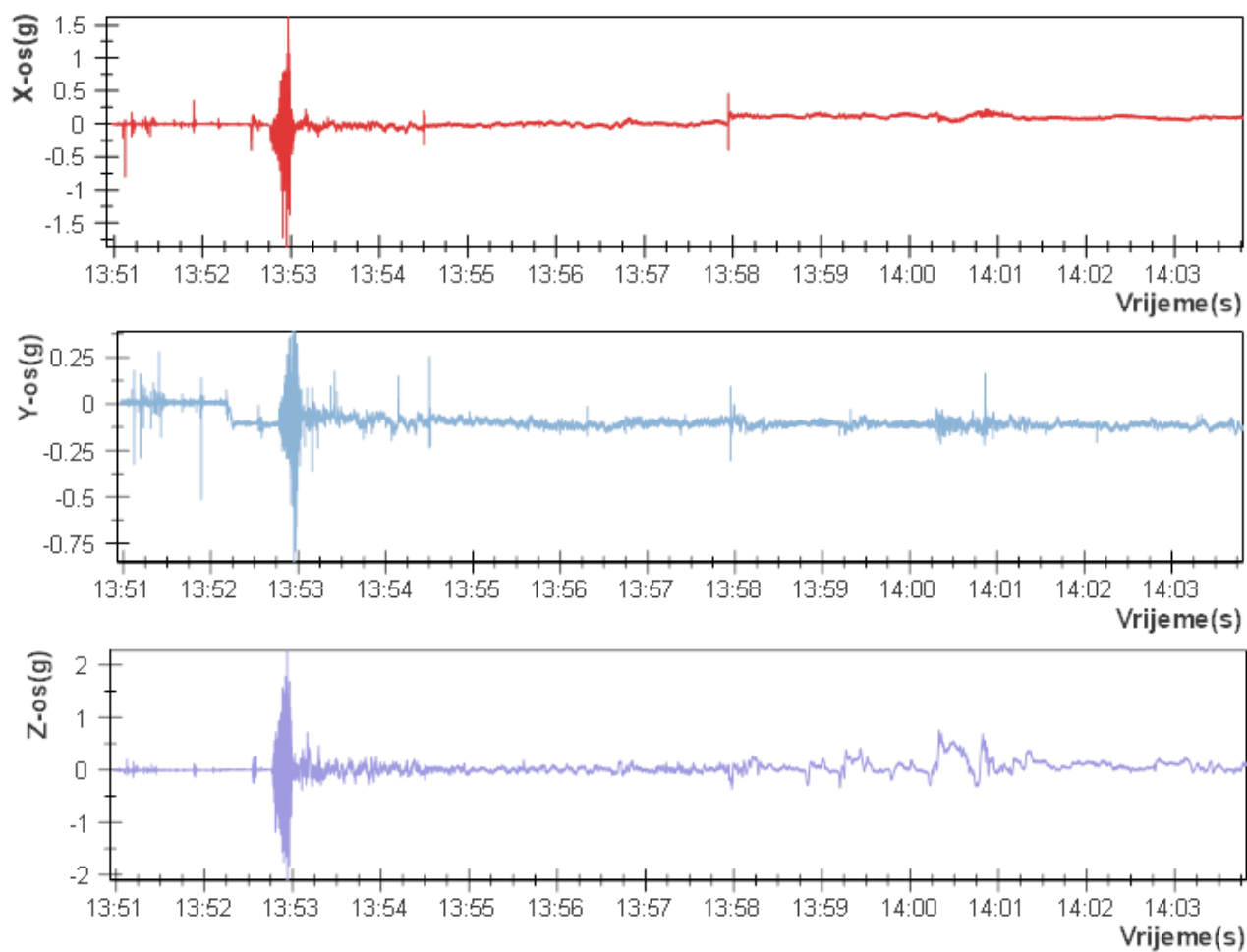
Standardna devijacija	Zalijetanje	Zaustavljanje
X-os	2,26	3,04
Y-os	0,98	1,37
Z-os	5,20	5,49

Tablica 23. Karakteristične veličine tijekom drugog leta

Os mjerenja	MAX, m/s^2	MIN, m/s^2
X-os	35,61	-19,42
Y-os	9,61	-13,24
Z-os	33,94	-33,26

5.2.3. Treći let jedrilice

Također, postupak će biti isti i u trećem letu.



Slika 52. Uzdužna, poprečna i vertikalna ubrzanja trećeg leta jedrilice

Tablica 24. Iznosi RMS ubrzanja pojedinih faza tijekom trećeg leta

RMS ubrzanja, m/s ²	Zalijetanje	Penjanje, let i spuštanje	Slijetanje i zaustavljanje
X-os	3,04	0,69	1,18
Y-os	1,47	0,98	1,08
Z-os	5,10	0,88	3,14
Osjećaj udobnosti	Krajnje neudobno	Neudobno	Vrlo neudobno

Tablica 25. Iznos standardne devijacije za zalijetanje i zaustavljanje tijekom trećeg leta

Standardna devijacija	Zalijetanje	Zaustavljanje
X-os	2,65	0,39
Y-os	1,28	0,29
Z-os	5,10	2,45

Tablica 26. Karakteristične veličine tijekom trećeg leta

Os mjerenja	MAX, m/s ²	MIN, m/s ²
X-os	15,79	-18,25
Y-os	3,83	-8,34
Z-os	22,37	-20,50

Tablica 27. Ocjena udobnosti zalijetanja po osima za sva 3 mjerenja

Os mjerenja	Prvo zalijetanje	Drugo zalijetanje	Treće zalijetanje	Ukupno	Osjećaj udobnosti
RMS X-os	3,34	2,75	3,04	3,04	Krajnje neudobno
RMS Y-os	1,96	1,47	1,47	1,63	Vrlo neudobno
RMS Z-os	5,10	5,20	5,10	5,13	Krajnje neudobno

Tablica 28. Ocjena udobnosti zaustavljanja po osima za sva 3 mjerenja

Os mjerenja	Prvo zaustavljanje	Drugo zaustavljanje	Treće zaustavljanje	Ukupno	Osjećaj udobnosti
RMS X-os	4,61	3,34	1,18	3,04	Krajnje neudobno
RMS Y-os	1,96	1,77	1,08	1,60	Vrlo neudobno
RMS Z-os	5,79	5,49	3,14	4,81	Krajnje neudobno

6. ZAKLJUČAK

Tema ovog završnog rada bila je određivanje ubrzanja u pilotskoj kabini sportskog zrakoplova tijekom faza polijetanja i slijetanja. Istraživanje je provedeno na dva tipa zrakoplova – avionu i jedrilici – pri čemu su mjerena RMS (engl. *Root Mean Square*) ubrzanja u tri osi (uzdužna, poprečna i vertikalna). Rezultati mjerenja pokazali su da su ubrzanja u kabini, posebno u vertikalnoj osi, značajno izraženija tijekom faze slijetanja i polijetanja što je u skladu s teorijskim očekivanjima. Analiza je također pokazala da je udobnost pilota tijekom ovih faza leta uglavnom loša, što je posljedica konstrukcije podvozja, vrste piste i dinamike samog leta.

Kako bi se rezultati mjerenja objektivno procijenili, korištena je norma HRN ISO 2631 koja definira granice udobnosti u odnosu na ubrzanja. Usporedba izmjerenih podataka s normom potvrdila je da su ubrzanja u kabini ultralakih zrakoplova često izvan preporučenih vrijednosti, posebno na travnatim pistama koje karakteriziraju neravnine. Ove neravnine uzrokuju udare i vibracije, što značajno utječe na udobnost. Jednostavna konstrukcija podvozja ultralakih zrakoplova, koja ne pruža dovoljna prigušenja, također doprinosi povećanju vibracija i smanjenju komfora.

Zaključno, udobnost pilota tijekom polijetanja i slijetanja ovisi o dva ključna čimbenika: kvaliteti ovjesa zrakoplova i vrsti piste. Travnate piste, zbog svojih neravnina, predstavljaju veći problem u odnosu na asfaltirane. Rezultati ovog istraživanja upućuju na potrebu daljnjeg razvoja sustava prigušenja i poboljšanja konstrukcije sportskih zrakoplova kako bi se smanjio utjecaj vibracija na pilota i osigurala veća udobnost tijekom kritičnih faza leta, uz minimalne promjene u masi. Osim toga, istraživanje je potvrdilo važnost korištenja standardiziranih postupaka odnosno normi, poput HRN ISO 2631, za objektivnu procjenu udobnosti i sigurnosti u zrakoplovstvu. Kako bi ti rezultati bili sukladni normi, potrebno je korištenje specijalne mjerne opreme namijenjene za takva ispitivanja.

7. LITERATURA

- [1] L. Eleršek, U. (2018). *Sportsko zrakoplovstvo*. Dohvaćeno iz Leksikografski zavod Miroslav Krleža: <https://tehnika.lzmk.hr/sportsko-zrakoplovstvo/>
- [2] Smojver, I. . *Konstrukcija zrakoplova I*. Dohvaćeno iz e-ucenje.fsb.hr
- [3] *Basic aircraft structure*. (n.d.). Dohvaćeno iz slideshare.net: <https://www.slideshare.net/slideshow/basic-aircraft-structure-44121721/44121721>
- [4] Young, B. (2023). *Spring Landing Gear Material Selection*. Dohvaćeno iz LinkedIn.com: <https://www.linkedin.com/pulse/spring-landing-gear-material-selection-byron-young/>
- [5] *Ubrzanje*. (n.d.). Dohvaćeno iz Wikipedia: <https://hr.wikipedia.org/wiki/Ubrzanje>
- [6] *Anti-G odijelo*. (n.d.). Dohvaćeno iz Wikipedia: https://hr.wikipedia.org/wiki/Anti-G_odijelo
- [7] *Hrvatska norma HRN ISO 2631-1:1997, Mehaničke vibracije i udari-Ocjenjivanje izloženosti ljudi vibracijama cijelog tijela – 1.dio: Opći zahtjevi* (n.d.). Dohvaćeno iz Hrvatski zavod za norme.
- [8] *Diagnosis and Study of Mechanical Vibrations in Cargo Vehicles Using ISO 2631-1:1997*. (n.d.). Dohvaćeno iz MDPI: <https://www.mdpi.com/1424-8220/23/24/9677>
- [9] *Akcelerometar - kako djeluje i za što služi?* (n.d.). Dohvaćeno iz Tme.eu: <https://www.tme.eu/hr/news/library-articles/page/22568/Akcelerometar-kako-djeluje-i-za-shto-sluzi/>
- [10] *Accelerometer Basics*. (n.d.). Dohvaćeno iz Sparkfun: <https://learn.sparkfun.com/tutorials/accelerometer-basics/all>
- [11] *Akcelerometar*. (n.d.). Dohvaćeno iz Hrvatska Enciklopedija: <https://www.enciklopedija.hr/clanak/akcelerometar>
- [12] *Accelerometers sensor*. (n.d.). Dohvaćeno iz Nandan Technicals: <https://www.nandantechnicals.com/2021/02/accelerometers-sensor-how-it-works-and.html>
- [13] *Aviation and Performance*. (n.d.). Dohvaćeno iz <https://www.apparts.co.nz/product/accelerometer/>
- [14] *myRIO-1900*. (n.d.). Dohvaćeno iz National Instruments: <https://www.ni.com/en/search.html?q=myRIO-1900>
- [15] NI myRIO-1900 User Guide and Specifications
- [16] Novosel, K. . *Diplomski rad: Određivanje performansi medicinskog vozila s aspekta komfora putnika*
- [17] TL Ultralight Condor(n.d.). Dohvaćeno iz Wikipedia: https://en.wikipedia.org/wiki/TL_Ultralight_Condor
- [18] Schleicher ASW15 (n.d.). Dohvaćeno iz Wikipedia: https://en.wikipedia.org/wiki/Schleicher_ASW_15