

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI

Josip Kovač Levantin

Nikola Renčelj

Nikola Cvetković

David Ribić

Filip Kašuba

**PROJEKTIRANJE, IZRADA I EKSPLOATACIJA BESPILOTNE LETJELICE
FIKSNIH KRILA S KANARD KONFIGURACIJOM**

Zagreb, 2017.

Ovaj rad je izrađen na Zavodu za aeronautiku pod vodstvom dr. sc. Tomislava Radišića i predan je na natječaj za dodjelu Rektorove nagrade u akademskoj godini 2016./2017. Uz stručnu pomoć suradnika Juraja Meštrovića, struč.spec.ing.el., Gorana Crničkog, univ. bacc. ing. aeronaut., i Nevena Kozine, univ. mag. ing. aeronaut.

POPIS KRATICA

AGL - Visina obzirom na teren ispod letjelice (eng. Above Ground Level)

AR - Aspektni odnos (eng. Aspect Ratio)

BEC - Regulator napona (eng. Battery Eliminator Circuit)

CAD - računalno potpomognutog dizajna (eng. Computer – aided design)

EIRP - Efektivna izotropna izračena snaga (eng. Effective Isotropic Radiated Power)

ERP - Efektivna snaga zračenja (eng. Effective Radiated Power)

ESC - Regulator broja okretaja (eng. Electronic Speed Controller)

FOD - Objekti, otpad, koji svojim prisustvom mogu oštetiti pojedine komponente (eng. Foreign Object Debris)

FPV – Pogled iz prvog lica (eng. First Person View)

GNSS - Globalni satelitski navigacijski sustav (eng. Global Navigation Satellite System)

GPS - Globalni sustav za pozicioniranje (eng. Global Positioning System)

GLONASS – Globalni navigacijski satelitski sustav (rus. *ГЛОбальная НАвигационная Спутниковая Система*)

JR - oznaka za tvrtku Grupner (ger. Graupner)

LOS – Direktna linija vidljivosti (eng. Line of Sight)

MIT - Institut tehnologije u gradu Massachusetts (eng. Massachusetts Institute of Technology)

MTOM - Maksimalna masa u polijetanju (eng. Maximum Takeoff Mass)

OSD - prikaz podataka preko video signala (eng. On Screen Display)

PID - vrsta algoritma za upravljanje (eng. Proportional Integral Derivative)

PLA - Vrsta plastike za 3D ispis (eng. Polylactide Plastic)

PWM – Modulacija širine impulsa (eng. Pulse-Width Modulation)

RVOSD - Vrsta OSD-a (eng. Range Video OSD)

SSTV - Vrsta televizijskog signala (eng. Slow Scan Television)

UAS - Sustav bespilotnog zrakoplova (eng. Unmanned Aerial System)

UAV - bespilotna letjelica (eng. Unmanned Aerial Vehicle)

UBEC - Regulator napona (eng. Universal Battery Eliminator Circuit)

VLM - Metoda proračuna (eng. Vortex lattice method)

USA - Sjedinjene Američke Države (eng. United States of America)

SADRŽAJ

1. UVOD	1
2. PROJEKTIRANJE BESPILOTNE LETJELICE S KANARD KONFIGURACIJOM.....	3
2.1. Idejne namjene.....	4
2.2. Idejne značajke bespilotne letjelice	4
2.3. Dizajn letjelice	5
2.3.1. Trup	6
2.3.2. Kanardi	7
2.3.3. Krila.....	9
2.3.4. Vertikalni stabilizator	10
2.3.5. Upravljačke površine.....	11
2.4. Preliminarni izračuni karakteristika i parametara.....	13
2.4.1. Aerodinamičko dimenzioniranje	14
2.4.2. Stabilnost.....	18
2.5. Performanse	23
2.5.1. Mjerenje brzine	24
2.5.2. Otpor i potrebna snaga	25
2.5.3. Performanse u penjanju	26
2.5.4. Brzina sloma uzgona i koeficijent uzgona	28
2.5.5. Performanse u zatrčavanju	29
2.5.6. Maksimalna brzina	30
2.5.7. Dolet.....	32
3. IZRADA KONSTRUKCIJE LETJELICE	34
3.1. Kompozitna konstrukcija bez kalupa i izrada trupa i krila	35
3.1.1. Postupak izrade kompozitnih materijala	38
3.1.2. Prednosti i mane kompozitne konstrukcije bez kalupa.....	40
3.1.3. Izrada trupa i krila	41
3.2. 3D tehnologija ispisa	44
3.2.1. Dijelovi 3D ispisa i način rada.....	45
3.2.2. Prednosti 3D tehnologije.....	47
3.2.3. Ispisani dijelovi bespilotne letjelice.....	48
4. SUSTAVI BESPILOTNE LETJELICE	59
4.1. Autopilot – Pixhawk.....	60

4.1.1.	Brzinomjer.....	61
4.1.2.	GNSS modul	63
4.1.3.	Radio-visinomjer.....	64
4.1.4.	Napajanje sustava.....	66
4.1.5.	Upravljačke površine.....	67
4.2.	Pogonska grupa.....	68
4.3.	Radioveza i upravljanje	69
4.3.1.	Video prijenos	73
4.3.2.	Telemetrija	75
4.3.3.	Korištenje radijskih frekvencija i zakon.....	78
4.3.4.	Odabir frekvencija.....	79
4.3.5.	Antene	81
5.	EKSPLOATACIJA	87
5.1.	Testiranje	88
5.1.1.	Kardanski ovjes za besposadnu letjelicu „ <i>Gimbal</i> “	88
5.1.2.	Testiranje na vozilu	91
5.1.3.	Testiranje na zemlji	92
5.1.4.	Testiranje u zraku	93
5.2.	Let.....	99
5.2.1.	Operativni zahtjevi za izvođenje leta izrađenom letjelicom	99
5.2.2.	Zahtjevi vezani uz pravnu regulativu za izvođenje leta	101
ZAKLJUČCI.....		109
Zahvale		111
POPIS LITERATURE		112
POPIS LITERATURE	Error! Bookmark not defined.	
POPIS SLIKA		115
POPIS TABLICA.....		118
Sažetak		119
SUMMARY		120

1. UVOD

Najčešće znana kao bespilotna letjelica UAV (eng. Unmanned Aerial Vehicle) u Hrvatskoj se službeno definira kao bespilotni zrakoplov. On je namijenjen izvođenju letova bez pilota u zrakoplovu, a može se nadzirati na daljinu ili letjeti samostalno uporabom prethodno programiranog plana leta. Bespilotne letjelice često se nazivaju dronovi, međutim to nije ispravno. U stranoj literaturi dronovi su samo daljinski upravljane letjelice. U radu se preferira izraz bespilotna letjelica.

Bespilotne letjelice pojavljuju se u raznim veličinama i oblicima. Općenito, najbitnija je podjela po obliku i sukladno njoj razlikujemo letjelice fiksnih krila i multirotoare. Ovaj rad bavi se isključivo jednom od letjelica fiksnih krila i to letjelicom s kanard konfiguracijom.

Zadnjih godina bespilotne letjelice doživljavaju značajan napredak u smislu razvoja i povećanja njihove primjene. Tako se često rabe za razne vojne i civilne operacije kao što su izviđanje i napad na ciljeve, vatrogasni zadaci, policijsko praćenje ili snimanje iz zraka. O vrsti operacija ovise i potrebne performanse, dizajn i karakteristike letjelica.

Uzevši to u obzir, cilj projekta je podići kolektivnu razinu znanja studenata kroz praktični rad i učenje u sklopu dizajna, izgradnje, ispitivanja i eksploatacije bespilotne letjelice sličnim metodama kao kod izgradnje klasičnog zrakoplova ultra lake i lake kategorije. Kod izrade letjelice sudjelovali su svi zainteresirani studenti sa studija aeronautike. Namjera je da se projekt izrade letjelice nastavi u nadolazećim akademskim godinama, poglavito glede unaprijeđenja letjelice, kako kod dizajna tako i kod sustava.

Za ostvarenje cilja, kao odgovarajuće rješenje odabran je koncept bespilotne letjelice s kanard konfiguracijom, visokokrilnog tipa. Radi se o dosad neuobičajenom i atipičnom pristupu izrade bespilotne letjelice s obzirom na učestalost korištenja kanard konfiguracije i visokokrilnog tipa letjelice.

U ovom radu je tako predstavljen njezin koncept, projektiranje, izrada i eksploatacija. Rad je podijeljen u nekoliko poglavlja a svako poglavlje individualno se bavi tematikom esencijalnom za ispravnu i neometanu eksploataciju dizajniranog i konstruiranog konačnog proizvoda.

Rad započinje poglavljem u kojem se definira koncept i dizajn letjelice s kanard konfiguracijom. Također prikazan je i preliminarni izračun tehničkih karakteristika letjelice kojim je osigurana činjenična i teorijska podloga nužna za procjenu sveopće ostvarivosti projekta u zadanim okvirima. Opisuju se očekivane performanse i način na koji će se do njih doći s obzirom da je projekt još u procesu razvoja.

Sljedeće poglavlje nadovezuje se na prethodno i opisuje konkretno rješenje, odnosno produkt dobiven realizacijom preliminarnih proračuna. Opisan je kronološki slijed i proces konstrukcije same letjelice kao i implementacija nužnih sustava.

Nadalje, poglavlje u nastavku objašnjava način upravljanja letjelicom, odabir i korištenje pogonske grupe ali i osnove principa rada radiotehnologije korištene za upravljanje.

Posljednjim poglavljem opisan je opći proces postavljanja letjelice u eksploataciju. Ukratko su opisane metodologija i sredstva potrebna za legalnu i sigurnu eksploataciju sustava. Opisani su testni letovi kojima su dodatno potkrijepljeni unaprijed proračunati letni parametri i točnost preliminarnih izračuna.

2. PROJEKTIRANJE BESPILOTNE LETJELICE S KANARD KONFIGURACIJOM

Studenti su se odlučili za mnogostruko veći izazov od višerotorne letjelice, a to je izrada letjelice. Dizajn letjelice značajno je kompleksniji od dizajna višerotorne letjelice, stoga se u projektu koristi sva raspoloživa pomoć poput računalno potpomognutog dizajna (eng. *Computer – aided design*, CAD), aditivne tehnologije, računalne aerodinamike, konzultacija s nastavnicima i vanjskim suradnicima.

Studenti su samoinicijativno započeli rad na dizajnu letjelice, razmotrili su moguće namjene takve letjelice i sukladno tome proveli studiju izvedivosti i izveli koncept bespilotne letjelice koji je prikazan u ovom poglavlju.

Na početku su prikazane idejne namjene letjelice na osnovu kojih je odlučeno kakve značajke letjelica mora imati. U skladu sa značajkama odabrane su karakteristike pojedinih dijelova letjelice, a u ovom poglavlju su radi kasnijeg lakšeg povezivanja materije ukratko objašnjeni dijelovi letjelice koji se kroz sljedeća poglavlja detaljnije obrađuju.

2.1. Idejne namjene

Na osnovu sljedećih idejnih namjena odlučeno je o konceptu letjelice:

1. Zrakoplovno izviđanje i nadzor
2. Evaluacija navigacijskih manevara
3. Evaluacija aerodinamičkih značajki putem naprednog bilježenja podataka
4. Evaluacija performansi putem naprednog bilježenja podataka
5. Precizno rutno letenje
6. Evaluacija i unaprjeđenje upravljačkih zakona putem proporcionalno integralnih derivativnih (eng. *Proportional Integral Derivative*, PID) upravljača
7. Uspostavljanje i održavanje podatkovne veze (eng. *Datalink*) i video komunikacije sa zemaljskom stanicom u realnom vremenu
8. Jeftini radiokomunikacijski relej

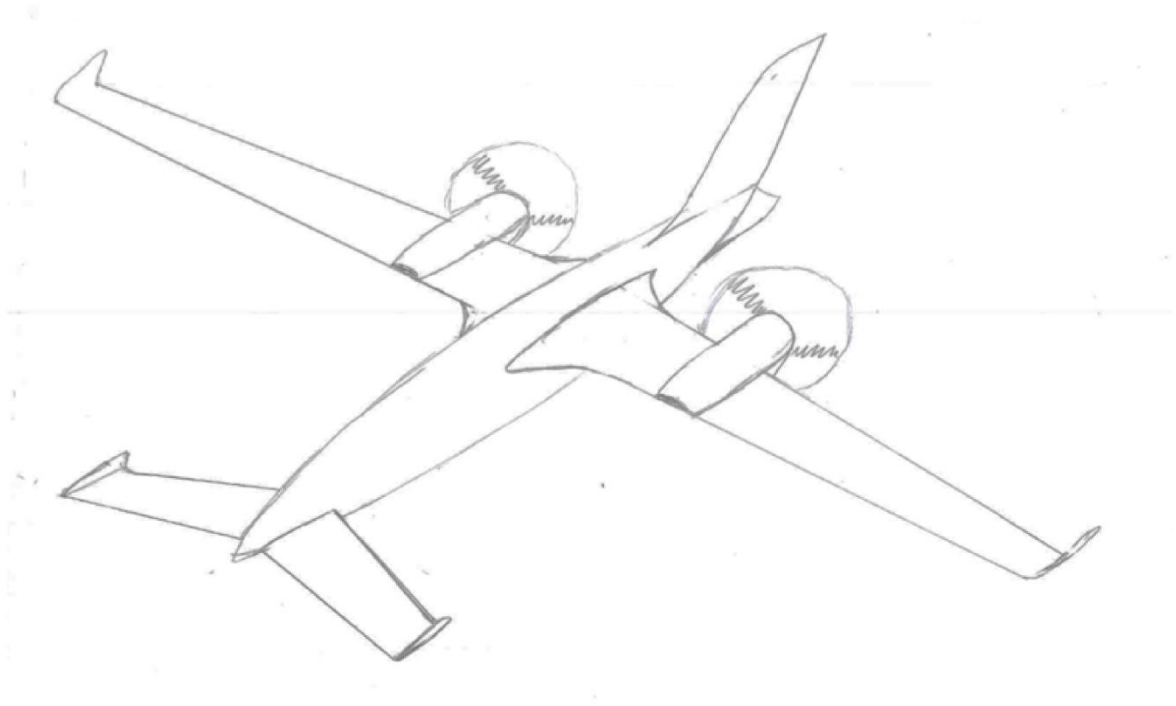
2.2. Idejne značajke bespilotne letjelice

Sukladno zadanim namjenama odlučeno je da letjelica treba imati sljedeće značajke:

1. Dovoljan prostor za opremu izviđanja i nadzora kao i dodatne baterije (eng. *payload bay*)
2. Sustav inercijalne navigacije i globalni navigacijski satelitski sustav (eng. *Global Navigation Satellite System*, GNSS)
3. Sustav mjerenja i bilježenja željenih parametara
4. Elektronski sustav upravljanja (eng. *Fly-by-wire*)
5. Opremu za telemetriju
6. Opremu za video transmisiju
7. Samostalno letenje, autopilot

2.3. Dizajn letjelice

Sve navedene stavke uzete su u obzir prilikom razmatranja dizajna te je inicijalna odluka za akomodaciju svih idejnih značajki dvomotorna konvencionalna (trup + krila) kanard konfiguracija na električni pogon (Slika 1.).



Slika 1. Idejna skica

Sustav s 2 motora je odabran iz nekoliko razloga:

1. Redundancija u slučaju otkaza;
2. Poništavanje okretnog momenta;
3. Omogućava veći prostor za iskoristivi teret.

Konvencionalna konfiguracija (trup + krila) odabrana je zbog jednostavnosti konstrukcije i zbog veće iskoristive zapremine trupa u odnosu na leteće krilo.

Kanard konfiguracija odabrana je zbog sprječavanja sloma uzgona na glavnom krilu bez potrebe za davačem napadnog kuta, ali i zbog izbjegavanja otpora izazvanim negativnim uzgonom konvencionalnog repa (eng. *trim drag*).

Električni pogon omogućava konstantan položaj težišta letjelice, što značajno pojednostavlja proračune.

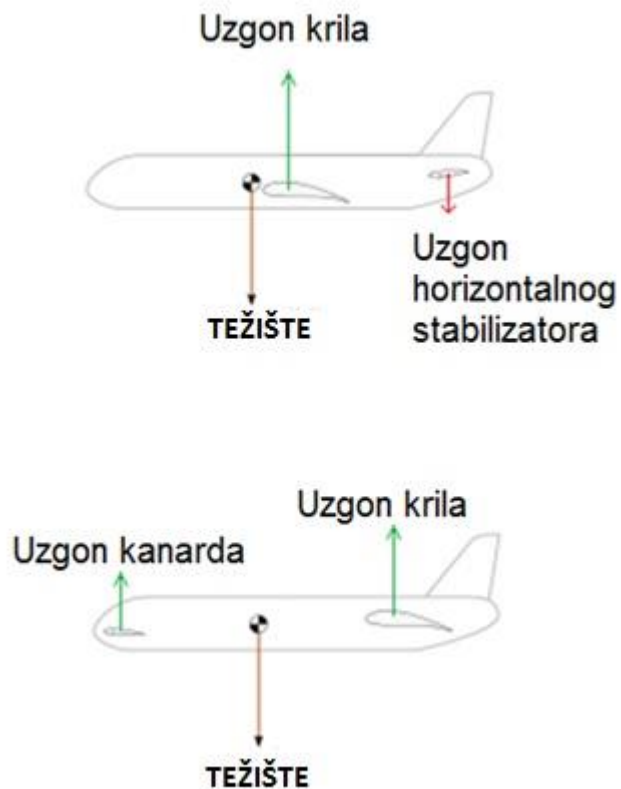
U daljnjem tekstu navedene su i objašnjene karakteristike pojedinih dijelova ovog sustava bespilotne letjelice koje se odnose na konstrukciju tijela letjelice.

2.3.1. Trup

Trup kao glavni element svakog zrakoplova povezuje krila, kanarde i vertikalni rep u jednu cjelinu. Također, u trupu se nalazi sva elektronika i baterije potrebne za let letjelice. Trup, zajedno s krilima, ima velik utjecaj na letne karakteristike, stabilnost i performanse. Raspored unutarnjih komponenti, elektronike i baterija imaju utjecaj na težište letjelice (Slika 2.). Težište je vrlo važno kod projektiranja zrakoplova i letjelica, jer određuje stabilnost letjelice. Težište uvijek mora biti u zadanim granicama, ako se želi zadržati upravljivost modela. Pomicanjem težišta prema prednjoj granici povećava se stabilnost modela, dok se upravljivost smanjuje. Što je težište bliže zadnjoj dozvoljenoj granici stabilnost se smanjuje, dok se upravljivost povećava. Pomicanjem težišta dobiva se željeni omjer između stabilnosti i upravljivosti. Uobičajena praksa je pomicanje težih i modularnih elemenata unutar trupa tijekom namještanja željenog težišta, kao što su baterije.

Ujedno bitno je napomenuti da trup ima velik utjecaj na direkcionalnu stabilnost zrakoplova oko vertikalne Z osi. Tijekom klizanja letjelice, odnosno promjene relativne struje zraka koja nailazi na zrakoplov po lateralnoj osi, cijela dužina trupa s pripadajućom težinom koja se nalazi ispred težišta ima negativan utjecaj na direkcionalnu stabilnost, odnosno pravac leta zrakoplova. Isto tako dužina trupa i pripadajuća težina koja se nalazi iza težišta letjelice, ima pozitivan utjecaj na direkcionalnu stabilnost, odnosno opire se poremećaju tijekom klizanja letjelice, što povoljno utječe na letne karakteristike i stabilnost oko vertikalne Z osi zrakoplova.

[1]

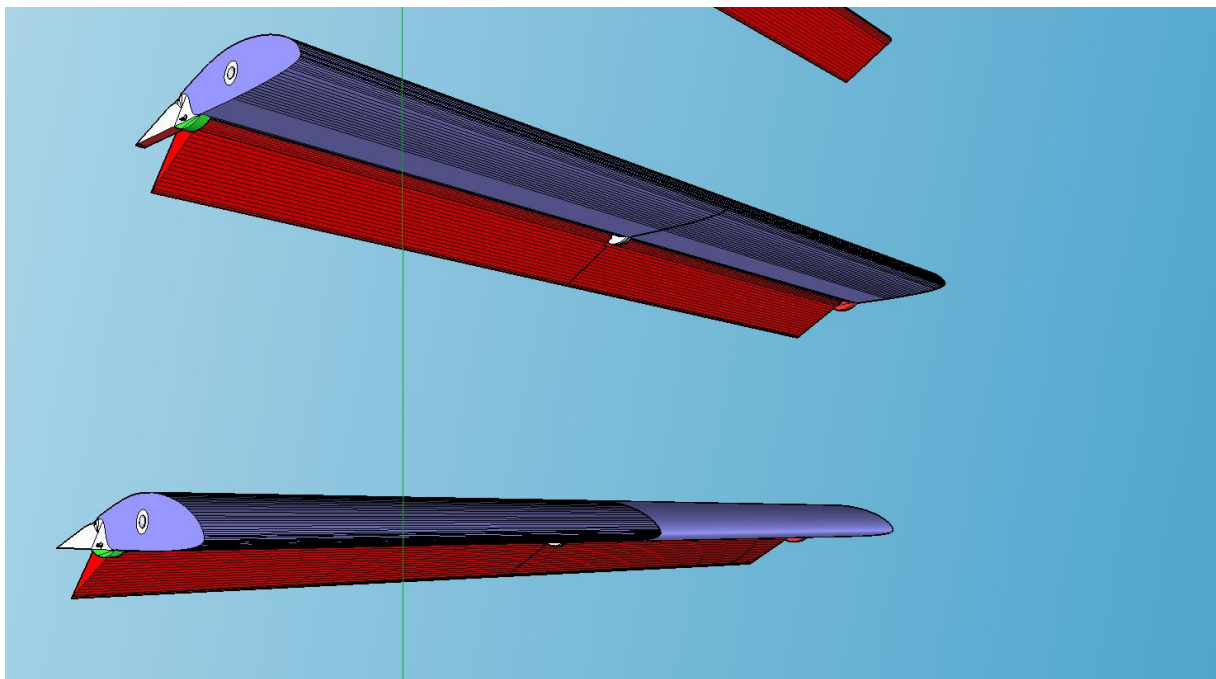


Slika 2. Podjela uzgonskih sila i težine

2.3.2. Kanardi

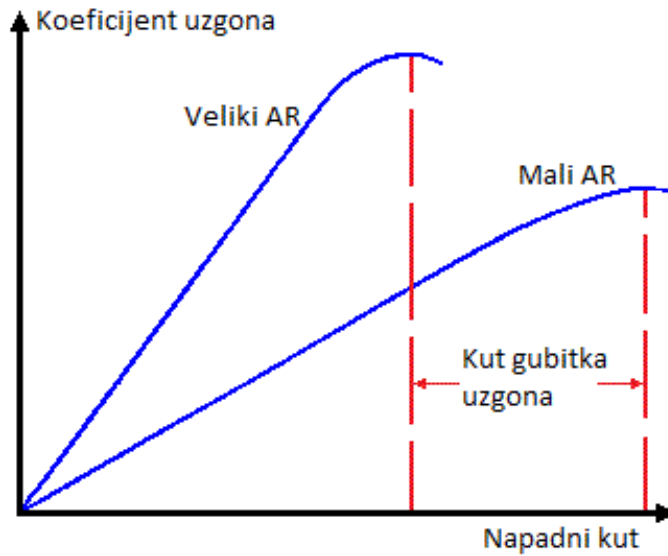
Odabrani dizajn je letjelica s kanard površinama (Slika 3.) i gurajućim propelerima koji se nalaze na krilima. Razlog odabira je efikasnost i performanse kanard površina, izazov izrade nekonvencionalne letjelice i ispitivanje letnih karakteristika te letjelice.

Glavne karakteristike i zahtjevi performansi tijekom izrade projekta su prevencija sloma uzgona kanardima i efikasnost letjelice uslijed kanard konfiguracije. Efikasnost kanard konfiguracije letjelice je u tome što njeno težište djeluje između krila i kanarda, što zahtijeva pozitivnu silu uzgona za krila i kanarde, za razliku od konvencionalnih dizajna letjelice gdje u većini slučajeva horizontalna površina repa daje silu u smjeru težine, kontrirajući uzgonsku silu krila (Slika 2.). [2]



Slika 3. 3D dizajn kanarda

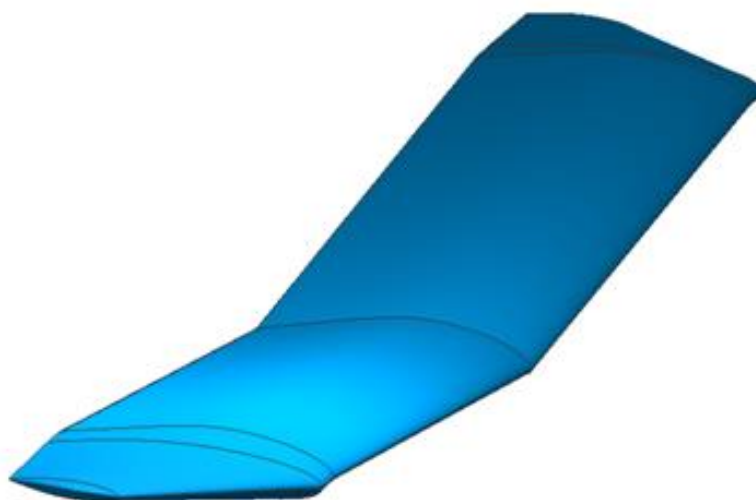
Prevenција sloma uzgona uz uporabu kanard konfiguracije postiže se projektiranjem kanarda, točnije odabire se određeni aeroprofil, aspektni odnos (eng. *aspect ratio*, AR) i uzimaju se sve aerodinamičke karakteristike u obzir kako bi se osiguralo da kanard izgubi uzgon na manjem napadnom kutu od krila. Budući da je krilo visokog aspektnog odnosa, umjesto daljnjeg povećavanja aspektnog odnosa kanarda, odlučeno je u sustav komandi dubine ugraditi krilce s procjepom, kako bi se učinkovitije upravljalo graničnim slojem. U slučaju da kanard gubi uzgon na manjem napadnom kutu od krila, osigurava se moment nosa prema dolje kod određenog napadnog kuta što sprječava gubitak uzgona na krilu. Samim time letjelica tolerira eventualne greške pilota, smanjuje naglo propadanje ili nepredviđeno lateralno propadanje na jednu stranu i osigurava lakšu tranziciju u horizontalni let prilikom sloma uzgona zbog velikih napadnih kuteva (Slika 4.).



Slika 4. Odnos koeficijenta uzgona za određeni napadni kut za pripadajući aspektni odnos

2.3.3. Krila

Krila (Slika 5.) imaju ulogu proizvesti najveću silu uzgona potrebnu za let. Letne karakteristike uvelike ovise o tipu, dizajnu i aerodinamičnim svojstvima krila, pa se tako svrstavaju u jedan od glavnih dijelova letjelice i potrebno je posvetiti puno pažnje tijekom dizajna i izrade. [3]



Slika 5. Bočni pogled na krila

Na krilima se nalaze upravljačke površine, točnije krilca (eng. *aileroni*). Osim upravljačkih površina u krilima se nalaze i servo aktuatori, koji pogone krilca i omogućuju otklone. Radi smanjenja parazitnog otpora, servo motori su ugrađeni u krilo skupa s pripadajućim žicama.

Motori se također nalaze na krilima, preciznije na zadnjem bridu krila. Pogonske jedinice su orijentirane prema nazad, odnosno postavljene da guraju model za razliku od konvencionalnih modela zrakoplova gdje motori daju vučnu silu.

2.3.4. Vertikalni stabilizator

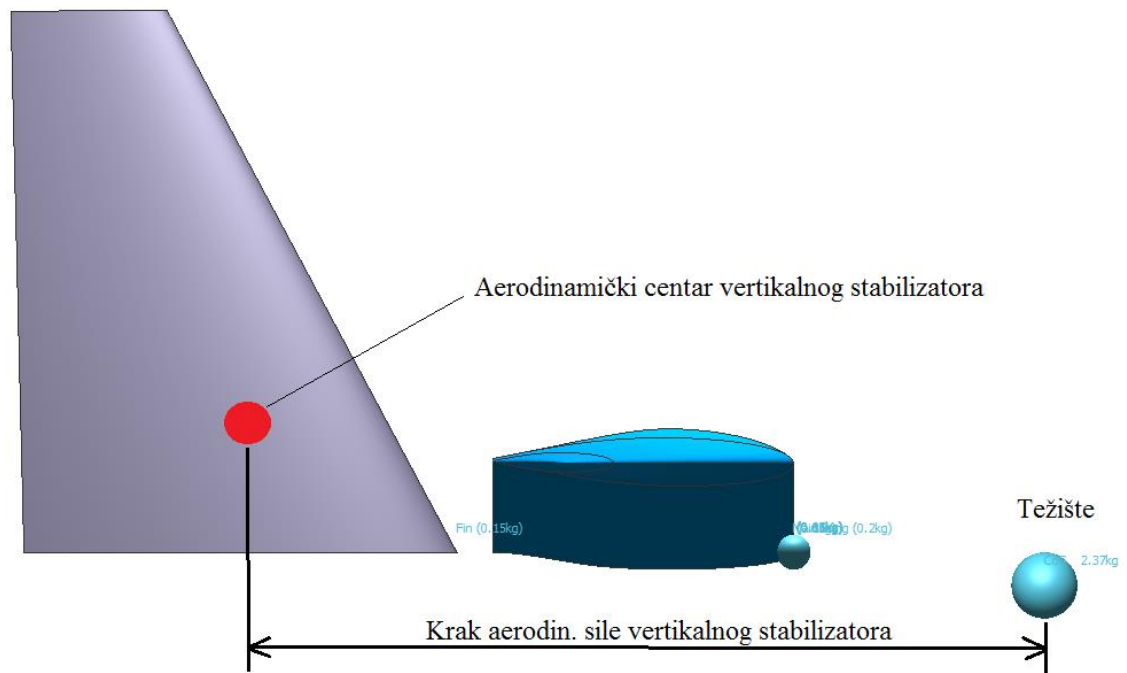
Vertikalni stabilizator je naprosto krilo simetričnog aeroprofila postavljeno vertikalno na rep trupa modela (Slika 6.). Služi za povećavanje direkionalne stabilnosti letjelice. Na zadnjem bridu vertikalnog stabilizatora nalazi se kormilo smjera (eng. *Rudder*) s pripadajućim servo akuatorom ugrađenim u stabilizator.

Moment je umnožak aerodinamičke sile koju stabilizator proizvodi dok je letjelica u klizanju i udaljenosti (eng. *Arm*) aerodinamičkog centra stabilizatora od težišta:

$$M_R = X_R * A * \frac{1}{2} \rho v^2 C_{IR} \quad (2.1)$$

Pri čemu je M_R moment skretanja potreban za stabilizaciju letjelice, A je površina vertikalnog stabilizatora, $\frac{1}{2} \rho v^2$ je dinamički tlak, a C_{IR} je koeficijent uzgona vertikalnog stabilizatora i on primarno ovisi o kutu klizanja letjelice.

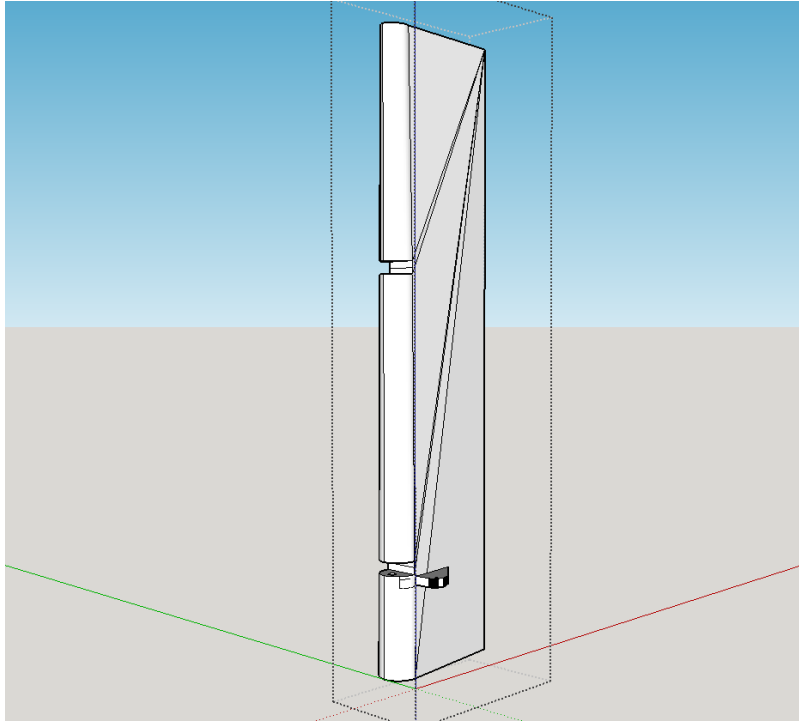
Veličina uvelike ovisi o udaljenosti aerodinamičkog centra stabilizatora od težišta. Kod kanard konfiguracije, zbog stražnjeg položaja težišta direkionalna stabilnost može biti problematična. Razlog je što približavanje stabilizatora težištu rezultira manjim momentom, pa je potreban veći stabilizator (Slika 6.).



Slika 6. Vertikalni stabilizator prije ugradnje kormila smjera

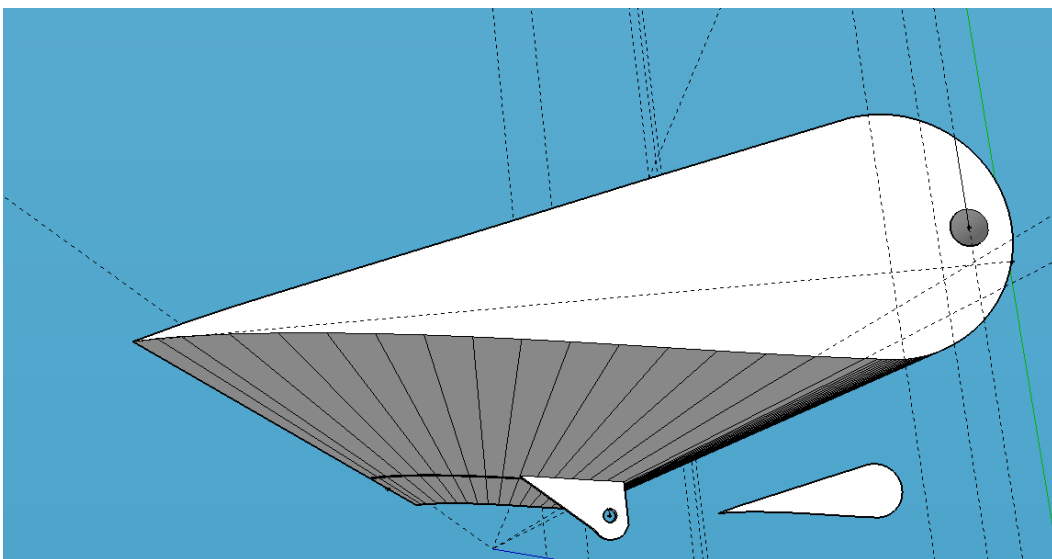
2.3.5. Upravljačke površine

Uvjet za uspješan let letjelice i sigurno izvođenje operacija u zraku je upravljivost. Upravljenost letjelice vrši se preko primarnih upravljačkih površina koje se nazivaju kormilo dubine, krilca i kormilo smjera. Kormila dubine nalaze se na kanardu. Preko njih se vrši propinjanje i poniranje letjelice, točnije rotacija oko Y osi letjelice (eng. *pitch*). Krilca se nalaze na krilima i zaduženi su za rotaciju odnosno valjanje (eng. roll) oko uzdužne X osi letjelice. Kormilo smjera se nalazi na vertikalnom stabilizatoru na repu zrakoplova (Slika 7.). Kormilo je zaslužno za rotaciju oko vertikalne Z osi zrakoplova (eng. yaw).



Slika 7. Kormilo smjera, 3D model za ispis

Pomicanje upravljačkih površina vrši se pomoću pripadajućih servo motora koji su vezani međusobno metalnim polugama (eng. *Push rod*) preko kontrolnih rogova (eng. *Control horn*) (Slika 8).



Slika 8. 3D model krilca, za ispis

2.4. Preliminarni izračuni karakteristika i parametara

Pri projektiranju letjelice važno je preliminarno odrediti tehničke karakteristike letjelice.

Tako se nakon izrade konceptualnog dizajna prešlo na dizajniranje letjelice u softveru pomoću kojeg je moguć približni proračun karakteristika letjelice (Slika 9.). Korišten je softver *XFLR5* i *OpenVSP*.



Slika 9. Model letjelice u CAD softveru *OpenVSP*

Značajka softvera *XFLR5* jest da ne određuje sile otpora na fizikalno ispravan način, stoga su one u ovoj analizi zanemarene. Analiza je izvršena primarno zbog dimenzioniranja uzgonskih površina i određivanja uzdužne stabilnosti i stabilnosti valjanja.

XFLR5 polazi od softvera *Xfoil* za simulaciju 2D strujanja i uz njega koristi nekoliko metoda za primjenu 2D rezultata na 3D aerodinamičke površine. Te metode su:

1. Nelinearna metoda noseće linije;
2. Metoda vrtložne rešetke (eng. *Vortex lattice method*, VLM);
3. 3D panelna metoda.

Odlučeno je raditi pomoću metode vrtložne rešetke, zbog sumnje na malu pouzdanost panelne metode, uz činjenicu da je pomoću panelne metode u *XFLR5* nemoguće promatrati sve aerodinamičke površine zajedno, već isključivo krilo.

Metoda vrtložne rešetke radi na principu da se aerodinamička površina tretira kao beskonačno tanka ploča načinjena od diskretnih vrtloga za proračun uzgona i induciranog otpora. Pri tome se u obzir ne uzima viskoznost. [4]

VLM metoda, efektivno, daje distribuciju sila oko aerodinamičkog tijela. Sile se vektorski zbrajaju po svakom vrtlogu. Sile induciranog otpora i uzgona zbrajaju se na način:

$$D_i = F_x \cos\alpha + F_z \sin\alpha \quad (2.2)$$

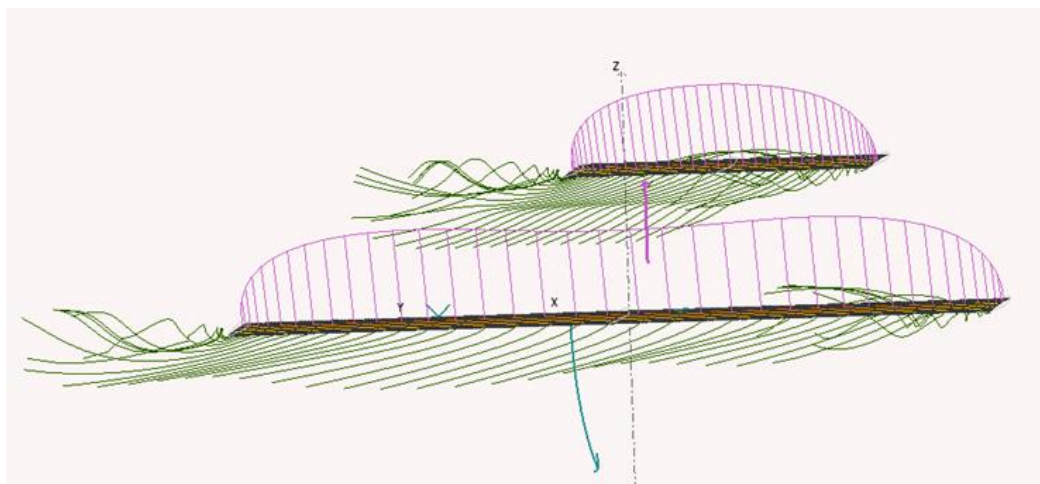
$$L = -F_x \sin\alpha + F_z \cos\alpha \quad (2.3)$$

Pri čemu su F_x i F_z komponente aerodinamičke sile u smjeru vertikalne i uzdužne osi letjelice, a α je napadni kut.

Trup je kao takav zanemaren i zamijenjen je nizom točkastih masa. Točkaste mase su dodane za simulaciju najtežih sustava na približne lokacije kako bi se ispravno aproksimirao moment tromosti oko svih osi zrakoplova.

2.4.1. Aerodinamičko dimenzioniranje

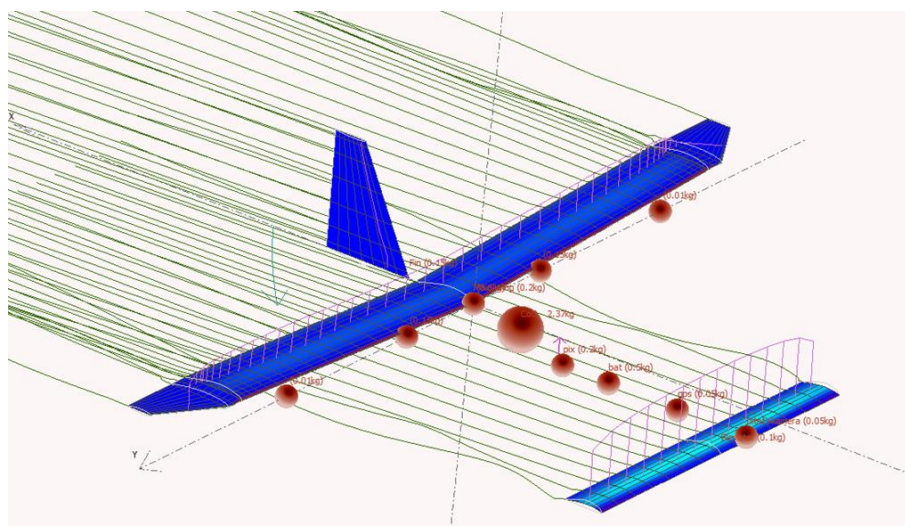
Od prvih idejnih skica u softver su metodom procjene uneseni parametri geometrije poput raspona i tetiva oba krila, kao i njihov prostorni razmještaj kao polazišna točka daljnjeg razvoja.



Slika 10. Jedna od prvih analiza u softveru XFLR5

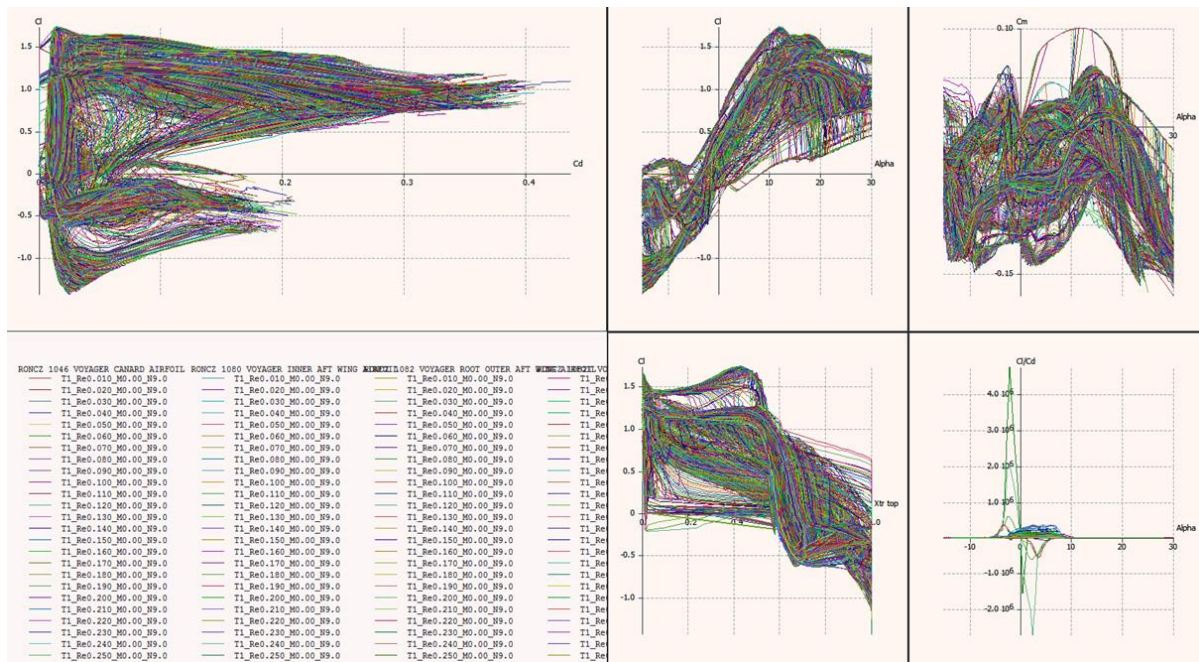
Inicijalno su rezultati bili nezadovoljavajući - minimalna brzina, uzdužna stabilnost i distribucija uzgona nisu bile dovoljno dobre. Nakon nekoliko iteracija analize i izmjena detalja oko dizajna dobiven je dizajn koji je zadovoljavao na svim relevantnim poljima (Slika 10.). Također su nekoliko puta izmijenjeni aeroprofili. Unatoč svim izmjenama, osnovni smjer dizajna je ostao isti.

Zbog povoljnog i provjerenog međudjelovanja naposljetku je odabran par aeroprofila RONCZ 1082 i 1082T za glavno krilo (uz aerodinamičko i geometrijsko vitoperenje), a za kanard je odabran RONCZ 1046.



Slika 11. Konačni dizajn letjelice

Zbog baziranosti softvera *XFLR5* na softveru *Xfoil*, za potrebe analize krila prvo je potrebno izvršiti računalnu analizu aeroprofila (Slika 12.). Zbog dovoljne računalne snage korišten je pristup širokog spektra, tako da je za analizu odabran raspon *Reynolds*-ovih brojeva od 10.000 do 1.400.000, ovako je za napadne kuteve odabran raspon od -15° do 30° , osim za simetrične aeroprofile, gdje je kut od -20° do 20° .



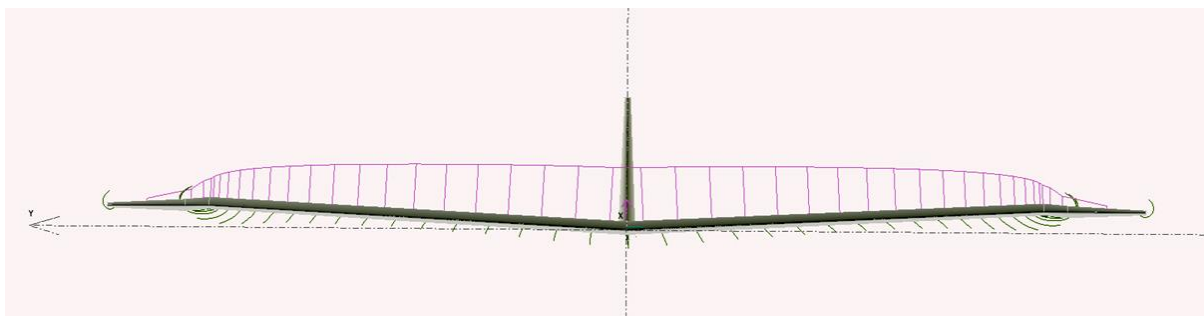
Slika 12. Polare svih analiziranih aeroprofila u zadanim rasponima

Na početku dizajna letjelice ideja je bila dobiti idealnu eliptičnu raspodjelu uzgona duž raspona krila, no promatrajući rad kolega iz NASA-e preuzeta je ideja o raspodjeli uzgona u obliku zvona. [5]

Za implementaciju takve raspodjele donesena je odluka o dizajnu ravnih terminezona krila (eng. *winglet*) pomoću simetričnog aeroprofila NACA 0016. Ravni terminezoni krila imaju dvostruku pretpostavljenu ulogu:

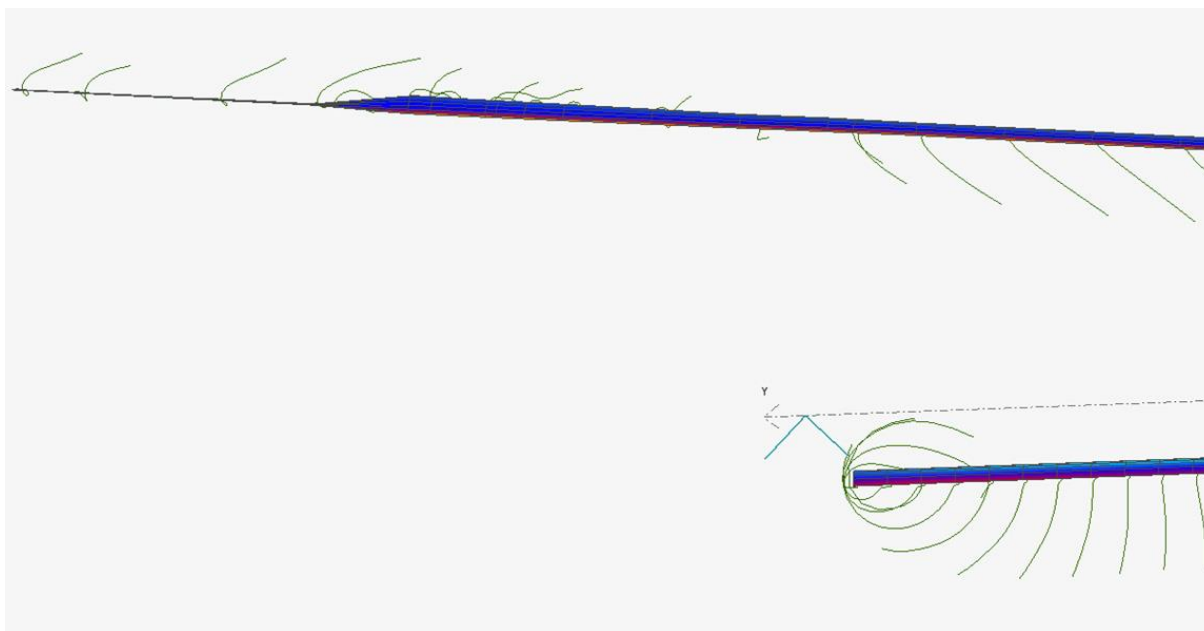
1. Pri projektном napadnom kutu 0° oni sprječavaju prestrujavanje i smanjuju stvaranje vrtloga na vrhovima krila.
2. Pri velikim napadnim kutevima raspon i površina krila su efektivno povećani jer se ponašaju kao 2 dodatna krila od 12.5 cm na krajevima glavnog krila.

Vidljiva je distribucija uzgona na glavnom krilu koja ima oblik zvona kada se zanemari vizualni utjecaj dihedralnog kuta na središnji dio krila (Slika 14.)



Slika 13. Distribucija uzgona u obliku zvona na glavnom krilu

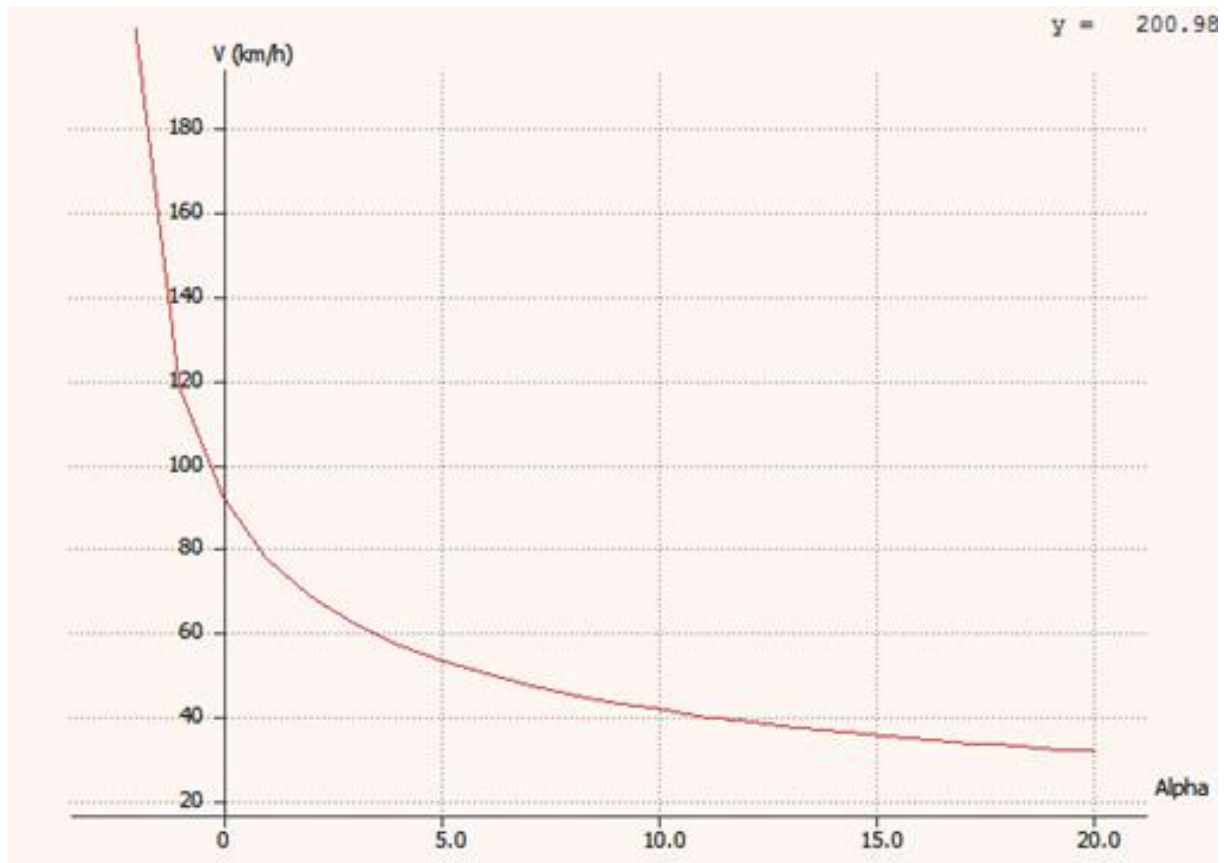
Slika 14. prikazuje značajno manje vrtloge pri napadnom kutu 0° u odnosu na kanard koji u softveru nema nikakav oblik zaštite prestrujavanja. Brzina pri tom kutu i masi od 2.4 kg iznosi 91.4 km/h. To, uz planiranu pogonsku grupu ostavlja mjesta za dodatno povećanje maksimalne dozvoljene mase za polijetanje (eng. *Maximum Takeoff Mass*, MTOM) ako performanse letjelice u realnom svijetu to omoguće.



Slika 14. Utjecaj ravnih terminizona krila na stvaranje vršnih vrtloga

Na Slika 15. je prikazan odnos brzine i napadnog kuta za planiranu masu od 2.4 kg. Vidljiva je teoretska minimalna brzina od 30 km/h i teoretski maksimalni napadni kut od 20° ,

no analiza je takva da ne uzima u obzir viskoznost zraka, stoga je potrebno te podatke eksperimentalno provjeriti. Očekivano je da će minimalna brzina biti veća, a maksimalni napadni kut manji.



Slika 15. Odnos brzine i napadnog kuta

2.4.2. Stabilnost

Stabilnost se može definirati kao tendencija letjelice da se vrati u neko ravnotežno stanje nakon djelovanja poremećaja koji ju je izbacio iz tog ravnotežnog stanja. [6]

Primarni razlog korištenja softvera *XFLR5* je određivanje stabilnosti letjelice jer upravo to za razliku od aerodinamičke učinkovitosti može imati katastrofalan učinak na njezin let.

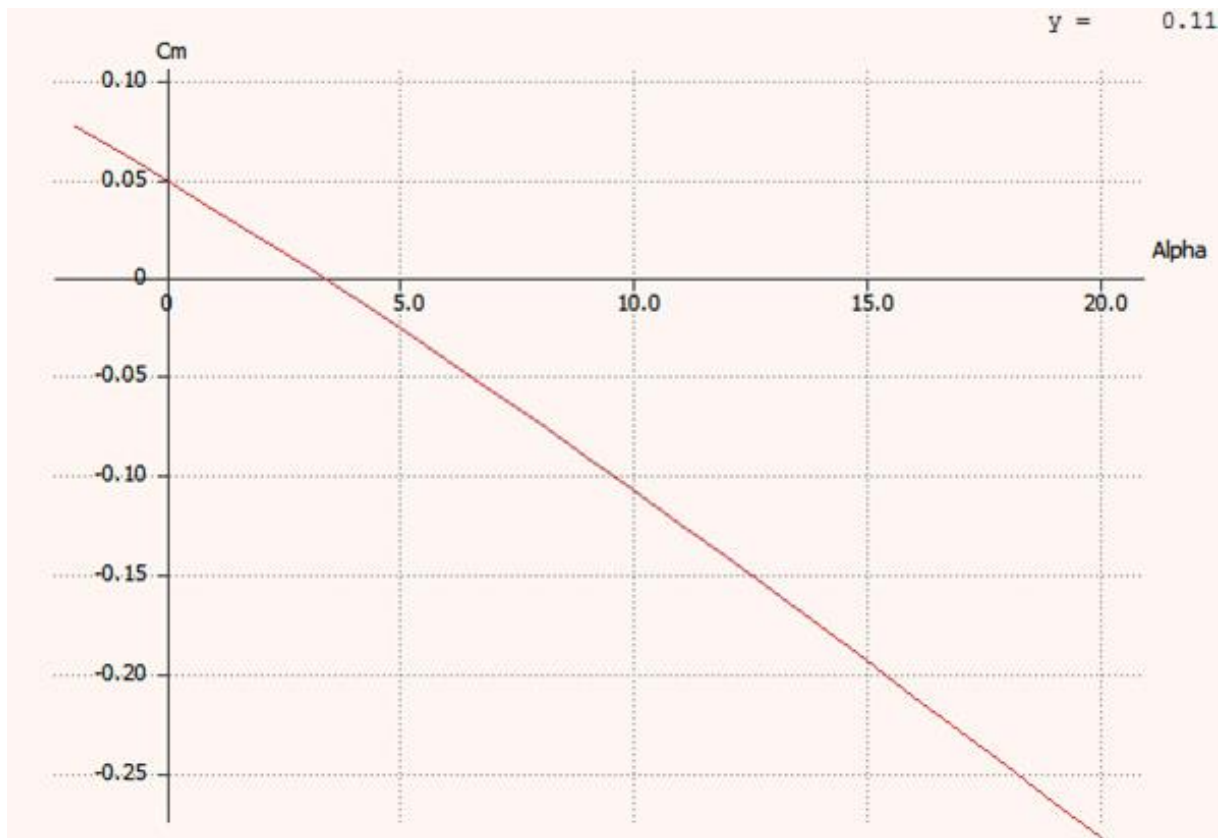
Trup zrakoplova i ostatak teških sustava zamijenjeni su točkastim masama zbog aproksimacije momenata tromosti.

Analiza uzdužne i poprečne stabilnosti izvršena je s podacima prikazanim u tablici:

Tablica 1. Izračun položaja težišta i momenata tromosti

Ukupna masa=Volumen+točke mase			
Težište		Inercija u okviru težišta	
Ukupna masa	2.370 [kg]	I_{xx}	0.06950 [kg*m ²]
X_težište	-10.415 [cm]	I_{yy}	0.09588 [kg*m ²]
Y_težište	0.000 [cm]	I_{zz}	0.15724 [kg*m ²]
Z_težište	-1.394 [cm]	I_{xz}	-0,01698 [kg*m ²]

Prvo je izvršena analiza kratkoperiodičkog gibanja po uzdužnoj osi. Za stabilnost je osnovni preduvjet negativan koeficijent smjera krivulje koja povezuje napadni kut i koeficijent momenta C_m (Slika 16.).



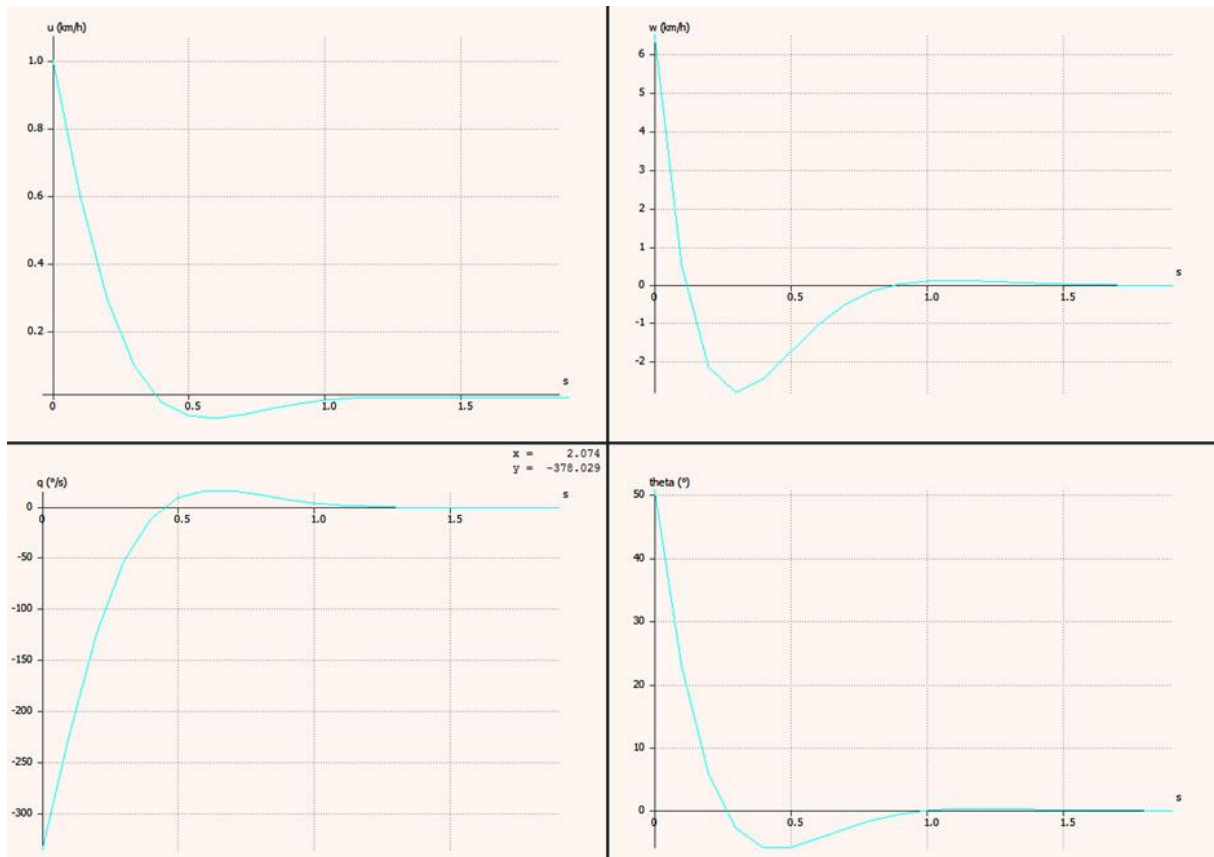
Slika 16. Preduvjet za analizu stabilnosti zrakoplova

Prikazana je je analiza kratkoperiodičke uzdužne stabilnosti letjelice (Slika 17.). X os predstavlja ravnotežni položaj.

Dinamička stabilnost je tendencija vraćanja letjelice nakon djelovanja poremećaja u početni položaj prateći neku zakrivljenu putanju s promjenama ubrzanja. Uvjet dinamičke stabilnosti letjelice je statička stabilnost. Dinamička stabilnost očituje se u oscilacijama koje se prigušuju u više ponavljanja dok se letjelica u potpunosti ne vrati u početni položaj. Bitni element pri određivanju stupnja stabilnosti je faktor prigušenja ζ (zeta). Ovisno o vrijednosti faktora prigušenja, oscilacije mogu biti:

1. preprigušene ($\zeta > 1$),
2. kritično prigušene ($\zeta = 1$),
3. potprigušene ($0 < \zeta < 1$),
4. neprigušene ($\zeta = 0$)
5. u potpunosti nestabilne ($\zeta < 0$).

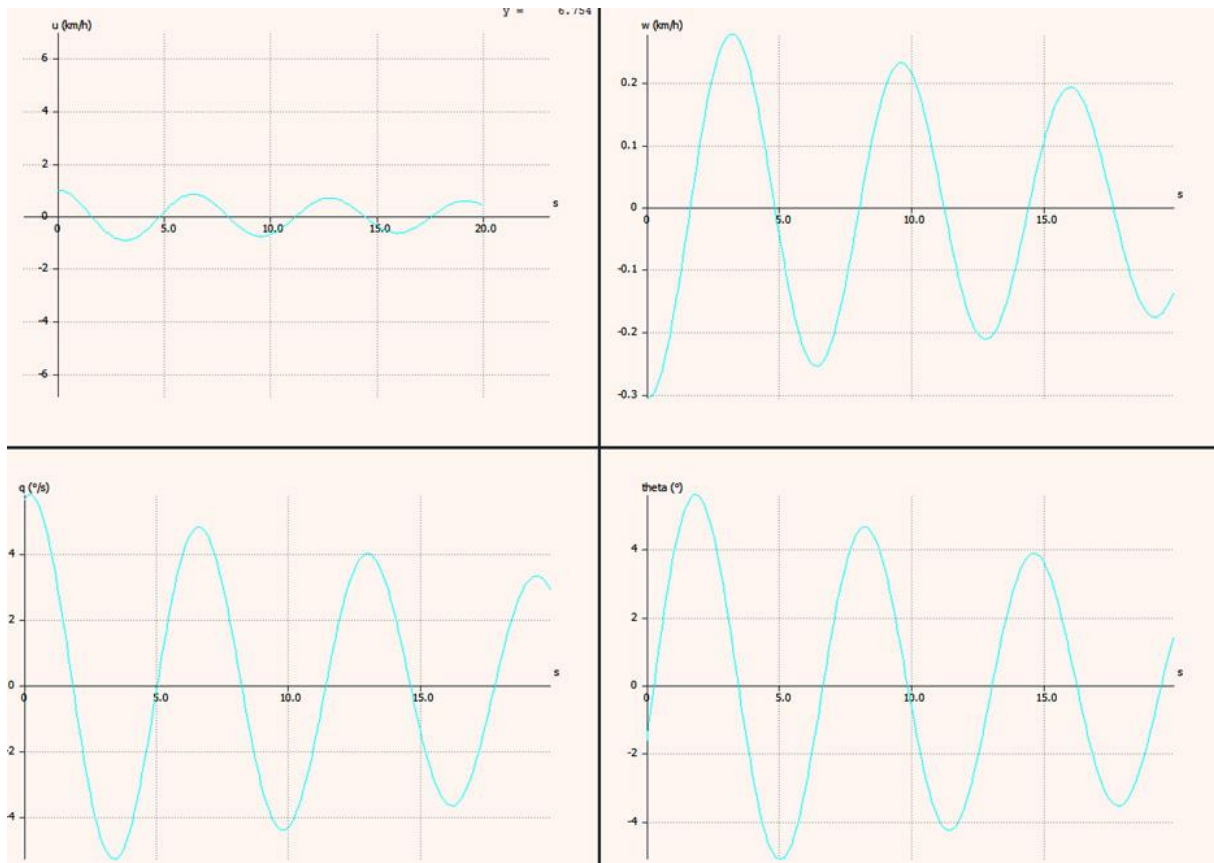
Uzdužno gibanje zrakoplova bez djelovanja na komande (eng. *stick fixed*) ima prigušenje $\zeta = 0.721$, što je vrlo obećavajuća vrijednost. Također je vidljivo da je potrebno nešto manje od jedne sekunde za vraćanje zrakoplova u ravnotežno stanje nakon uzdužnog poremećaja.



Slika 17. Kratkoperiodična uzdužna stabilnost zrakoplova

Dugoperiodično longitudinalno gibanje je stabilno, što je vidljivo iz vrijednosti prigušenja $\zeta = 0.029$ (Slika 18.). Niska vrijednost frekvencije i amplitude ukazuje povoljno ponašanje dugoperiodičnog gibanja.

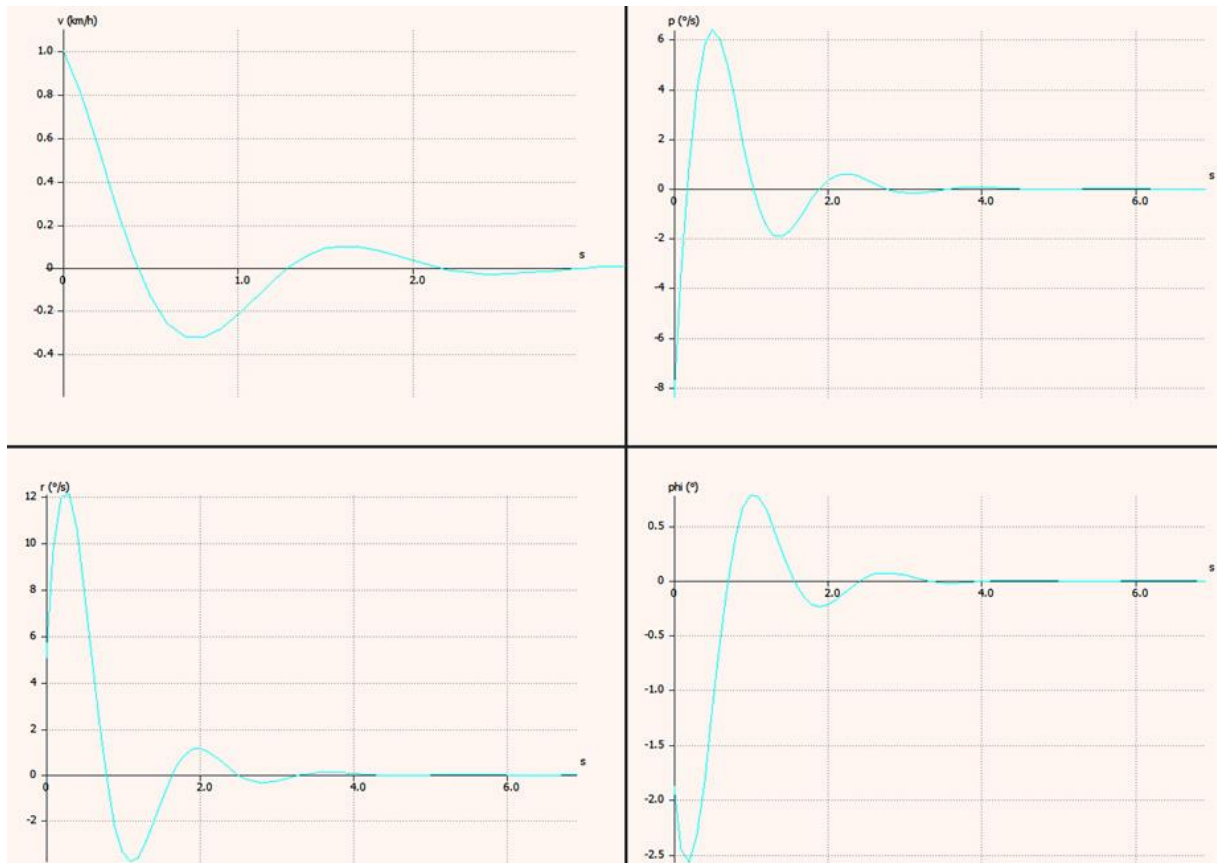
Postupak otkrivanja i smanjenja dugoperiodičkog gibanja pripada u eksperimentalnu proceduru. Letjelica će letjeti horizontalno na određenoj visini i na nekoj srednjoj brzini, između brzine sloma uzgona i maksimalne moguće brzine. Maksimalna moguća brzina je srednja vrijednost brzina zbog oscilacija u brzini prema manjim i većim brzinama. Sljedeći korak je komandom kuta propinjanja zadati veći kut i tako smanjiti brzinu i kratko nakon toga zadati početni kut propinjanja. Letjelica će oscilirati ili neće, taj podatak će se otkriti u testu. Bilježiti će se vrijednosti brzine tijekom oscilacija ali i ukupno vrijeme u oscilacijama sve do povratka u početno stanje. [6]



Slika 18. Dugoperiodična uzdužna stabilnost zrakoplova (eng. *Phugoid*)

Analiza kratkoperiodične lateralne stabilnosti (eng. *Dutch Roll*) pokazuje prigušeno gibanje uz vrijednost prigušenja $\zeta = 0.354$ (Slika 19.). To je očekivano zbog malog kraka između vertikalnog repa i težišta, kao i zbog kombinacije visokih krila i dihedralnog kuta. Ako se pri probnim letovima ponašanje pokaže problematično, povećat će se površina vertikalnog repa. Zbog planiranog korištenja elektroničke stabilizacije zrakoplov će efektivno imati prigušivač skretanja uslijed Dutch Roll-a (eng. *Yaw Damper*).

Na kraju bitno je naglasiti da je *XFLR5* besplatni softver za dizajniranje jedrilica na daljinsko upravljanje i kao takav ne garantira nikakvu točnost.



Slika 19. Kratkoperiodička lateralna stabilnost

2.5. Performanse

Performanse letjelice mogu se odrediti s dovoljnom točnošću koristeći se zakonima fizike koji se na njih mogu primijeniti. Međutim, s obzirom na to da je u procesu dobivanja performansi letjelice u pitanju velik broj nepoznanica, čistim analitičkim metodama nije moguće dobiti potpunu sliku performansi. Upravo zbog toga pribjegava se testiranju letjelice po određenim fazama na tlu i u zraku kako bi se odredile performanse po fazama leta. [6]

Testiranje performansi letjelice vrši se u nekoliko faza:

1. faza testiranja osnovnih letnih karakteristika;
2. faza testiranja stabilnosti i upravljivosti;
3. faza eksperimentalnog određivanja performansi zrakoplova.

Treća faza prikazana u ovom poglavlju je za ovaj rad najbitnija, a odnosi se na pretpostavljene performanse koje su postavljene prije fizičke izgradnje bespilotne letjelice kao zadani ciljevi performansi letjelice.

2.5.1. Mjerenje brzine

Bespilotna letjelica ima ugrađenu Pitot-statičku cijev koja mjeri zaustavni i ukupni tlak, a njihovom razlikom dobiva se dinamički tlak, odnosno brzina zrakoplova. Cijev se nalazi na nosu zrakoplova i dovoljno je odmaknuta od površine letjelice kako bi na nju nailazila neremećena struja zraka i kako bi se smanjio utjecaj vanjskih čimbenika na njezin piezoelektrični senzor.

$$Pd = \frac{1}{2} \rho V^2 \quad (2.4)$$

ρ – gustoća zraka

V – brzina neporemećene struje zraka ili brzina modela

Mjerenje će se prvo vršiti prilikom rulanja letjelice po podlozi, radi provjere ispravnosti Pitot-statike i usporedbe dobivenih podataka s podacima o brzini koji su proračunati korištenjem programa *XFLR5*. Nakon provjere ispravnosti Pitot-statičkog sustava, vršit će se mjerenje prilikom zaleta letjelice do točke neposredno prije odvajanja od podloge kako bi se utvrdila minimalna brzina za odvajanje od podloge. Minimalna brzina za odvajanje utvrđivat će se u konfiguraciji kada je letjelica opremljena svom mjernom opremom za misiju za koju će biti namijenjena, ali i kada će imati samo ono najnužnije od opreme za polijetanje i slijetanje.

Sljedeća brzina koja će se utvrditi jest minimalna brzina koju je potrebno održavati za horizontalni let, a posljedično tome i maksimalna brzina koju motori letjelice mogu razviti, također u domeni horizontalnog leta. S obzirom na to da letjelica ima omjer snage i težine između 0.8 i 0.9 naprema 1, očekuje se da će dobivene vrijednosti brzine premašiti proračunate u računalnom programu *XFLR5*, prvenstveno zbog ugradnje jačih motora i elisa boljih iskoristivosti od prvotno planiranih.

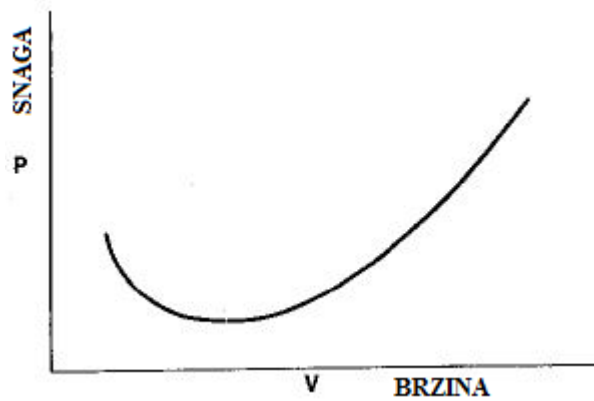
Potrebno je utvrditi i brzinu za stabilan prilaz letjelice kako bi u kasnijoj fazi razvoja letjelica mogla sletjeti samostalno. Pixhawk autopilot podržava funkciju samostalnog slijetanja letjelice (eng. *autoland*). Brzina u prilazu utvrđivat će se simulacijom uvjeta u prilazu, pri maloj visini.

Sva ispitivanja performansi bit će odrađena u stabilnim atmosferskim uvjetima, pri nikakvom ili slabom vjetru, bez padalina ili ostalih nepovoljnih meteo uvjeta.

2.5.2. Otpor i potrebna snaga

Otpor letjelice nije moguće u potpunosti proračunati u programu *XFLR5* koji se koristio za proračun performansi letjelice, već ga je potrebno dobiti eksperimentalno. Kada se spominje otpor, prvenstveno se misli na parazitni otpor – otpor pojedinih dijelova konstrukcije letjelice, odnosno razlike tlakova ispred i iza dijelova konstrukcije. Naime, program ne podržava proračune uračunavajući utjecaj trupa letjelice, kao ni proračune parazitnog otpora zbog toga što tretira sve površine letjelice kao beskonačno jednake. Također, specifičnost letjelice je i kanard konfiguracija gdje se upravljačke površine dubine nalaze ispred težišta letjelice stoga je i taj podatak potrebno uzeti u konačni proračun. [6]

Tijekom ispitivanja naglasak će biti na utjecaju trupa na ukupni otpor letjelice i usporedbi dobivenih podataka iz računalnog programa s mjerenim podacima. Mjerenje će biti napravljeno tako da će u letjelici biti utovarena sva potrebna oprema za let. Letjelica će se popesti na ispitnu visinu koja će biti određena za test gdje će letjeti pri različitim brzinama uz tek toliko snage da može održavati horizontalni let na postavljenim brzinama. Tako raspoloživa snaga motora letjelice bit će jednaka potrebnoj snazi motora za postavljenu brzinu na ispitnoj visini. Podaci koji će se uz prethodno navedene bilježiti su: vanjska temperatura, visina po gustoći u vrijeme testa, okretaji motora.

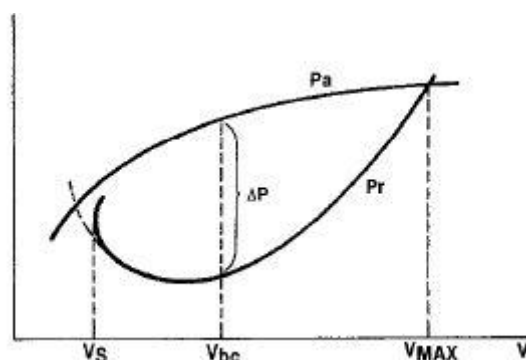


Slika 20. Očekivani izgled krivulje potrebne snage, [6]

Na kraju samog testa i prilikom proračuna koristeći dobivene podatke, očekuje se izgled krivulje potrebne snage kao što je prikazan na (Slika 20.). Ovisnost potrebne snage o brzini očituje se u povećanju potrebne snage pri povećanju brzine leta. Krajnje lijeva pozicija krivulje predstavlja brzinu sloma uzgona i pripadajuću postavku snage za istu. [6]

2.5.3. Performanse u penjanju

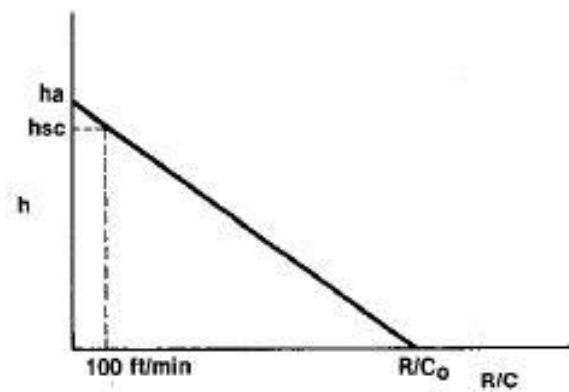
S obzirom na to da je sposobnost penjanja letjelice bitna, a odražava se na ukupnu kvalitetu performansi, potrebno je istu i odrediti. Brzina penjanja najviše ovisi o višku snage letjelice, stoga će određivanje brzine penjanja biti napravljeno ovisno o raspoloživoj snazi (Slika 21). [6]



Slika 21. Odnosi raspoložive snage i potrebne snage, [6]

Letjelica pri razini mora imati najveći višak snage, odnosno najveću raspoloživu snagu za penjanje, ali i najveću brzinu penjanja. Brzina penjanja smanjuje se porastom visine kao posljedica smanjenja raspoložive snage. Za očekivati je da će se na određenoj visini brzina penjanja smanjiti na nulu jer letjelica više neće imati viška snage za penjanje već će svu raspoloživu snagu koristiti za održavanje horizontalnog leta. Ta visina zove se plafon leta (Slika 22).

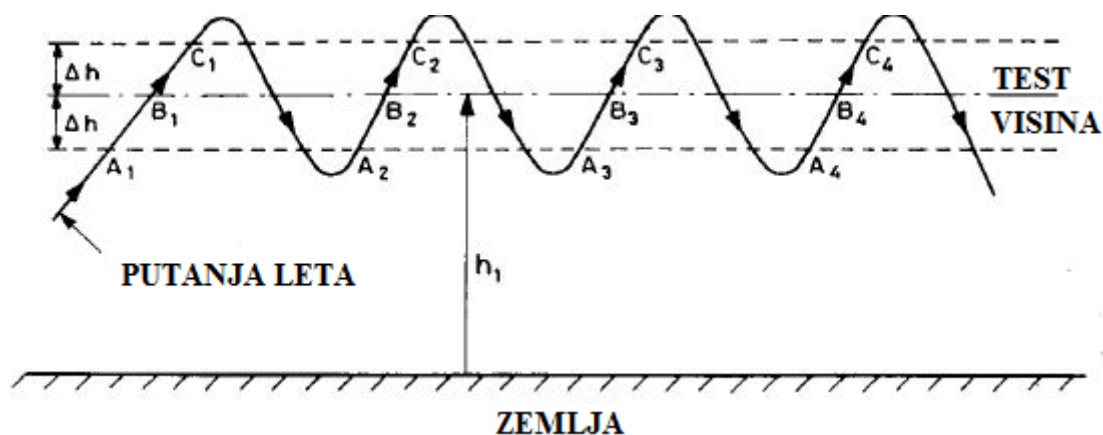
Brzina pri kojoj je najveći višak snage zove se brzina za najbolje penjanje (eng. *Best climb speed*). Na grafu (Slika 20.) označena je s V_{bc} . Brzina V_s označava brzinu sloma uгона. [6]



Slika 22. Ovisnost brzine penjanja o visini, [6]

Za testiranje plafona leta bespilotne letjelice, potrebno je mjeriti brzine penjanja modela, pri različitim brzinama, za nekoliko različitih visina. Kada se maksimalna brzina penjanja pri spomenutim visinama stavi na graf, maksimalna brzina penjanja na os apscisu, a visina na os ordinatu u odnosu na visinu, očekuje se rezultat kao graf sa (Slika 21.).

Testiranje u letu za određivanje brzine penjanja bazira se na metodi penjanja po zupcima (eng. *sawtooth*). Kod metode penjanja po zupcima potrebno je kroz seriju kratkih vremenskih penjanja kroz pojas iste barometarske visine bilježiti brzine penjanja letjelice (Slika 23.). [7]



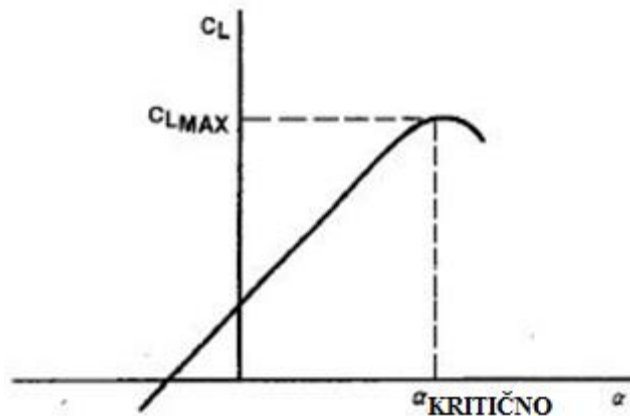
Slika 23. Metoda penjanja po zupcima,

2.5.4. Brzina sloma uzgona i koeficijent uzgona

Brzina sloma uzgona dobit će se eksperimentalno u horizontalnom letu na određenoj visini u mirnim atmosferskim uvjetima.

Letjelica će letjeti pri minimalnoj snazi gdje će se postepeno povećavati kut propinjanja. Kut propinjanja će se povećavati sve dok ne dođe do sloma uzgona. Prilikom sloma uzgona doći će do odvajanja strujnica od gornjake krila i letjelica će krenuti u poniranje. Za razliku od klasične izvedbe zrakoplova kod kojih su upravljačke površine dubine iza težišta, kod letjelice koji ima kanard konfiguraciju poniranje će trajati znatno kraće zbog upravljačkih površina dubine ispred težišta. Iz tog razloga letjelica će se prije ustabiliti i izgubiti manje visine pri oporavku kod sloma uzgona za razliku od klasične izvedbe zrakoplova. Prilikom ovog testa potrebno je uz što manje oscilacije i uz što manju promjenu dubine letjelicu održavati horizontalno na istoj visini do sloma uzgona. Bilježit će se brzina letjelice netom prije sloma uzgona i u trenutku kada letjelica počne ponirati uslijed sloma uzgona. Isti proces ponovit će se za sve najčešće korištene konfiguracije letjelice, ovisno o namjeni

Primjer klasičnog izgleda krivulje koeficijenta uzgona C_L i napadnog kuta α nalazi se na (Slika 24.).



Slika 24. Izgled klasičnog grafa ovisnosti koeficijenta uzgona o napadnom kutu, [6]

Nakon testa i eksperimentalno dobivenih vrijednosti, očekuje se slična krivulja na grafu $C_L - \alpha$. Područje odmah nakon maksimalne vrijednosti koeficijenta uzgona na grafu predstavlja napadni kut sloma uzgona. Slom uzgona dogodit će se postepeno, kao što je vidljivo i na grafu, nakon maksimalne vrijednosti koeficijenta uzgona ne dolazi do naglog pada krivulje. Početak sloma uzgona dogodit će se kod korijena krila blizu stražnjeg brida i dalje će se širiti prema vrhu krila. Takav ishod je zapravo željeni ishod jer se tako izbjegava slom uzgona kod upravljačkih površina na krilu, krilaca. Kada bi slom uzgona krenuo od vrha krila prema korijenu, krilca bi izgubila svoju efikasnost i letjelica bi postala u potpunosti neupravljiva. [6]

2.5.5. Performanse u zatrčavanju

U teoriji, svaki zrakoplov može letjeti čim je njegova brzina veća od brzine sloma uzgona. Prema tome, čim se dosegne brzina veća od brzine sloma uzgona u zatrčavanju, letjelica bi se trebala odlijepiti od podloge i uzletjeti. Realističniji i daleko češći način je rotacija pri nešto većoj brzini od brzine sloma uzgona, i to na $1.2V_s$. Kod zatrčavanja bitno je imati podatak o potrebnoj duljini podloge na kojoj se letjelica zatrčava.

Performanse u zatrčavanju dobit će se eksperimentalno. Letjelica će se s podloge konačne duljine (do 50 m) zatrčavati pri punoj snazi u konfiguraciji kada ima samo potrebnu opremu za let, a i u slučaju kada ima svu opremu, odnosno pri maksimalnoj masi za polijetanje.

Ispitivanje će se vršiti pri mirnim atmosferskim uvjetima, bez padalina i vjetra, a podloga će biti označena u inkrementima po 10 m do konačne duljine. Na provedenom testu vidjet će se je li letjelici uopće potrebna puna snaga za uzlijetanje. Ako se utvrdi da nije, potrebno će biti utvrditi koja je minimalna snaga potrebna za određenu konfiguraciju letjelice da bi u nekoj razumnoj duljini, predviđeno do 50 m, uzletila i imala dovoljnu upravljivost i brzinu kao i visinu za nadvišavanje svih prepreka. [6]

Dakle, testiranje će se vršiti pri zatrčavanju bez prepreke i uz simulaciju prepreke na kraju terena za polijetanje. Bitno je dobiti podatak o brzini u penjanju, postavci snage motora, brzini penjanja i prijađenoj udaljenosti do prepreke.

Testiranje će se obaviti na nekoliko različitih vrsta podloga za uzlijetanje:

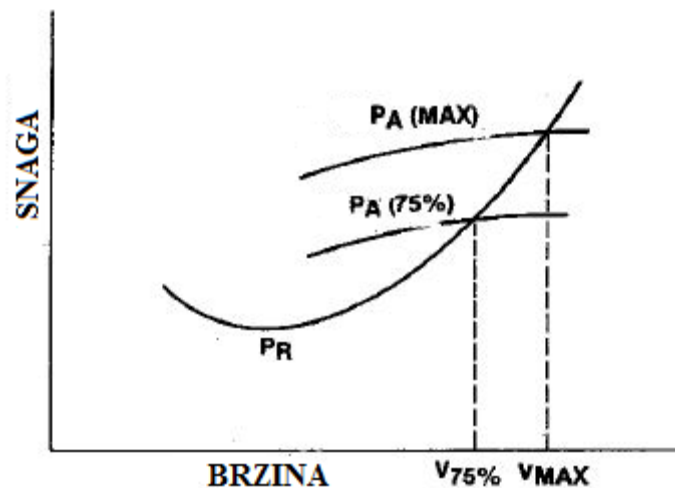
1. presvučena podloga (beton, asfalt);
2. travnata podloga;
3. zemljana podloga (sitni šljunak, usitnjena zemlja).

Letjelica je ograničena svojim stajnim trapom i nije moguće polijetanje s grubljih podloga.

S aspekta podloga, potrebno je uzeti u obzir osim vrste podloge i nagib podloge. On će imati pozitivan ili negativan utjecaj na duljinu zatrčavanja.

2.5.6. Maksimalna brzina

Proračun maksimalne brzine napraviti će se eksperimentalno, testiranjem letjelice u zraku. Maksimalna brzina u horizontalnom letu javlja se u točki na (Slika 25.) gdje se sijeku krivulje potrebne P_R i raspoložive snage P_A . [6]



Slika 25. Graf potrebne i raspoložive snage, [6]

Proračun za maksimalnu brzinu napraviti će se za fazu krstarenja pri punoj snazi. Prije održavanja testiranja, potrebno je provjeriti kolika je potrošnja struje pri toj postavci i dolazi li do pregrijavanja ESC-ova (eng. *Electronic Speed Controller*, ESC). Ako je odgovor potvrđan, mora se odabrati manja postavka snage za simulaciju faze krstarenja.

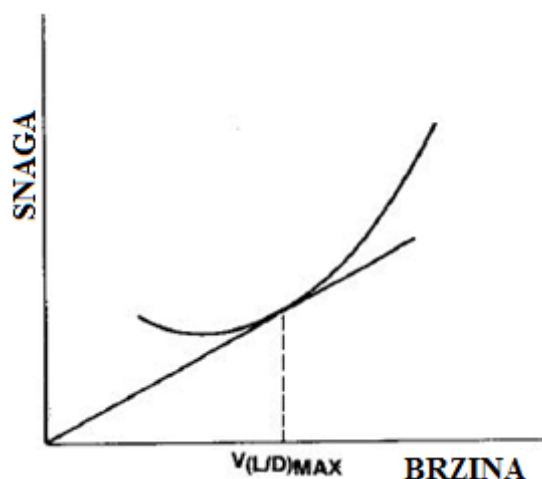
Letjelica će letjeti na odabranoj visini gdje će se simulirati krstareća faza leta. Letjet će horizontalno s punom snagom i bilježit će se porast brzine do maksimalne vrijednosti. Da bi test performansi bio uspješan, treba osigurati minimalne devijacije oko sve tri osi letjelice. Postići će se programiranjem autopilota letjelice tako da održava zadanu putanju, visinu leta i da su krila što dulje horizontalno postavljena u neutralnom položaju. S aspekta stvari na koje se ne može utjecati, potrebno je da su i atmosferske prilike što bolje, dakle bez vjetrova, padalina ili ikakvih drugih meteoroloških poremećaja. Prilikom testiranja maksimalne brzine od ključne važnosti je mirnoća okolnog zraka kako ne bi došlo ni do kakvih poremećaja oko ikoje osi zrakoplova. Prije početka testa, treba isprobati letjeti na odabranoj testnoj visini i uvjeriti se da nema nikakvih vertikalnih i lateralnih tendencija letjelice prilikom leta, to jest da letjelica održava programirane naredbe. [6]

Što se mase letjelice tiče, ona mora biti što bliža maksimalnoj masi za najzahtjevniju misiju. Međutim, varijacije od 10% na maksimalnu masu su dozvoljene i ne bi smjele imati velikog utjecaja na konačni ishod jer masa utječe na inducirani otpor koji ima vrlo malu vrijednost pri maksimalnoj brzini.

2.5.7. Dolet

Maksimalna udaljenost koju letjelica može prijeći ovisit će o broju baterija, njihovom naponu, propelerima koji se koriste, masi, visini i brzini pri kojoj se određuje dolet.

Brzina pri kojoj je dolet maksimalan zove se brzina za najbolji dolet. Pri toj brzini nalazi se finesa letjelice, odnosno omjer koeficijenta uzgona C_L i koeficijenta otpora C_D je maksimalan. Brzina za najbolji dolet grafički se može očitati tako da se u dijagramu snage i brzine povuče tangenta iz ishodišta na krivulju snage. Okomito ispod mjesta dodira tangente i krivulje očita se brzina za najbolji dolet (Slika 26). [6]



Slika 26. Brzina za najbolji dolet, [6]

Gore spomenuta metoda najčešće se koristi za očitavanje brzine za najbolji dolet. Gledajući s drugog aspekta, brzina za finesu letjelice u teoriji bi trebala biti manja od brzine krstarenja. Nadalje, za najbolji dolet potrebno je letjeti na određenoj postavci snage i pri odgovarajućoj brzini, ali i pri točno određenom kutu propinjanja. S obzirom na to da je održavanje kuta propinjanja u stupanj gotovo nemoguće, potrebno je održavati kut propinjanja uz što manje oscilacije. [6]

Za proračun performansi doleta potrebna je eksperimentalna procedura. Procedura sadrži let na točno određenim postavkama snage, na primjer 75%, 65%, odnosno na maksimalnoj dozvoljenoj postavci snage i na postavci snage u krstarenju. U tim režimima prati

se potrošnja struje iz baterija koja će dati vrijeme koje letjelica može provesti u tom režimu pri brzini koja se razvije pri okretajima motora koje taj režim daje.

Letjelica će sa skroz napunjenim baterijama poletjeti te se popesti do visine krstarenja. Pri dostizanju visine krstarenja prebacit će se izvor električne energije na bateriju koja nije korištena i koja je u potpunosti napunjena. Tako se osigurava preciznije mjerenje. Letjelica će letjeti pogonjena drugom baterijom sve dok se napon baterije ne smanji na minimalan. Mjerit će se vrijeme provedeno na drugoj bateriji i potrošnja električne energije iz iste.

U slučaju nemogućnosti izvedbe električnog sustava s dva nezavisna izvora, koristit će se samo jedna baterija od polijetanja do slijetanja, ali uz bitnu napomenu da cijela faza krstarenja mora biti daleko vremenski dulja kako bi faze polijetanja i slijetanja predstavljale zanemariv dio u cijelom vremenskom rasponu testiranja.

Treba spomenuti da se masa mora održavati unutar 10% od maksimalne dozvoljene mase tijekom cjelokupnog testiranja. Testiranje se obavlja u što mirnijim atmosferskim uvjetima i na više različitih visina leta.

3. IZRADA KONSTRUKCIJE LETJELICE

Pri izradi konstrukcije letjelice važno je pažljivo odabrati prikladane materijale koji će zadovoljiti sve uvjete koji su se postavili prije izrade. Važno je voditi računa o svojstvima odabranih materijala koja trebaju biti prikladna za izradu pojedinih dijelova letjelice.

U ovom poglavlju tako su prikazani materijali odabrani za izradu pojedinih dijelova konstrukcije letjelice gdje su navedeni razlozi odabira baš tih materijala. Nadalje, objašnjen je način rada s odabranim materijalima te je objašnjen i način na koji su se materijali upotrijebili za pojedine dijelove konstrukcije letjelice s konačnim prikazom samih rezultata.

3.1. Kompozitna konstrukcija bez kalupa i izrada trupa i krila

Kompozitna tehnologija često je primjenjiva u zrakoplovstvu zbog dobrih mehaničkih svojstava koje materijali dobivaju kombinacijom velike čvrstoće i izdržljivosti u komparaciji sa svojom masom i brojem ciklusa u eksploataciji. Ovakva tehnologija sastoji se od ljepila u obliku epoksidne smole i ojačanja u obliku raznih vrsta pletiva (Slika 27). Odabir epoksidne smole je takav jer podržava veće temperature i ne gori, a smola je laka i kruta kada se osuši. Vrste ojačanja su pletiva kao što su karbonska vlakna (Slika 28), staklena vlakna (Slika 29), *kevlar* vlakna (Slika 30) i njihova kombinacija. [8]



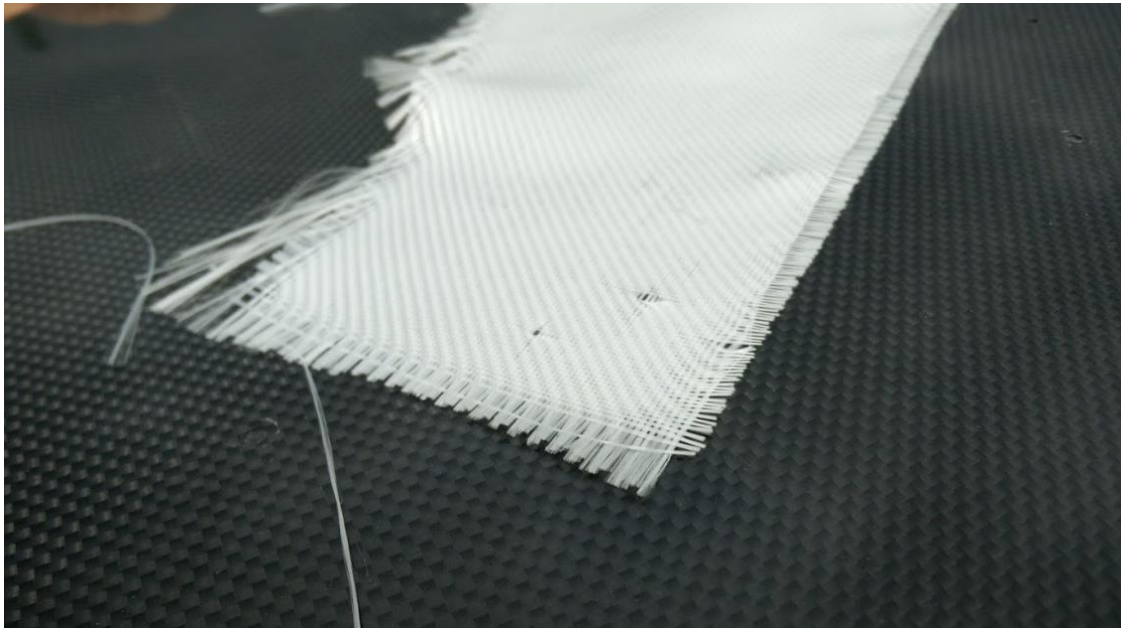
Slika 27. Epoksidna smola i vlakna, [9]

Tip vlakna koji se koristi ovisi o više faktora, od postupka izrade, financijske mogućnosti do odnosa dimenzije i čvrstoće komponenti. Staklena pletiva odlikuju se velikim stupnjem elastičnosti i niskim troškovima proizvodnje i lako je krojiti materijal prema željenim oblicima. Mana takvog pletiva je veća masa i niska čvrstoća. Ugljična vlakna kao konstruktivni element odlikuju se velikom čvrstoćom, malom masom i slabim elastičnim svojstvima. Nedostatak ugljičnih vlakana je velika cijena proizvodnje i kompliciran postupak krojenja. Zbog svojih svojstava koristi se generalno u područjima u kojima su koncentrirane velike sile i momenti, mjesta spojeva trup-krilo, spojeva trup-repne površine, ramenača krila i slično. *Kevlar* je tip tkanine koji u svojem konačnom kompozitnom stanju znatno podržava udarce i

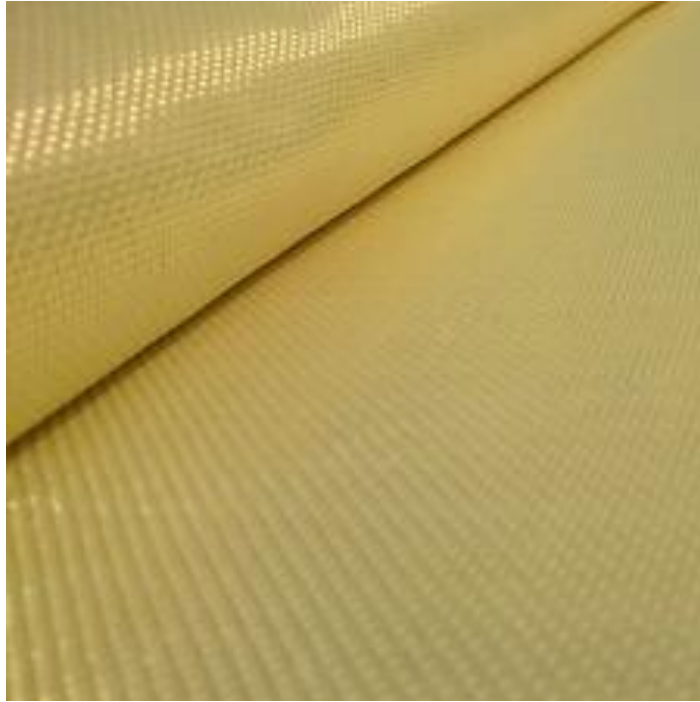
opterećenja. U slučaju deformacije ima svojstvo povratka u prvobitno stanje i koristi se na mjestima gdje se može očekivati udarac uslijed pada ili preopterećenja konstrukcije. Nedostatak pletiva je visoka cijena koja ograničava raširenu uporabu. [10]



Slika 28. Ugljična ploča lijevo, ugljična vlakna desno



Slika 29. Staklena vlakna



Slika 30. *Kevlar* vlakna, [11]

3.1.1. Postupak izrade kompozitnih materijala

So obzirom da kompozitna tehnologija sadrži pletiva i smole koje nisu čvrstog oblika od početnih faza izrade, postupak izrade dijeli se u tip izrade s kalupom (Slika 31.) i tip izrade bez kalupa. Odabir tipa pristupa ili izrade kompozita ovisi o broju proizvoda kojeg je potrebno proizvesti, utrošenom vremenu i financijskim sredstvima.

Postupak izrade s kalupom započinje izradom konačnog izgleda proizvoda ili komponente od materijala koji se lako oblikuje, kod amaterske gradnje česti materijal izbora je pjena jer je lako obrađiva i laka za nabavu. Također, minimalizira utjecaj greške i lagana je završna obrada površine materijala. Idući postupak je ispravljanje svih deformacija na površini proizvoda prije nanošenja voštanog ili uljanog premaza na sve segmente modela. Nakon nanošenja premaza koji služi kao sredstvo koje će onemogućiti direktan doticaj ljepila s modelom, nanosi se prvo sloj smole koji će ostvariti glatkoću površine kalupa stvarajući gotovo perfektan negativ modela. Prilikom stvrdnjavanja ljepila ili smole, nanose se slojevi stakloplastičnih vlakna zbog smanjenih troškova proizvodnje, i to u kombinaciji sa smolom kako bi se postigla čvrstoća i oblik kalupa. Dodatnim korištenjem vakuum sustava omogućuje se maksimalno prijanjanje slojeva vlakna kako međusobno tako i za model. Odvajanjem nanošenog kompozita na model dobivamo negativ koji je gotovo perfektan, pogreške glatkoće površine će uvijek biti prisutne kod amaterske gradnje, te se dodatnim tankim premazom negativa kalupa smolom i njegovim brušenjem eliminira bilo kakva defekcija glatkoće površine. Završnom obradom kalupa može se započeti izrada željenog kompozitnog proizvoda. Postupak je isti kao i kod izrade kalupa samo se sva radnja odvija na strani površine kalupa koja je bila u najbližem doticaju s početnim modelom. [12]



Slika 31. Ugljična vlakna postavljena u kalup, [13]

Postupak izrade kompozitne komponente bez kalupa temelji se na malom broju proizvedenih istih komponenti, generalno na jednom ili par proizvoda. Kao i kod postupka s kalupom potrebno je napraviti konačan izgled modela s mogućnošću modifikacije zbog dimenzija. Model se dovodi do željenog oblika i kvalitete površine na način da se nanose slojevi vlakana u kombinaciji sa smolom u broju slojeva koji ostvaruju željenu čvrstoću. Kod ovog postupka preporučuje se korištenje vakuum sistema jer se želi ostvariti što veća povezanosti između vlakana kako međusobno tako i s modelom ali i smanjiti potrebu kasnije obrade površine i uklanjanja nesavršenosti. Po završetku procesa stezanja smole, model koji je prije služio samo za zadavanje oblika sada može služiti i kao konstruktivni element stvaranjem ispune između dva sloja kompozitnog materijala. U principu se model uklanja zbog smanjenja mase i ostvarenja prostora za neke komponente proizvoda. Ovakav postupak se zove konstrukcija bez kalupa.



Slika 32. Staklena vlakna postavljena na trup letjelice

3.1.2. Prednosti i mane kompozitne konstrukcije bez kalupa

Proizvodnja kompozitnih komponenti bez kalupa odličan je način za uvođenje grupe ili pojedinca u izradu kompozita. Generalno, zasniva se na ojačanju već gotovog modela sa slojevima vlakana koja pojačavaju oblik dok smola služi kao vezivno i prijanjajuće sredstvo između vlakana i modela. Ono se odlikuje malom cijenom proizvodnje i jednostavnošću tehnologije izrade i vremenski je brže dok se kod postupka s kalupom uvodi jedan proces više koji nam služi samo za masovnu proizvodnju ili smanjenje vremena kasnije obrade površine. Ovakav postupak se često koristi kod eksperimentalnih letjelica jer je proces jeftiniji i brži.

Glavni nedostatak ovog postupka je u tome što je bez utjecaja naprednije tehnologije teško napraviti dvije identične komponente, dok se kod kalupa dobivaju poprilično ekvivalentne komponente zanemarive razlike. Drugi nedostatak je završna obrada površine. Neovisno koji se tip tkanine koristio, nesavršenost glatkoće površine uvijek će biti nazočna i stoga se mora nanositi dodatni sloj smole u mogućoj kombinaciji s mikrobalonima kako bi se postigla određena gustoća. Nanošenjem dodatne smole i njenim brušenjem dodaje se masa komponenti izrade ali i poravnavaju se sve prisutne nesavršenosti.



Slika 33. Izgled površine prije završne obrade kompozitne komponente, [14]

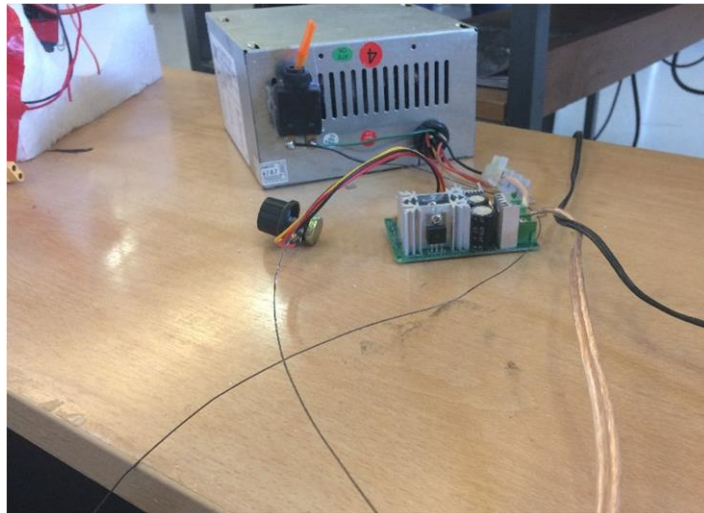


Slika 34. Izgled površine nakon završne obrade kompozitne komponente, [15]

3.1.3. Izrada trupa i krila

Prilikom izrade trupa letjelice i odabira materijala potrebno je razmatrati odnos čvrstoće i težine materijala. Izabrani materijal za izradu modela je stiropor, pojačan staklenim vlaknima (eng. *Fiberglass*) i međusobno povezan epoksidnom smolom (eng. *Epoxy resin*). Pojačavanjem stiropora staklenim vlaknima i epoksidnom smolom uvelike se povećava čvrstoća trupa, a masa se neznatno povećava.

Prilikom početka izrade, potrebno je odlučiti željeni promjer trupa. Zatim se u željenom promjeru izrade dvije šablone od drveta, koje služe kao uzorak prema kojem će se rezati stiropor za oblik trupa pomoću vruće žice (eng. *Hotwire*). Vruća žica je napeta tanka žica koja se zagrijava prolaskom struje kroz vodič (Slika 35.). Žica se ugrije na adekvatnu temperaturu pri kojoj lako topi stiropor. Proces rezanja stiropora za trup je sljedeći: na adekvatno debeli komad stiropora zalijepe se šablone, svaka s jedne strane. Potom se zagrije vruća žica, napne i prisloni na kružne šablone u obliku trupa. Ako se proces vrši ručno, potrebne su dvije osobe koje sinkronizirano vuku vruću žicu po okrugloj šablona u obliku trupa. Kada se odreže cijeli krug, višak stiropora sa svake strane otpadne, a ostane tuba stiropora u obliku šablone koja će daljnjim modifikacijama poprimiti oblik trupa. [16]



Slika 35. Alat za rezanje, vruća žica

Nakon izrađene tube stiropora, odnosno trupa, potrebno je zaobliti prednju stranu da trup poprimi aerodinamični oblik i smanji čeonu otpor (Slika 36.). Pošto je glavna namjena trupa skladištenje elektronike, baterija, komponenti i eventualnog tereta potrebno je izdubiti višak stiropora u sredini i centru trupa (Slika 37.). Odstranjivanje se vrši oštrom predmetom, ili zagrijanom lemlicom koja topi stiropor.



Slika 36. Trup modela s postavljenim kanardima

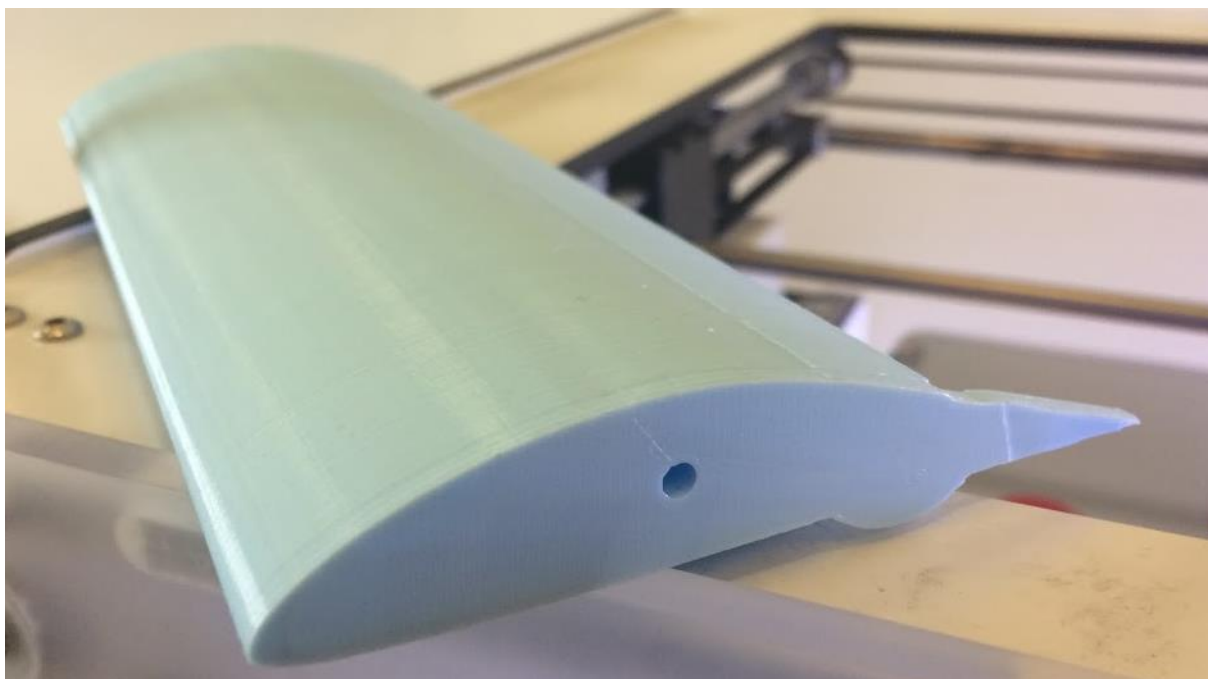
Kada se dobije željeni prostor unutar trupa za sve komponente, kreće se u izradu spojeva trup-krilo, trup-vertikalni stabilizator i trup-kanard. [17]



Slika 37. Unutrašnjost trupa

3.2. 3D tehnologija ispisa

Ovaj tip tehnologije omogućuje izradu odnosno ispis trodimenzionalnog fizičkog predmeta ili modela načinjenog u programu računala (Slika 38.). Prvi prototip 3D pisača napravljen je u Sjedinjenim Američkim Državama na Massachusettskom institutu za tehnologiju (eng. *Massachusetts Institute of Technology*, MIT). Koristeći ovu tehnologiju znatno se skraćuje vrijeme izrade modela, materijalni resursi te financijski segment projekta ne trpi velike troškove, a povisuje kvalitetu ispisanog modela. Područje primjene 3D tehnologije ispisa su: aerodinamika, arhitektura, dizajn, edukacija, modelarstvo, medicina, informatika, molekularna kemija i slično. [18]

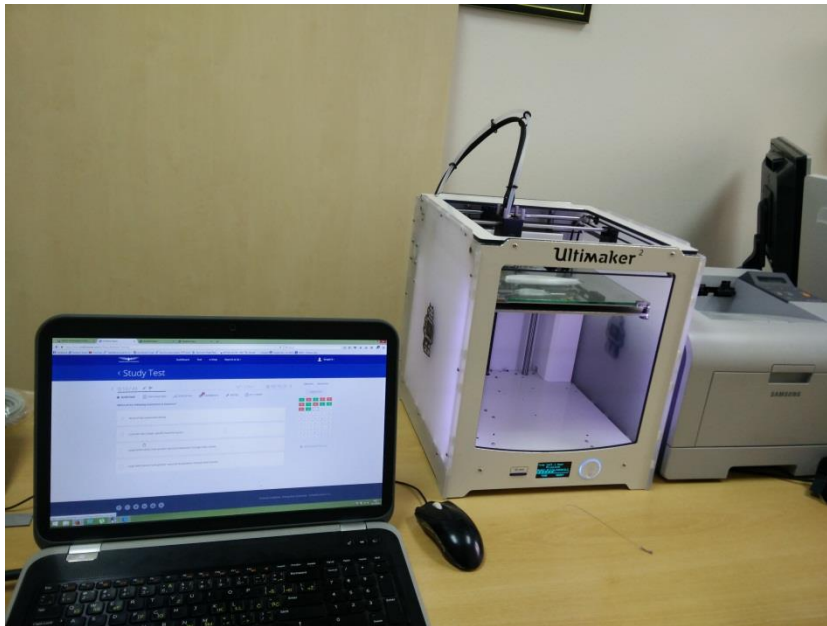


Slika 38. Komponenta ispisana 3D pisačem,

3.2.1. Dijelovi 3D ispisa i način rada

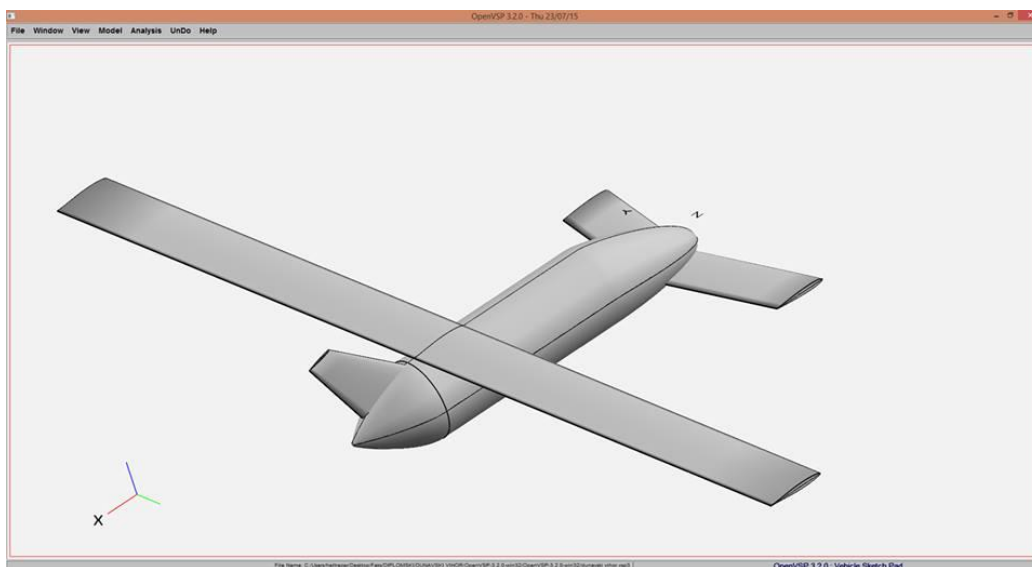
Osnovni dijelovi potrebni za izradu ispisanih modela se računalo sa softverskim CAD (eng. *Computer – aided design*, CAD) programom i uređaj koji ispisuje materijal od kojeg se model radi. CAD je najpoznatiji današnji program koji se koristi za računalno trodimenzionalno dizajniranje i predočavanje modela. Rad programa zasniva se na trodimenzionalnom povezivanju koordinata Kartezijevog koordinatnog sustava i time stvaranje modela u tri dimenzije (Slika 40.). Zasnivanje programa započeto je 70-ih kada su računala postajala sve jača što je omogućavalo sve više funkcija. Tim programom su tvrtke koje su bile temeljene radom na tehničkim crtežima ostvarivale manji gubitak, brži napredak u poslovanju i povećanje kvalitete usluge koje su pružale.

Uređaj koji trodimenzionalni računalni prikaz pretvara u fizički model zove se 3D printer ili pisac (Slika 39.). On radi na principu zagrijavanja posebnog plastičnog materijala zajedno sa sustavom elektromotora koji navode izvor zagrijane plastike – stvara se model. Sustav se sastoji od grijača, elektromotora, poluga za prijenos kretanja mlaznice za plastiku, kontrolne računalne ploče te zagrijane ploče na koju se model ispisuje. [18]



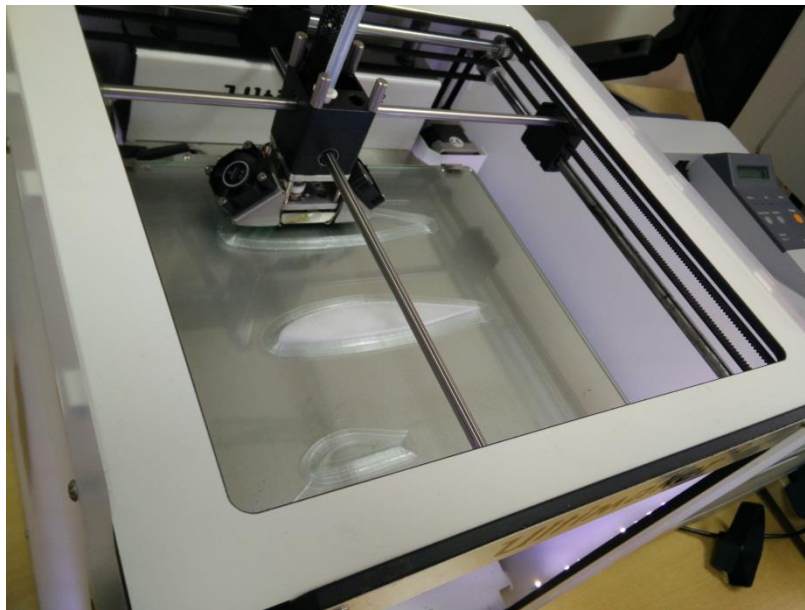
Slika 39. Izgled 3D pisača, Ultimaker² u sredini slike

Postupak izrade modela započinje dizajniranjem željenog oblika proizvoda ili modela u softverskom programu (Slika 40.).



Slika 40. Prikaz skice početnog izgleda letjelice u CAD programu

Nakon definiranog izgleda modela, putem žičanog ili vanjskog prijenosa podataka, računalo unutar pisača prepoznaje oblik modela i koordinate svih točaka modela. Priprema za ispis započinje zagrijavanjem staklene ploče na koju se prijanja plastika koja izlazi iz zagrijane mlaznice. Sustav elektromotora i poluga navodi mlaznicu po sve tri osi koordinatnog sustava s tim da započinje s najmanjom koordinatom po Z osi, a zatim povezuje sve točke u X i Y površini koje su povezane s odgovarajućom Z koordinatom (Slika 41.).



Slika 41. Kretanje mlaznice 3D pisača

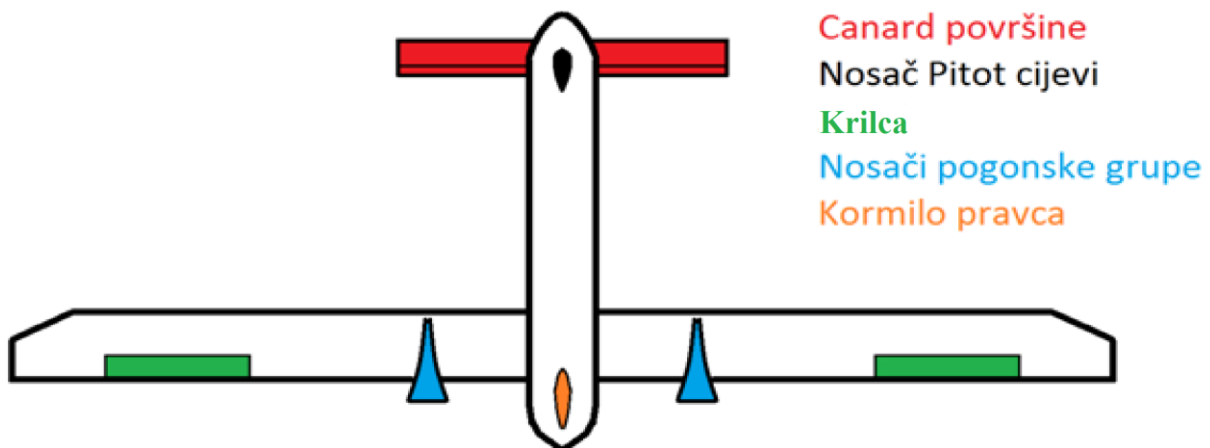
3.2.2. Prednosti 3D tehnologije

Glavna prednost ove tehnologije jest ubrzan proces izrade modela i moguće brze preinake u slučaju neispravnosti. Time se smanjuju troškovi ispitivanja, potrage za odgovarajućim oblikom komponente, kvalitetom dizajna i zamjene već postojećih komponenti koje je komplicirano i skupo proizvesti. Svojim napretkom već sad ima široku primjenu a kroz budućnost će imati još veću.

3.2.3. Ispisani dijelovi bespilotne letjelice

Kako bi pojedine komponente letjelice bilo lakše izvesti, napravljene su pomoću 3D pisača. Vremenski je kraće, modifikacije su lako izvedive i tehnički zahtjevi su zadovoljeni u zadovoljavajućem vremenskom periodu. Pojedine komponente potrebno je ojačati strukturalno povećanjem stupnja ispunjenosti što je stvar maksimalne čvrstoće za određenu masu, a CAD programom to je najlakše izvesti i potom pisačem ispisati, nego izvesti cijeli proces s kompozitom što bi oduzelo mnogo vremena i resursa.

Ispisani dijelovi letjelice su: kanard površine stabilizatora i pomičnih površina, krilaca, kormila pravca, nosača pogonske grupe i nosača Pitot cijevi. Uz navedene komponente ispisan je i nosač za ispitivanje letjelice koji omogućava njeno kretanje po sve tri osi oko težišta letjelice.



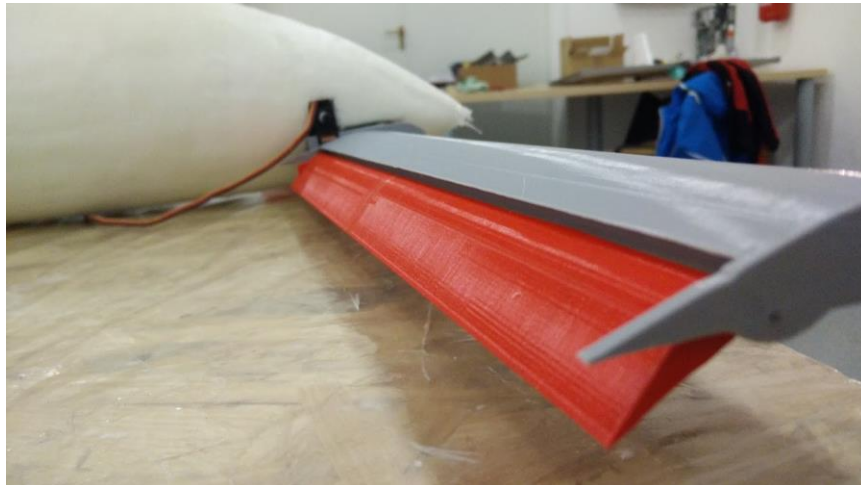
Slika 42. Ispisane komponente bespilotne letjelice

3.2.3.1. Kanard površine

Kanard površine (Slika 43.) su ispisane 3D tehnologijom jer su iznimno osjetljive na bilo kakve nepravilnosti jer su noseći dijelovi letjelice, dok je kod konvencionalnih letjelica samo krilo generalno noseća površina. Gledaju se standardni uvjeti gdje letjelici nije potreban otklon komandnih površina za pravocrtan let bez ubrzanja. Drugi razlog je to što ih je moguće

napraviti u segmentima što olakšava ispitivanje letjelice i moguće uklanjanje pojedinih dijelova kako bi se smanjio aerodinamički otpor i povećala učinkovitost i iskoristivost ostalih sustava letjelice, tako se povećava istrajnost baterije što rezultira većim doletom i istrajnošću letjelice. Osim aerodinamičkog otpora, moguće je utjecati na masu površina povećanjem ili smanjenjem stupnja ispunjenosti. Stoga je napravljeno više vrsta površina u svrhu ispitivanja i odabira optimalne.

Kanard je pojačan metalnom šipkom po svojoj lateralnoj osi, odnosno širini, da se spriječi uvijanje uslijed aerodinamičkih sila. Odabrani dizajn kanarda je statički kanard s pomičnim kormilom dubine, odnosno zadnjim bridom kanarda. Mjesto ugradnje kanarda uvelike utječe na upravljivost modela – što je dalje od težišta to je upravljivost veća. Prema tome, mjesto ugradnje kanarda je što bliže nosu letjelice. Time se osigurao što veći moment, a posljedično i veća upravljivost letjelice.

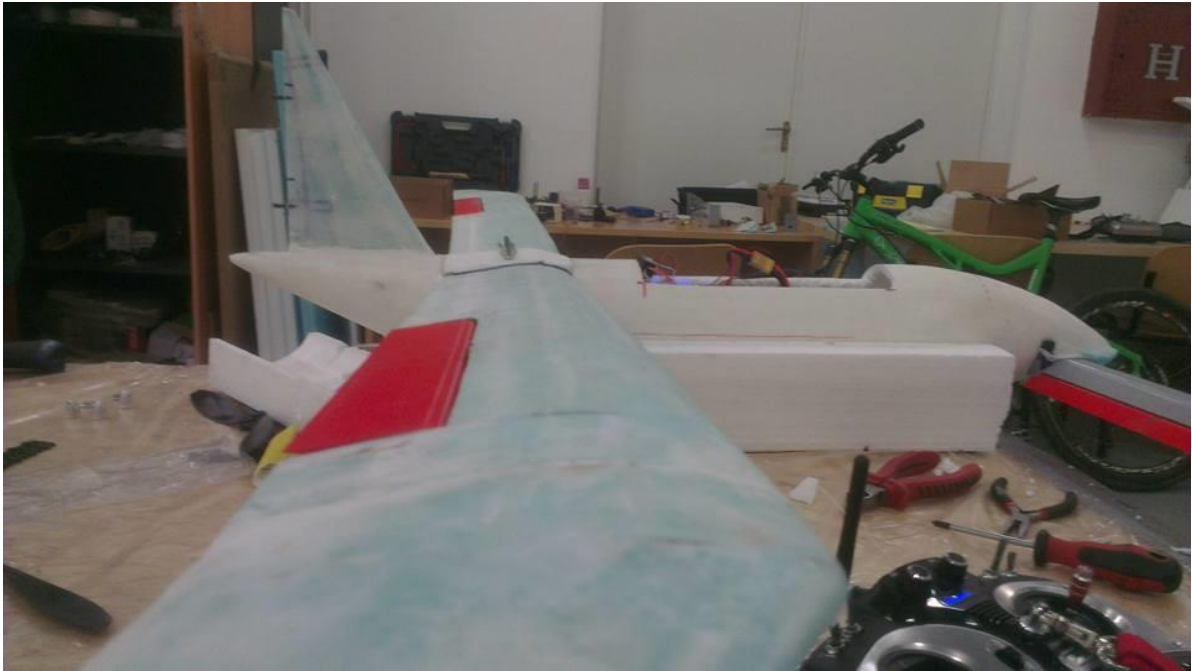


Slika 43. Ispisane Kanard površine s pripadajućim kormilom dubine

Spoj trup-kanard stoga je modularan, odnosno omogućuje brzu izmjenu kanarda jednostavnim odvrtnjem matice na kraju metalne šipke koja prolazi lateralno kroz kanard. Na taj način omogućena je brza izmjena radi ispitivanja različitih performansi većeg broja i različitih tipova kanarda.

3.2.3.2. *Krilca i kormilo pravca*

3D tehnologijom ispisana su krilca (Slika 44.) i kormilo pravca (Slika 45.). Površina je dizajnirana tako da prilikom instalacije i eksploatacije ima dovoljni kutni otklon kod velikih i malih brzina leta.



Slika 44. Ispisana krilca, crvene komponente

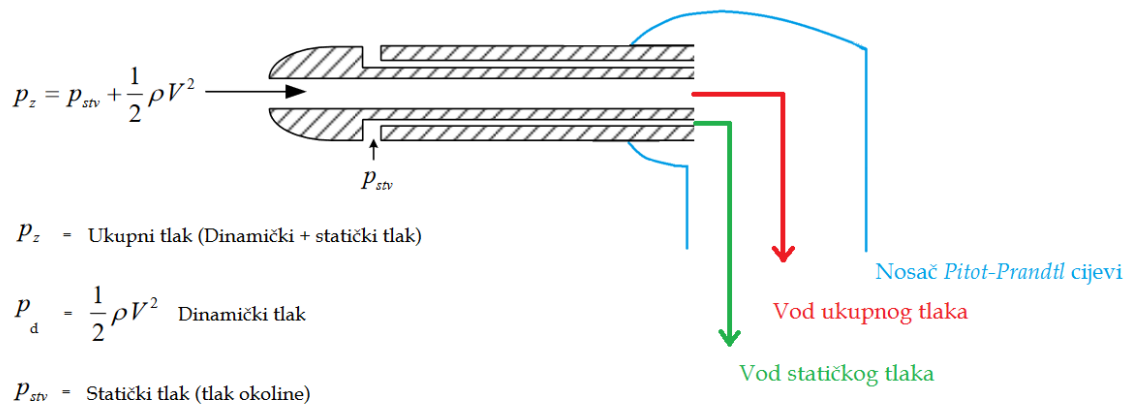


Slika 45. Ispisano kormilo pravca

3.2.3.3. Nosač Pitot cijevi

Pitot cijev se u zrakoplovstvu koristi za određivanje statičkog i ukupnog tlaka sa sonde ili cijevi. Ona ima otvor koji je usmjeren u struju zraka i kroz nju prima ukupan tlak. Uz rub cijevi nalaze se otvore koji su položeni paralelno sa strujom zraka a oni služe za određivanje statičkog tlaka. Obje veličine tlakova utječu na aneroidne kapsule gdje svaki tlak ima svoju zasebnu kapsulu i njihovim utjecajima može se mjeriti visina, brzina i brzina penjanja. Oduzimanjem statičkog tlaka od ukupnog tlaka, dobiva se dinamički tlak koji je prikazan kao brzina leta letjelice. Utjecaj statičkog tlaka kod promjene visine očituje se širenjem ili skupljanjem kapsule koja je povezana sa statičkim izvorom. Povećanjem visine kapsula širi, a smanjenjem visine kapsula se skuplja. Za mjerenje brzine penjanja koristi se druga zasebna kapsula koja ima maleni otvor na sebi za izjednačavanje tlakova. Kod promjene visine u kapsulu dolazi novi statički tlak, tlak na trenutnoj visini, koji prikazuje trenutnu brzinu promjene visine. Prilikom prestanka promjene visine, maleni otvor na kapsuli izjednačava

tlakove van i unutar kapsule i time dovodi razliku na nulu. Pitot cijev koja se koristi na letjelici ima mogućnosti određivanja samo brzine letjelice iz razloga što djeluje na bazi razlike ukupnog i statičkog tlaka (Slika 46.).



Slika 46. Poprečni presjek nosača Pitot-Prandtlove cijevi,

Izvor: [19]

Kako bi se dobili pouzdani rezultati, sonda se mora nalaziti u slobodnoj i neuznemirenoj struji zraka. To se ostvaruje korištenjem cijele duljine izloženosti sonde i njenim nosačem. Za najbolje i najefikasnije dosjede sonde i najčišću aerodinamičku konfiguraciju koristi se 3D pisac (Slika 47).



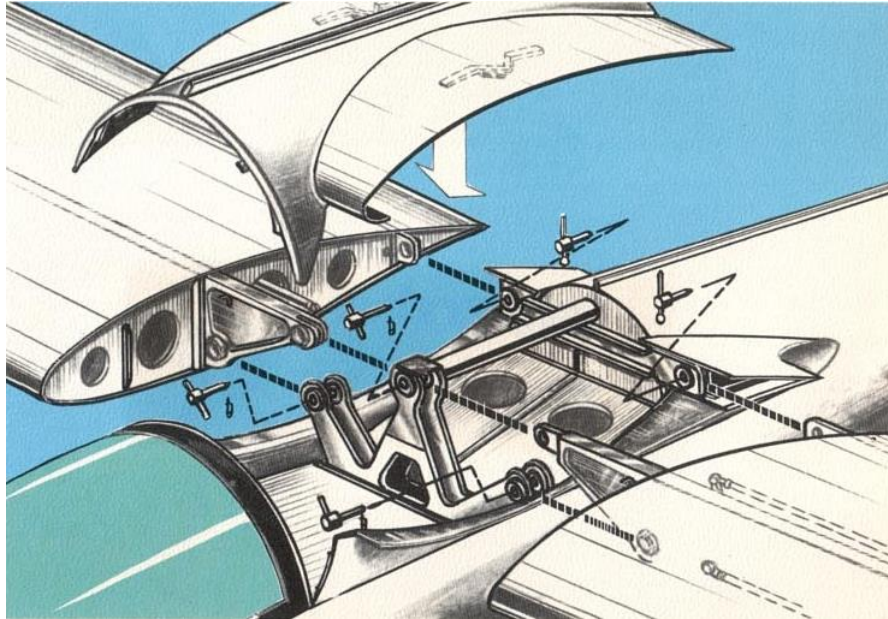
Slika 47. Postavljeni nosač Pitot cijevi na nos bespilotne letjelice

3.2.3.4. Nosač pogonske grupe

Na projektnoj letjelici koriste se električni trofazni bes kolektorski istosmjerni motori koji imaju ugrađene elise i svojom rotacijom stvaraju potisnu silu. Kako bi se potisna sila primijenila na letjelicu, potrebno je motore pričvrstiti na adekvatne nosače koji osiguravaju čvrstoću u svim režimima rada. Oni su smješteni na izlaznom bridu krila i protežu se do polovice dužine tetive prema prednjem bridu s donje strane krila. Nosači su ispisani u 3D tehnologiji i dizajnirani su u programskom sustavu CAD. Budući da se motori nalaze u vrtložnoj struji zraka kako od krila tako i nosača, potrebna im je struja zraka za hlađenje. Kao rješenje, kroz nosač se proteže nekoliko kanala koji od napadne strane provode slobodnu struju zraka do motora.

3.2.3.5. Spoj krilo-trup

Spoj krilo-trup mehanička je veza koja spaja trup s korijenom krila. Mjesto spoja je proračunata pozicija gdje se nalazi težište letjelice gledajući konvencionalan izgled s konvencionalnom konfiguracijom i pravokutnim, trapeznim ili eliptičnim krilom. On može biti rastavljiv ili nerastavljiv. Nerastavljiva krila su zastarjela metoda spajanja i odnosi se na krila koja su jednodijelna odnosno ramenjača od vrha do vrha krila je izrađena iz jednog komada materijala. Spoj se osigurava klinovima i osiguračima koji ne dozvoljavaju hod klina ili lijepljenjem i zakivanjem što je često primjenjivo kod modela. Rastavljivi spojevi (Slika 48.) su tip spajanja koji je najrasprostranjeniji u avio industriji. Jednostavnije je izvedbe, omogućuje skladištenje krila ne zahtijevajući velike prostore, krila su lakša i brža za izmjenu u slučaju kvara, ne moraju se oba krila uklanjati ako je kvar na samo jednom, lako je skladištenje cijele letjelice i transport komponenti. Način spajanja je isti kao i kod nerastavljivih – postupak s klinom i osiguračem.



Slika 48. Prikaz rastavljenog spoja krilo-trup, [20]

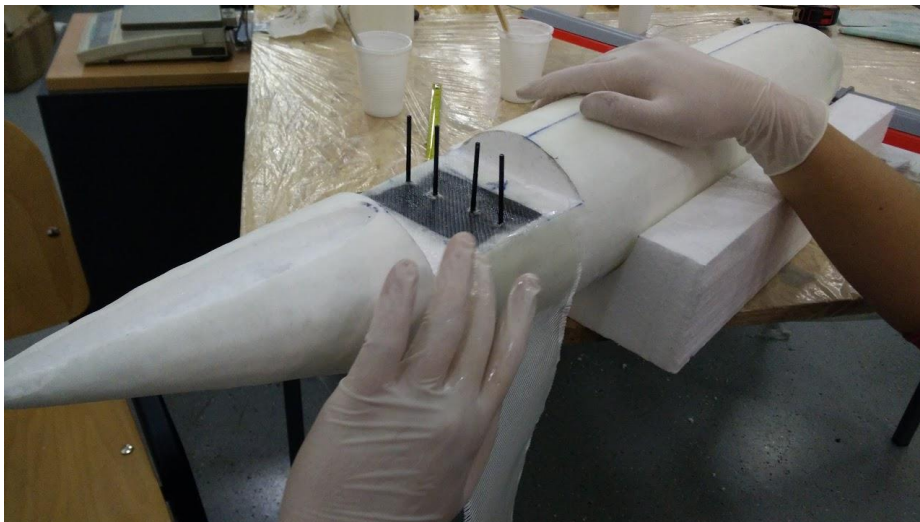
3.2.3.6. Spoj krilo-trup na bespilotnoj letjelici

Budući da se projekt svodi na letjelicu koja je malih dimenzija, zbog lakšeg transporta spoj je rastavljiv i sastoji se od dva krila (lijevo i desno). Nekonvencionalni izgled letjelice s kanard površinama zahtijeva položaj krila udaljen od težišta prema repu zbog nosećih kanard površina. Spoj je ostvaren s četiri vijka koji se pružaju iz vrha trupa vertikalno kroz provrte na krilima i osiguravaju se leptir maticama. Kako bi aerodinamički utjecaj krilo-trup bio smanjen, vrh trupa je oblikovan tako da gornjaka krila bude u ravnini vrha trupa. Vijci su pričvršćeni za trup tako da su vertikalno zalijepljeni epoksidnom smolom, postavljeni su u smjeru poprečne osi letjelice, i to na ploču ojačanu karbonskom pjenom – takozvana sendvič konstrukcija (Slika 49.). Idući korak je povezivanje karbonske ploče za trup a ostvaren je lijepljenjem donje površine pločice za površinu trupa na koju nasjeda krilo korištenjem epoksidne smole (Slika 41.). Kako bi se spoj ojačao, preko zalijepljene komponente postavljen je niz slojeva stakloplastičnih vlakana u kombinaciji s epoksidnom smolom. Za ostvarenje boljeg prijanjanja i stvaranja kutijaste konstrukcije (Slika 50.), komponenta koja je uklonjena kako bi krilo izgledalo kao sastavni dio konstrukcije, iskorištena je kao poklopac koji ne dozvoljava krilu kretanje po vertikalnoj osi. Poklopac je ojačan staklenim pletivom i epoksidnom smolom. Kroz

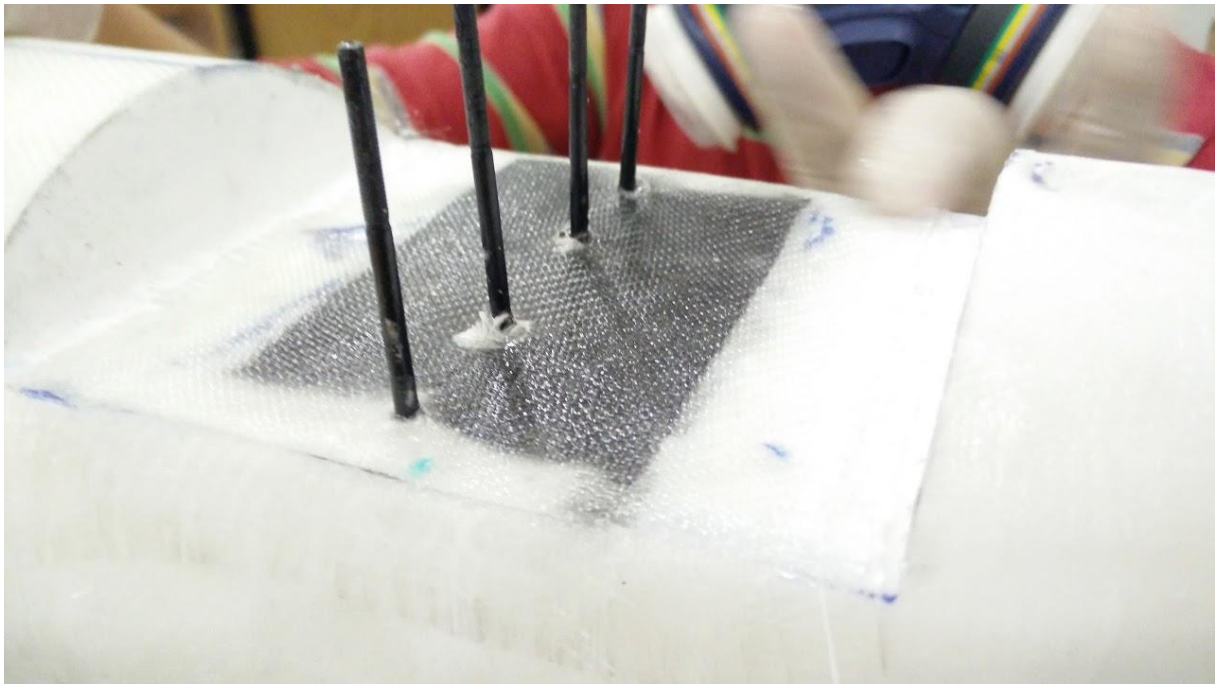
njege prolaze četiri provrta kroz koje prolaze vijci iz trupa. Na vrhu poklopca se postavljaju leptir matice koje osiguravaju čvrsti i brzo rastavljivi spoj krilo-trup.



Slika 49. Priprema i lijepljenje komponenti spoja krilo-trup



Slika 50. Pojačanje spoja lijepljene komponente i trupa stakloplastikom



Slika 51. Konačni izgled donjeg spoja krilo-trup

3.2.3.7. Poboljšanje spojeva

Budući da je spoj zadovoljavao sve tehničke uvijete statičkog naprezanja krila letjelice idući korak je smanjenje aerodinamičkih utjecaja komponenti. Uslijed utjecaja Reynoldsovog broja pojedinih komponenti, na spojevima trup i bilo koje komponente javlja se otpor interferencije. Iako se projekt svodi na letjelicu malih dimenzija, cilj je svesti sve utjecaje otpora na minimalnu vrijednost kako bi se ostvarila maksimalna učinkovitost. U tu svrhu, na donjem spoju krilo-trup izrađeni su Karmanovi slivnici (Slika 52.). To su konstruktivni elementi koji ostvaruju blagi prijelaz spojeva i približno izjednačavanje Reynoldsovih brojeva. Slivnik je izveden tako da se u epoksidnu smolu dodaje komponenta mikrobalona i usitnjene stakloplastike koja povećava gustoću ljepljiva (Slika 53). Nakon dobivanja zadovoljavajuće gustoće ljepljiva, segment korijena krila premazan je voštanom komponentom koja onemogućava direktan kontakt ljepljiva i površine. Postavljanjem i oblikovanjem ljepljiva dobiva se slivnik za smanjenje otpora interferencije. Korištenjem ljepljiva iste gustoće, oblikovan je bolji dosjed krila na trup tako da se krilo premazano voštanom komponentom utisne u ljepljivo koje je postavljeno na položaj gdje se krilo nalazi. Isti postupak primijenjen je na poklopac krila. Time se smanjilo

buduće kretanje krila uslijed potrošnje materijala o koje se vijci trljaju. Krilo je za kraj pažljivo laserski postavljeno i centrirano (

Slika 54.).



Slika 52. Karmanov slivnik



Slika 53. Epoksidna smola povećane gustoće za poboljšanje dosjeda krila



Slika 54. Centriranje komponenti i poboljšanje poklopca krila

4. SUSTAVI BESPILOTNE LETJELICE

Sustav bespilotne letjelice (eng. *Unmanned Aerial System*, UAS) namijenjen je izvođenju letova bez pilota koji može biti daljinski upravljani ili programiran i autonoman. Ovaj sustav se sastoji od bespilotne letjelice i drugih komponenti potrebnih za upravljanje ili programiranje neophodnih za kontrolu od strane jedne ili više osoba.

Kako su u prošlom poglavlju opisani elementi konstrukcije letjelice, ovo poglavlje bazira se na prikazu teorijske podloge potrebne za razumijevanje korištenih sustava, ali i na prikazu korištenih sustava. Poglavlje je podijeljeno na tri potpoglavlja koja se bave važnijim skupinama sustava bespilotne letjelice, a ona su: Autopilot – Pixhawk, Pogonska grupa i Upravljanje i radioveza.

4.1. Autopilot – Pixhawk

Glavna upravljačka jedinica unutar letjelice je *Pixhawk* (Slika 55.). *Pixhawk* je otvoreni hardverski sklop osnovan na bazi *Arduina*, oko kojeg je osnovana globalna zajednica čiji je cilj izrada i razvoj jednostavne i jeftine upravljačke jedinice za besposadne letjelice. *Pixhawk* predstavlja predzadnju razinu hardware-a za *ArduPlane*, program za upravljanje besposadnim avionima. Osim *ArduPlane*-a, *Pixhawk* je kompatibilan s raznovrsnim drugim letjelicama i konfiguracijama, multikopteri s 3,4,6,8 rotora, avioni s raznovrsnim konfiguracijama (standard, kanard, biplane, itd..), helikopteri, brodovi, automobili i drugo.



Slika 55. *Pixhawk* upravljačka jedinica, autopilot, [21]

Osnovna značajka upravljačke jedinice *Pixhawk* je što ima integrirane senzore, i to:

- Barometar;
- Magnetometar;
- Akcelerometar s redundancijom;
- Digitalni žiroskop s redundancijom;
- Termometar.

Spajajući spomenute sustave u jednu cjelinu, upravljački sklop može djelovati kao autopilot za bilo koji od navedenih modela. Algoritam koji koristi za upravljanje baziran je na PID kontroleru, čija je jedna od glavnih značajki upravljanje sustavima bez informacija o samom sustavu; baziran je na dobivanju željenih izlaznih parametara s obzirom na raspoloživi input. Procesor koji se nalazi u autopilotu je 32 bitni, *ARM Cortex M4*.

4.1.1. Brzinomjer

Brzina s obzirom na zrak predstavlja najvažniji parametar za bilo koji zrakoplov koji se održava u zraku s obzirom na aerodinamičke sile koje djeluju na njegova krila. *Pixhawk* teoretski može izračunati brzinu letjelice s obzirom na inercijalne sustave, ali ovakav način rada je vrlo neprecizan i nepouzdan, i ne daje brzinu s obzirom na medij kroz koji se letjelica kreće. GPS brzina također ne daje informaciju o brzini s obzirom na zrak, već s obzirom na zemlju (eng. *ground speed*).

Na letjelici je ugrađen brzinomjer koji direktno mjeri ukupni i statički tlak, proračunava realnu brzinu s obzirom na zrak. Slika 56. prikazuje cjelokupni sustav, a sastoji se od tri dijela:

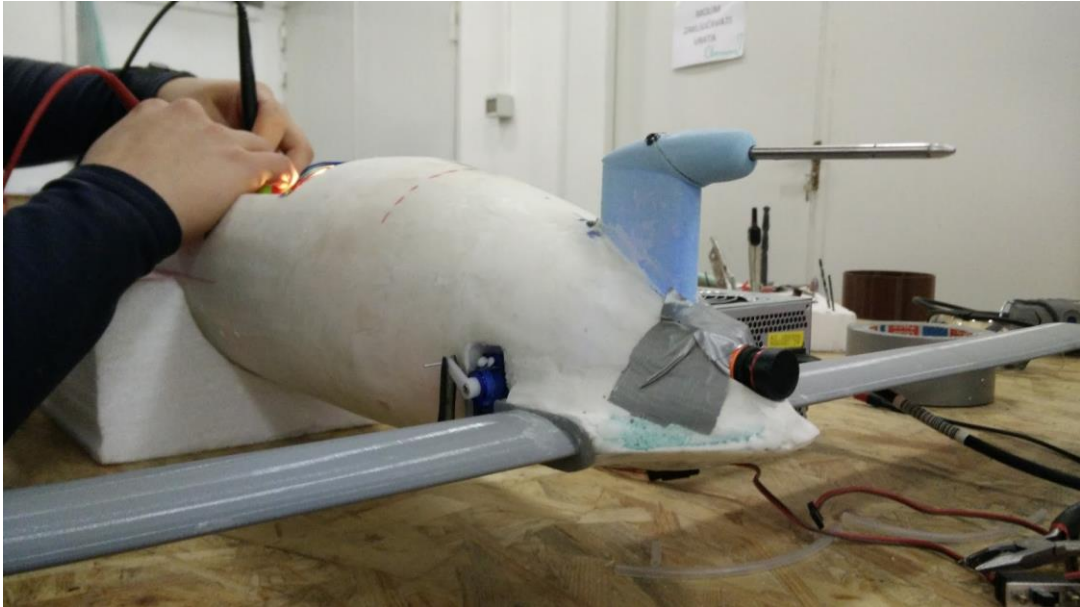
1. Digitalni senzor; elektronički sklop koji ima dva ulazna priključka za tlak, Pitot/totalni tlak i statički tlak – vrši očitavanje mjerenog tlaka.
2. Fleksibilno crijevo koje omogućuje spajanje Pitot-statičke cijevi sa sensorom
3. Pitot-statička sonda; cijev koja omogućava mjerenje totalnog i statičkog tlaka



Slika 56. Primjer senzora i sonde, [22]

Na letjelici, Pitot- statička sonda je instalirana u nosu zrakoplova, na način da je vrh sonde više centimetara ispred samog nosa. Razlog zbog kojeg je to učinjeno je da bi se omogućilo nesmetano i neturbulentno strujanje zraka prema sondi.

Za pravilan rad brzinomjera, sondu i senzor je potrebno kalibrirati. Kalibracija senzora je učinjena u aerotunelu, gdje se prije instalacije na model sustav stavio u radnu sekciju tunela gdje je uspoređena očitana brzina senzora s realnom brzinom struje zraka. Uočeno je da postoji razlika od 2-3 m/s pri malim brzinama do 5 m/s, nakon čega je očitavanje senzora bilo u zadovoljavajućim vrijednostima.



Slika 57. Prikaz instalirane Pitot-statičke sonde

Nakon instalacije sonde, izrađena je i gumena navlaka za sondu – u svrhu sprječavanja ulaska prašine i FOD-a u rupice sonde.

4.1.2. GNSS modul

Globalni navigacijski satelitski sustav (eng. *Global Navigation Satellite System*, GNSS) predstavlja jedan od najvažnijih modula koji se spajaju na autopilot. GNSS modul koji smo implementirali na model je *Zubax V2*.

Zubax V2 (Slika 58.) je visokokvalitetni GNSS modul koji koristi *Max MQ8* prijemnik i omogućava prijem GPS i GLONASS (rus. *Globalnaya Navigazionnaya Sputnikovaya Sistema*, GNSS) signala. Kombinacija korištenja ova dva sustava omogućava veliku razinu preciznosti i pouzdanosti. Brzina osvježavanja položaja je 18 Hz, dok je preciznost prilikom korištenja GPS+GLONASS načina rada 2,5 m.



Slika 58. Izgled GNSS modula, [23]

Unutar GNSS modula nalazi se vrlo precizni magnetometar. Zbog velikog broja žica koje se nalaze oko autopilota, korištenje magnetometra unutar autopilota nije preporučljivo. GNSS modul se uvijek postavlja daleko od bilo kojih komponenti koje mogu prouzrokovati elektromagnetske smetnje. Upravo iz tog razloga preporučljivo je koristiti magnetometar koji je uklopljen u GNSS modul i nakon instalacije obaviti kalibraciju istog.

4.1.3. Radio-visinomjer

Radio visinomjer je uređaj koji sustavu i/ili pilotu daje informaciju o visini s obzirom na teren ispod, AGL visina. Takav uređaj ne radi na principu mjerenja visine s obzirom na barometarski tlak, jer takvo očitavanje je podložno greškama i atmosferskim smetnjama, već radi na principu mjerenja realne udaljenosti između zrakoplova i tla uz pomoć lasera ili radio valova. Takva radio visina koristi se za pouzdano očitavanje udaljenosti tla od zrakoplova, a neophodna je prilikom instrumentalnih slijetanja i prilikom automatskog slijetanja.

Na besposadnu letjelicu je ugrađen daljinomjer pod imenom *TerraOne* (Slika 59.), optički daljinomjer koji radi na principu mjerenja vremena leta zrake svjetlosti (eng. *Time-of-Flight*). Riječ je o mjerenju svjetlosnog impulsa između odaslanih i primljenih signala. Ovakav sustav omogućuje jednostavne, lagane i male senzore koji mogu dati vrlo precizna i brza očitavanja, 1 kHz stope osvježavanja. Domet ovog modula je 14 m, a negativna strana modula je što mu je maksimalni domet smanjen pri određenim vremenskim uvjetima – pri jakom suncu senzor nema dovoljnu osjetljivost da detektira poslanu zraku. Ovaj nedostatak nije problematičan jer je senzor potreban isključivo za zadnju fazu slijetanja visine do 1-2 m u kojima ne postoji greška očitavanja neovisno o vremenskim uvjetima.



Slika 59. TerraOne senzor, [24]

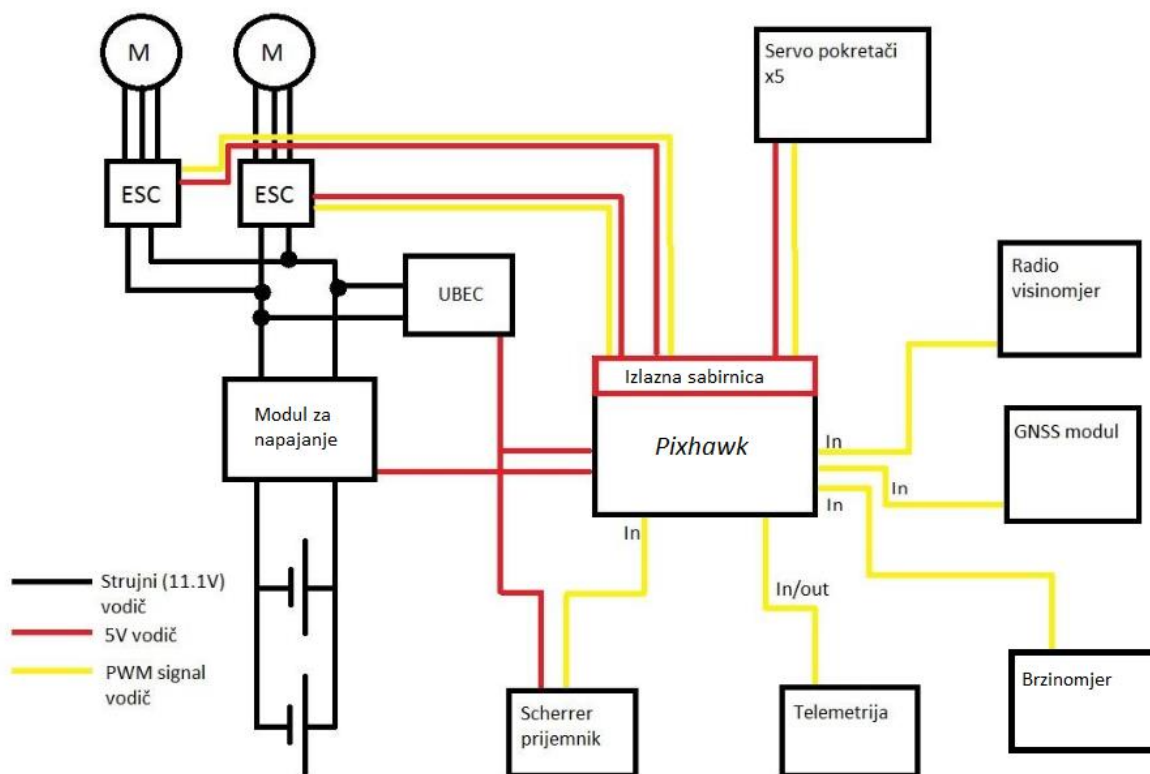
Senzor je ugrađen s donje strane trupa, s pogledom vertikalno prema dolje. Relativno lagano je fiksiran na unutarnji dio trupa da bi se prilikom potencijalnog udarca odvojio od trupa, umjesto da apsorbira energiju udarca.

4.1.4. Napajanje sustava

Napajanje cjelokupnih sustava modela je trostruko redundantno (Slika 60.). S obzirom na to da autopilot ovisi o električnoj energiji, gubitak iste u trajanju od nekoliko milisekundi bi prouzročio resetiranje sustava i pad samog modela.

Izvor napona sustava su dvije litijsko polimerske baterije od 11.1V svaka, spojene u paralelni spoj koji služi za povećanje kapaciteta, stabilniji napon i smanjenje ukupnog unutarnjeg otpora sustava. Nazivni napon od 11.1V koristi se za pogonsku grupu, dok elektronika letjelice zahtijeva napon od 5V. Naznačenih 5V dobiva se preko takozvanih transformatora za smanjene napona (eng. *step down transformer* - u daljnjem tekstu *step down*), BEC (eng. *Battery eliminator circuit*) spojeva koji napon od 11.1V spuštaju na željenih 5 V. Model ima 4 BEC modula, i to:

- 2 BEC transformatora u krilima; svaki ESC (eng. *Electronic Speed Controller, ESC*) ima integriran BEC od 5 V. ESC BEC-ovi su spojeni na izlaznu sabirnicu od *Pixhawk-a*. Time napajaju *Pixhawk*, kao i sve potrošače koji su spojeni na izlaznu sabirnicu, servo aktuaktora;
- 1 UBEC (eng. *Universal battery eliminator circuit*) SWITCHING power supply, izdvojeni od ostalih i napaja isključivo *Pixhawk* i Scherrer prijemnik;
- Sklop za napajanje (eng. *Power Module, PM*) – modul koji se spaja direktno u seriju na bateriju; sastoji se od BEC modula koji napaja isključivo *Pixhawk*, ali i naponsko/strujnog senzora koji autopilotu daje informacije o stanju i potrošnji baterije.



Slika 60. Jednostavna shema sustava napajanja, crvenom bojom su označeni vodiči s naponom od 5V. *Pixhawk* sa svim modulima (GNSS, brzinomjer, itd..) dijeli svoj interni napon zbog male potrošnje modula.

4.1.5. Upravljačke površine

Upravljačke površine pogonjene su pomoću servo aktuatora (eng. *servo*, *servo pokretač*). Riječ je o uređajima koji u sebi imaju motor spojen na reduktor, s potenciometrom koji je spojen na izlazno vratilo uređaja. Potenciometar ima hod od približno ± 90 , i samo se vratilo zakreće u tom rasponu.

Slika 8. prikazuje spoj ruke servo uređaja s kormilom dubine. Odziv servoaktuatora se mjeri u $0.15s/60^\circ$, što je više nego dovoljno za upravljanje bespilotnom letjelicom. Napajanje servoa se vrši preko power rail-a, nazivno 5V, a upravljanje je preko PWM (eng. *Pulse-width modulation*) signala. Servo uređaji se mogu smatrati relativno veliki potrošači i bitno je voditi računa o njihovoj potrošnji, to jest, o potencijalnom padu napona koji mogu prouzročiti.

4.2. Pogonska grupa

Pogonska grupa bespilotne letjelice izvedena je preko 2 motora bez četkica, s vanjskim rotorom. Takvi motori pružaju veliku razinu pouzdanosti i efikasnost, ali zahtijevaju korištenje elektroničkih kontrolera brzine (eng. *Electronic Speed Controller*, ESC). Upravljanje snagom motora postiže se preko ESC-a, PWM signalom. Maksimalna snaga pojedinog motora je 300W, motor je oznake 1000 kV-a. Oznaka kV predstavlja maksimalni broj okretaja po jednom voltu napona, to jest 1000 okretaja po jednom voltu napona).

ESC koji se koristi u spomenutom sustavu je od proizvođača *HobbyKing*, maksimalne struje 20A, te dopustivim naponom od 14.8V. Spomenuti ESC također sadržavaju integrirane izvore napajanja od 5V BEC, koji se u našem slučaju koriste za napajanje servo aktuatora, i kao redundantno napajanje za Pixhawk.

Letjelica koristi dvije elise, jednu po motoru, raspoređene tako da se rotiraju u suprotnim smjerovima poništavajući momente elise. Dimenzija su 25.4 cm, a imaju korak od 12.7 cm. Prilikom faze ispitivanja ispitat će se različite elise, različiti koraci, da bi se utvrdio koji promjer i/ili korak je optimalan to jest ima najmanju potrošnju.

Preliminarna mjerenja pokazuju da je potrošnja struje po motoru 10.3A, a svaki motor pri statičkom testiranju daje oko 900 g potiska.

4.3. Radioveza i upravljanje

Informiranost i održavanje komunikacije često je ključan segment bez kojeg velik broj sustava ne može pravilno, ili čak uopće funkcionirati. Ovo naročito vrijedi za autonomne sustave s kojima operater nije u direktnom, fizičkom kontaktu, kao što je to bespilotna letjelica. Letjelicom može upravljati autonomni sustav koji ima ulazne parametre, kao što su to primjerice senzori poput žiroskopa i akcelerometra, te ih koristiti kao informaciju za odlučivanje pri odabiru sljedećeg djelovanja. Često takvi sustavi zahtijevaju korekciju, za što je potrebno ostvariti komunikaciju s operaterom. Pravilna korekcija zahtijeva određeni nadzor nad letjelicom, stoga je s letjelice potrebno imati i povratne informacije, odnosno telemetrijske podatke. Za ostvarenje ovih ciljeva potrebno je ostvariti kvalitetnu radiovezu s letjelicom.

Upravljanje letjelicom podrazumijeva osnovnu kontrolu letjelice, kao i velik broj drugih sustava na letjelici, primjerice automatski pilot, otpuštanje letjelice s balona, odabir kamere čija se slika prenosi i drugi.

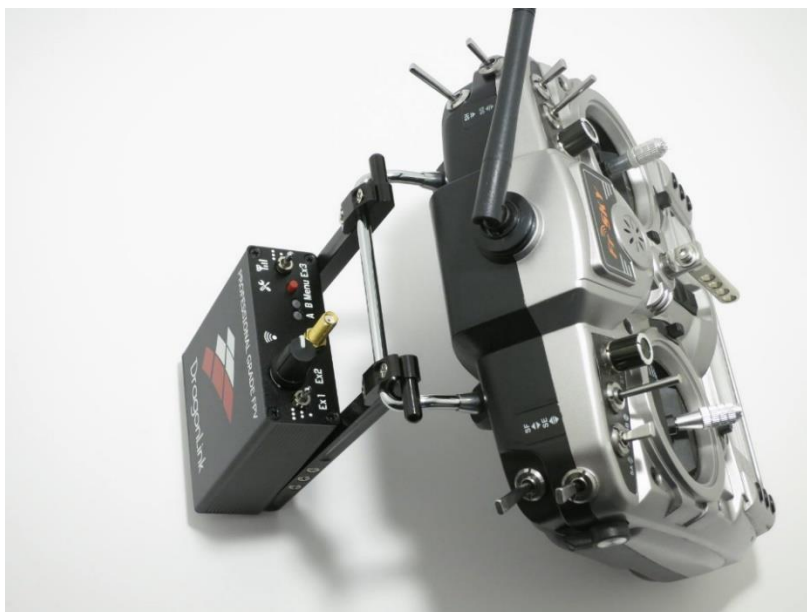
Sustavi upravljanja čine dvije osnovne komponente, odašiljač i prijemnik. Odašiljač je komponenta čija je uloga preuzimanje podataka od upravljačke stanice i pretvaranje istih u elektromagnetske valove. Originalno, upravljačke stanice su ovaj modul imale ugrađen i on se nije mogao zamijeniti drugim. Jedino se frekvencija vala nosioca mogla mijenjati izmjenom kristalnog oscilatora u upravljačkoj stanici. Modernije stanice su uglavnom upravljane mikroupravljačima čija je glavna uloga čitanje pozicije upravljačkih palica analogno digitalnim pretvornicima i slanje podataka u odašiljački modul. Moderni moduli dolaze u nekoliko oblika čije su izgleda i načine spajanja u upravljaču stanicu odredili poznatiji proizvođači, kao što su JR (eng. *Graupner*, JR) (Slika 61.), Futaba (Slika 62.) i DragonLink (Slika 63.). Danas te oblike smatramo standardima a mlađi se proizvođači upravljačkih stanica i bežičnih modula prilagođavaju tim oblicima zbog jednostavnijeg korištenja i kompatibilnosti.



Slika 61. EzUHF modul u obliku JR, koji se spaja na stražnju stranu upravljačke stanice, [25]



Slika 62. Futaba modul, koji se priključuje na upravljaču stanicu jednako kao i JR, [26]



Slika 63. DragonLink bežični modul, koji se priključuje na stanicu kao vanjska jedinica, [27]

Druga komponenta upravljačkog sustava je prijemnik. Prijemnik prima elektromagnetske valove predajnika i pretvara ih u upravljačke izlazne signale. Svaka kontrolna površina na letjelici ima svoj upravljački kanal. Trenažni i najmanji mogući broj kanala je 3, kanal za bočno klizanje (eng. *yaw*, u daljnjem tekstu *yaw*), poniranje (eng. *pitch*, u daljnjem tekstu *pitch*), gas (eng. *throttle*, u daljnjem tekstu *throttle*), dok većina posjeduje i četvrti kanal za valjanje (eng. *roll*, u daljnjem tekstu *roll*). Ipak, stanice danas imaju veće brojeve upravljačkih kanala, 24 i više, koji se mogu koristiti po želji operatera, primjerice kanal za upravljanje spuštanja i podizanja podvozja zrakoplova, kontrola navigacijskih svjetala, automatskog pilota i sličnih sustava. Izlazni signal je tradicionalno modulacija širine impulsa (eng. *Pulse Width Modulation*, PWM). PWM je omogućio jednostavno analogno upravljanje servo motorima. Iako danas postoje puno efikasniji i bolji načini prijenosa informacija, ovaj oblik prijenosa se zadržao zbog izrazite jednostavnosti korištenja, kao i kompatibilnosti sa starijim uređajima. Kod većeg broja upravljačkih kanala koji se trebaju proslijediti drugim sustavima, poput autopilota, moderni prijammnici podržavaju serijske protokole koji se omogućuju prijenos s manjim brojem žica. Ovo pojednostavljuje ožičenje sustava, smanjuje cijenu kao i ukupnu masu koja je na letjelicama dragocjena.

Osim prijenosa upravljačkih podataka od operatera do letjelice, moderni sustavi podržavaju i telemetriju, odnosno prijenos podataka od letjelice do operatera. Ovo će biti dodatno objašnjeno u kasnijem poglavlju.

Bežični upravljački moduli dolaze u cijelom spektru proizvođača, oblika, broju kanala, mogućnosti, cijena, ali jedna od najvažnijih je frekvencija vala nosioca. Frekvencije koje se koriste kreću se od područja kratkog vala raspona 3MHz do 30MHz, pa sve do centimetarskih valova od 3GHz do 30GHz. Frekvencije koje se obično koriste su 27MHz, 35MHz, 40MHz, 433MHz, 868MHz, 915MHz i 2.4GHz.

Za ovaj projekt je pribavljen FrSky Taranis (Slika 64.) primopredajnik s Scherrer modulom. Taranis predstavlja vrlo modularnu i programabilnu platformu sa svim naznačenim opcijama. Frekvencija rada standardnog primopredajnika je 2.4 GHz, očekivani domet je maksimalno, 4,000m LOS (eng. *Line of Sight*) sa snagom odašiljanja od 100mW.



Slika 64. FrSky Taranis, [28]

Scherrer modul predstavlja jedan od najjačih primopredajnih modula. Scherrer Tx 700 Pro (Slika 65.) sistem ima snagu odašiljanja od 2000mW, na frekvenciji od 433MHz, čime ima, zajedno s prijemnikom Rx 700 LR, garantiran domet od 100km LOS.



Slika 65. Scherrer Tx 700 Pro, [29]

4.3.1. Video prijenos

Letjelice se obično upravljaju tako da operater fizički gleda letjelicu u zraku. Povećanjem udaljenosti od operatera, letjelica i njezina orijentacija je sve teža za praćene golim okom. Nakon određene udaljenosti, letjelica više nije vidljiva pa je za nastavak leta potrebno koristiti druge metode koje nam omogućuju potpunu kontrolu nad letjelicom. Popularna metoda je sustav za prikaz pogleda iz zrakoplova, odnosno upravljanje letjelice iz prvog lica (eng. *First Person View*, FPV). Za ovu metodu potrebno je imati kameru na letjelici, neku vrstu sustava za prikaz slike na tlu, te radiovezu za prijenos slike uživo.

Kamere kroz godine razvoja postaju sve veće razlučivosti i kvalitete, uz smanjivanje fizičke veličine i mase. Digitalnim kamerama dobra kvaliteta više nije problem, zahvaljujući moćnim procesorima i algoritmima koji obrađuju sliku. Ipak, ovo je velik nedostatak u FPV jer digitalna obrada slike zahtjeva određeno vrijeme, stoga slika ima latenciju. Ta se latencija kreće u rasponu od 50 do 500 milisekunda. Pošto se letjelica u zraku kreće brzinama 50 do 150 kilometara na sat, to jest 13.8 do 41.6 metara u sekundi, letjelica za 50ms prijeđe od 0.7 do 6.9

metara, te 2.1 do 20.8 metara za 500ms. Za niske letove ovo je dugačak put koji može značiti sudar letjelice i prepreke, dok je za visoke letove ovakva latencija prihvatljiva. Iz ovog razloga FPV sustavi se uglavnom baziraju na analognim kamerama čija je latencija oko 10ms. Nedostatak analogne kamere je svakako kvaliteta slike, ali za osnovnu navigaciju kvaliteta je i više nego dovoljna. Još jedna velika razlika u digitalnim i analognim kamerama, koja je možda i veći faktor u FPV-u je prijenos slike pri slabom signalu.

Digitalni prijenos obično zamrzava sliku pa se velik broj dragocjenih informacija gubi (Slika 66.).

Kod analognih sustava, slab signal se manifestira kao smetnje u slici koji podsjeća na snijeg. U slučajevima izrazito slabog signala, često je moguće i dalje razaznati horizont, što je dovoljno za sprječavanje pada letjelice (Slika 67.).

Važno je napomenuti i cijenu komercijalnih sustava. Analogni sustavi za prijenos dostupni su po višestruko nižim cijenama od digitalnih, a zbog njihove popularnosti, broj proizvođača i proizvoda je velik.



Slika 66. Tipične smetnje u digitalnom signalu, [30]



Slika 67. Tipične smetnje u prijenosu analognog signala. Iako je kvaliteta slike loša, moguće je razaznati horizont i zadržati letjelicu u pravilnom letu, [31]

4.3.2. Telemetrija

Telemetrija je proces prijenosa informacija, obično s nekog nedostupnog sustava, čija je svrha prijenos informacija za logiranje i upravljanje. Najjednostavniji način za prijenos je korištenje žice, što osigurava pouzdan i jednostavan način komunikacije. U ovakvim sustavima letjelica žičana komunikacija nije moguća, stoga se koriste druge metode za prijenos telemetrijskih podataka.

Iako je bežični prijenos elektromagnetnim valovima glavni oblik za velike količine podataka, telemetrijske podatke je moguće prenositi i na druge načine, primjerice zvukom, svjetlom i slično.

Dobar oblik za prijenos informacija u letjelicama koje koriste FPV sustav je korištenje grafičkog sustava za prikaz na zaslonu (eng. *On Screen Display*, OSD). Radi se o integriranju glavnih informacija u video sliku koja se prenosi uživo. Na konfigurabilnom prikazu može se

vidjeti virtualni horizont, kompas, potrošnja i stanje baterije, brzina, visina, variometar, koordinate i puno drugih (Slika 68.). Jedna od glavnih prednosti ovog principa prijenosa informacija je što operater ne treba skretati pogled s ekrana za vrijeme upravljanjem letjelice, jer su svi podaci već prikazani na ekranu (Slika 68.). Ovime se eliminira i potreba za dodatnim odašiljačima čija je jedina svrha prijenos telemetrijskih podataka, što znači manje zagađenje etera, manja potrošnja električne energije, manja masa letjelice, kao i niža cijena konačnog sustava.



Slika 68. Specijalizirani sustav za bespilotne letjelice (eng. *Range Video OSD, RVOSD*) koji osigurava u jednom uređaju autopilot, OSD, filtrirano napajanje, [32]

Još jedan dobar način za prijenos telemetrijskih podataka bez dodatnih odašiljača i prijelnika je korištenje zvučnog kanala video predajnika za FPV. Zvuk koji se prenosi na letjelici uglavnom je zvuk rada motora, što može biti vrijedna informacija u slučaju problema. Ipak, zvučni kanal se može iskoristiti za prijenos digitalnih podataka, što je daleko učinkovitije. Za ovo je potrebno digitalne podatke pretvoriti u analogni signal koji se može prenijeti bez previše gubitaka. Za ovo je nužno informacijski val modulirati valom nosiocem. Val je moguće

modulirati amplitudno, frekvencijski, fazno, ili različitim kombinacijama. Frekvencijska modulacija nudi odličan omjer jednostavnosti i otpornosti na smetnje prilikom prijenosa, stoga je to jedna od češćih modulacija koja se koristi.

Još jedan odličan način za prijenos telemetrijskih podataka je putem upravljačkog modula. Upravljački moduli više klase podržavaju slanje i primanje podataka na obje strane. Ovime se postižu sve prednosti prijenosa telemetrijskih podataka kao i kod OSD sustava. Prijemnici na letjelici, odnosno u ovom slučaju primopredajnici, šalju podatke serijskim protokolom do upravljačkog modula, koji zatim te podatke može prenijeti upravljačkoj stanici za prikaz na ugrađenom ekranu, ili prenijeti putem Bluetooth-a na prijenosno računalo, pametni telefon i sl. Ovakvi primopredajnici često imaju dvije antene, koje se mogu koristiti u raznim konfiguracijama. Ovisno kako je sustav dizajniran, antene se mogu koristiti zasebno kao antena za prijem i antena za predaju. Bolje dizajnirani sustavi koriste obje antene za prijem i predaju, a odabir antene je takav da se koristi antena koja trenutno ima jači prijemni signal. Primopredajnici uglavnom imaju nešto manju predajnu snagu od upravljačkog modula, što znači da će telemetrijska veza, odašiljanje s letjelice prema upravljačkoj stanici, biti prekinuta prije upravljačke veze odnosno odašiljanja sa upravljačke stanice prema letjelici. Neki primopredajnici imaju velike snage odašiljanja, što osigurava prijenos telemetrijskih podataka na veće udaljenosti, ali to znači i veće količine induciranih smetnji u upravljačkoj elektronici na letjelici, primjerice utjecaj primopredajnika koji koristi 430-440MHz na upravljačke servo motore.

Konačno, moguće je koristiti posebni sustav za prijenos telemetrijskih podataka. Iako ovo znači korištenje dodatne opreme na letjelici, mase, potrošnje energije i novaca, to znači i pouzdan i brz prijenos velike količine podataka, kao i redundanciju ako se koristi autopilot, neki autopiloti se mogu kontrolirati putem radioveze za telemetriju. Važno je napomenuti da se uključanjem dodatnog radijskog sustava na letjelici treba razmotriti koja se frekvencija koristi, kako bi ona bila kompatibilna, odnosno ne interferirajuća s radijskim i ostalim sustavima na letjelici.

4.3.3. Korištenje radijskih frekvencija i zakon

Korištenje radijskih frekvencija regulirano je zakonom. Zakonska regulativa je nužna kako bi se izbjegle interferencije prioriternih komunikacija s onim manje prioritetnim. Primjerice, ako se odašilje sporoanalizirajuća televizija (eng. *Slow Scan Television*, SSTV) na frekvenciji na kojoj se nalazi zrakoplovna radionavigacija, zrakoplovni signal može biti ometan ili u potpunosti prekriven, čime se smanjuje sigurnost leta i ugrožavaju životi. Stoga zakon predviđa namjensku raspodjelu radiofrekvencijskog spektra koje se treba pridržavati.

Većina frekvencijskog spektra je rezervirana za profesionalne službe, poput mobilnih operatera, vojske, zrakoplovstva, policije, razne mobilne i stacionarne komunikacijske službe i tako dalje. Postoje naravno i spektri rezervirani za opću namjenu za koje nije potrebna licenca ili dozvola za korištenje, poput 2.4GHz i 430MHz. Ipak, korištenje ovih frekvencijskih područja ograničeno je najvećom mogućom snagom odašiljanja efektivna izotropna izračena snaga (eng. *Effective Isotropic Radiated Power*, EIRP) i efektivna izračena snaga (eng. *Effective Radiated Power*, ERP). Eter na frekvencijama otvorenog korištenja je stoga vrlo zagađen, jer ga koristi velik broj uređaja svakodnevnih namjena; bežične računalne mreže, daljinska upravljanja za garažna vrata i rampe, detektori pokreta za automatsko otvaranje vrata i drugi. Za bilo kakvu ozbiljniju komunikaciju, koja se može probiti kroz baznu liniju šuma, potrebno je koristiti antene velike dobiti i/ili veće izlazne snage. Za to je potrebno imati dozvolu korištenja većeg ERP-a, što je moguće uz radioamatersku dozvolu, ako se radi o nekomercijalnoj uporabi. Radioamaterska dozvola predviđa dvije kategorije, P i A dozvole koje se razlikuju po frekvencijskom spektru koji se smije koristiti, kao i najvećoj odašiljačkoj snazi. I dalje je važno paziti na pravila korištenja spektra, poput namjene, širine kanala i izlazne snage. Sama radioamaterska licenca nije dovoljna za korištenje uređaja većih izlaznih snaga. Dok je za neke frekvencije dovoljno pronaći i isprintati opću dozvolu za korištenje s web stranica www.hakom.hr, neke uređaje potrebno je registrirati. Za registraciju su potrebne osnovne informacije; frekvencije, najveće izlazne snage, dobiti antene, izračunati ERP, serijski broj, tip uređaja, proizvođač, te koordinate postavljenog sustava i nadmorska visina. [33]

4.3.4. Odabir frekvencija

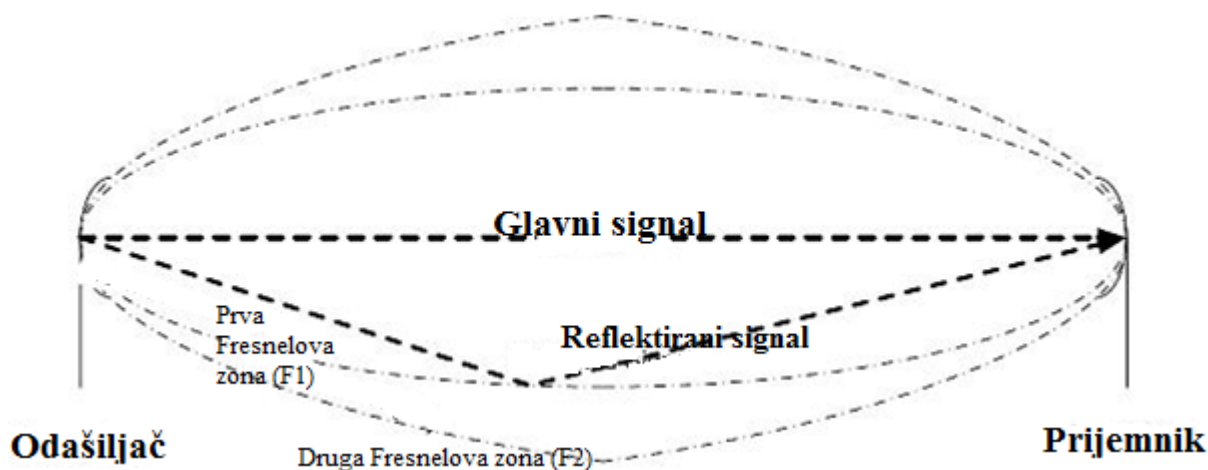
Projekt predviđa korištenje većeg broja uređaja koji primaju ili odašilju elektromagnetne valove, stoga nije svejedno na kojim frekvencijama će ti uređaji funkcionirati iz više razloga.

Primarno, vrlo je važno da frekvencije budu u spektru koji je legalan, bilo to korištenjem opće dozvole ili registracijom uređaja.

Zatim je bitna namjena, odnosno cilj koji želimo postići odabranim sustavom. Primjerice, za video prijenos za FPV, potrebno je koristiti nešto višu frekvenciju, primjerice 5.8GHz, jer ona omogućuje korištenje šireg pojasa, što znači veliku kvalitetu slike i dobru osjetljivost prijemnika u isto vrijeme.

Korištenjem nižih frekvencija, poput raspona od 144MHz do 146MHz, širina pojasa morala bi biti znatno uža, čime bi se smanjila kvaliteta slike. Istovremeno je poželjno da korištene frekvencije budu što niže, zbog načina propagacije elektromagnetskih valova. Val na 5.8GHz se znatno više apsorbira u preprekama, više je osjetljiv na medij u kojem se prenosi, stoga vlaga u zraku, odnosno oblaci mogu znatno utjecati na kvalitetu prijenosa.

Bitno je uzeti u obzir i Fresnelove zone (Slika 69.). Radi se o elipsoidnim područjima u prostoru između odašiljača i prijemnika. Valovi putuju pravocrtno, a ovisno o dobitku antene, usmjerenom. Dio valova neće otići direktno u prijemnu antenu, već će se odbiti od tla ili nekog drugog objekta, te zatim stići do prijemne antene. Samim time, val je prešao put koji je duži od najkraćeg moguće puta, te samim time putovao duže vrijeme. Pošto su valovi periodički, odbijeni val imaće pomaknutu fazu u odnosu na val koji je stigao na antenu najkraćim mogućim putem. Stoga su Fresnelove zone područja u kojima odbijeni valovi imaju pomaknutu fazu za 1 do 180 stupnjeva. U drugoj zoni odbijeni val će imati fazu pomaknutu za 90 do 270 stupnjeva, ovisno o kutu refleksije. Problem je u tome što odbijeni valovi u neparnim zonama uglavnom imaju fazni pomak toliki da negativno utječu na glavni val, odnosno destruktivno interferiraju. Reflektirani valovi u parnim zonama uglavnom imaju takvu fazu da reflektirani valovi konstruktivno interferiraju, stoga su čak poželjni. Radijus Fresnelovih zona se može izračunati, te je tako moguće unaprijed odrediti na kojoj visini je potrebno letjeti zrakoplovom za održavanje najbolje moguće veze. Pošto misija ovog projekta predviđa letove vrlo velike visine, nije vjerojatno da će Fresnelove zone biti narušene. [34]



Slika 69. Prva i druga Fresnelova zona, glavni i odbijeni signal pri čemu je prva zona narušena, [35]

Za pravilan rad sustava nije dovoljno odabrati različite frekvencije. Iako dva kanala na području 2.4GHz s dovoljnom separacijom mogu dobro funkcionirati na manjim udaljenostima, veće udaljenosti će predstavljati problem, stoga je poželjno da je separacija što veća. Ipak, nije dobro niti koristiti primjerice frekvencije 1.2GHz i 2.4GHz. Razlog je što frekvencija 1.2GHz ima drugi harmonik na 2.4GHz koji se ponaša kao dodatna interferencija sustavu koji radi na 2.4GHz. Ovakve probleme je moguće riješiti ulaznim i izlaznim filterima područja, iako to nije idealno rješenje jer se time u sustav unosi dodatno nepotrebno gušenje signala.

Za upravljanje letjelicom je idealno koristiti upravljački modul na području 433MHz. Količina podataka je relativno malena, stoga je potreban i pojas male širine. Širina radioamaterskog područja na ovom spektru iznosi 10MHz, što znači da sustav može koristiti više kanala za upravljanje. Ovaj princip radi tako da se ne odašilje samo na jednom kanalu, već se nekim unaprijed određenim redoslijedom, ili dinamički, određuje na kojem sljedećem kanalu će veza biti održana. Glavni razlog za korištenje ovog principa je otpornost na smetnje. Ukoliko bi se koristio samo jedan kanal, postoji mogućnost da na istom kanalu počne odašiljati neki drugi odašiljač. Time se narušava kvaliteta veze, a postoji i mogućnost i potpunog prekida. Korištenjem principa skakanja po frekvencijama zauzeti kanali će se koristiti vrlo kratko vrijeme, pa će veza virtualno biti ostvarena neprekidno. Napredni dinamički sustavi mogu prekinuti skakanje na zauzete kanale, te povećati kvalitetu veze.

S obzirom na ponudu proizvođača za video prijenos, bilo bi idealno koristiti područje od 900MHz. Pošto je to područje ilegalno za korištenje u Hrvatskoj, treba se koristiti druge frekvencije, poput 1.2GHz i 2.4GHz. 2.4GHz je vjerojatno najviše korištena otvorena frekvencija u Europi, stoga se može očekivati velika količina smetnja u blizini naselja. Na 1.2GHz se predviđa korištenje prijenosa analogne televizije prema namjeni spektra određenog zakonom, stoga je to vjerojatno idealan odabir za potrebu ovog projekta. Zadnjih nekoliko desetaka godina ova je radioamaterska tehnika slabo korištena, stoga se može očekivati relativno čist eter. Nedostatak je što je ovo područje treći harmonik upravljačkog modula na 433MHz, stoga je potrebno razmotriti korištenje filtera, a sustave međusobno što dalje razdvojiti. Treba se očekivati i smetnje na drugoj elektronici na letjelici, poput GPS-a koji radi na bliskim frekvencijama. Stoga je potrebno odabrati kanal koji proizvodi najmanje interferencija, a u slučaju krajnje potrebe, koristiti nisko propusni filter na odašiljaču.

4.3.5. Antene

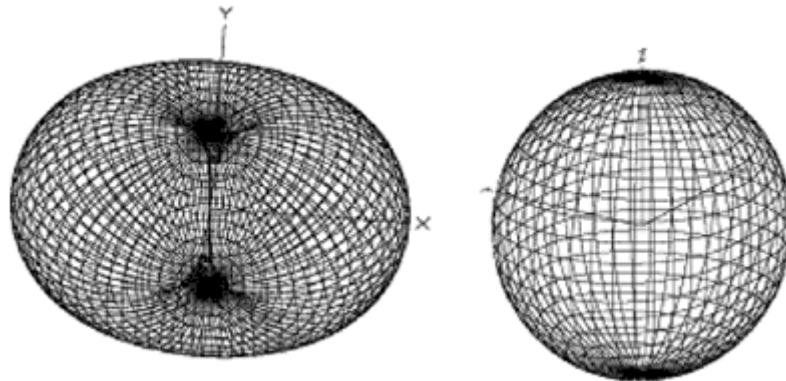
Cilj svakog bežičnog sustava je održati kvalitetnu vezu između odašiljača i prijemnika. Kada veza nije dobra, odnosno odnos signala i šuma je premalen, jačina signala se treba pojačati. Na prvu pomisao najlakše rješenje je povećanje snage, čime bi se povećao i odnos signala i šuma. Iako je ovo točno, to nije uvijek idealno rješenje. Konkretno, u ovom projektu je prednost imati odašiljače što manje snage iz nekoliko razloga:

1. manja potrošnja energije;
2. manja masa;
3. manje interferencije u drugoj elektronici;
4. manje grijanje sustava;
5. manja cijena.

Stoga je bolje priskočiti problemu odabirom kvalitetnije i bolje antene za sustav određene namjene.

Idealna antena se naziva izotropni radijator (Slika 70.) i zrači jednako u svim smjerovima. Ovakva antena u stvarnom svijetu ne postoji, ali njen model je vrlo koristan za izračun i izradu drugih antena. Jedan od osnovnih parametara antena, osim radno frekvencijsko područje je dobit antene. Dobit izotropnog radijatora je 0dB, a služi kao referenca za dobit

antene u stvarnom svijetu. Antene najbližije izotropnom radijatoru imaju presjek blage elipse, dok na samim vrhovima, dipolna (Slika 70.) i monopolna antena, ne zrače. Što je dobit antene veći, to je dijagram zračenja usmjereniji. Stoga generalno antene možemo podijeliti na omni direkcionalne i usmjerene antene.



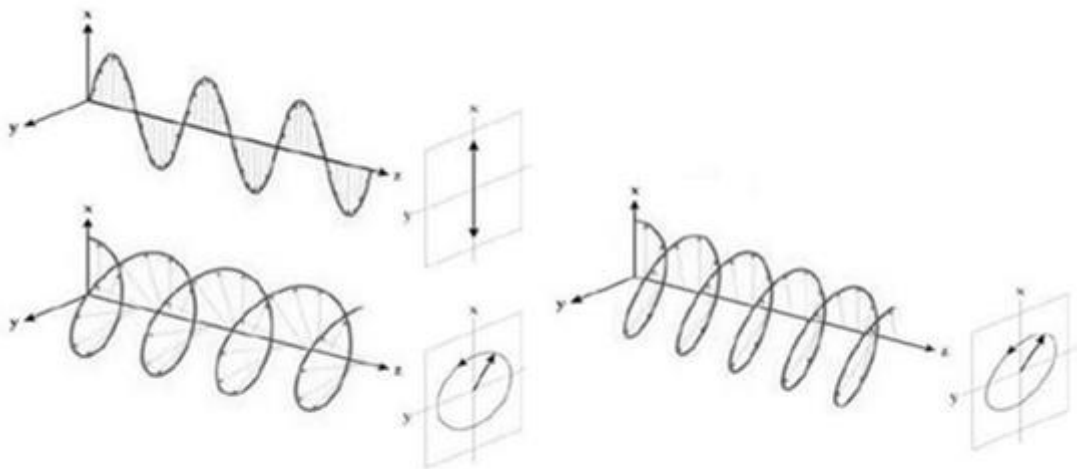
Slika 70. Dijagram zračenja izotropnog radijatora desno i dipol antene lijevo, [36]

Antene možemo podijeliti na još nekoliko načina, ovisno o polarizaciji (Slika 71.). Polarizacija antene je definirana odnosom smjera propagacije vala i vektorom kretanja električnog polja. Prvi i osnovni oblik polarizacije je linearni, u kojem je vektor kretanja električnog polja u dužini smjera propagacije vala. Ova polarizacija se dijeli na vertikalnu i horizontalnu, ovisno o poziciji antene. Osnovna monopolna antena, vertikalni komad žice, ima vertikalnu polarizaciju. Jednako tako je horizontalna polarizacija kod horizontalno postavljene žice. U sustavu je važno koristiti antene jednakih polarizacija, u suprotnom dolazi do velikih gubitaka, konkretno kod linearne polarizacije to iznosi 26dB. U specijalnim sustavima se ovo zapravo koristi kao svojevrsni filter u komunikaciji, primjerice kod satelitskih komunikacija. Ova vrsta polarizacije je iznimno jednostavna i pouzdana za zemljane komunikacije. Za komunikacije na relaciji zemlja zrak i obrnuto, ova polarizacija može biti problematična u slučajevima kada se avion nagnje, jer se time mijenja i polarizacija antene.

Za takve situacije, puno je bolja cirkularna polarizacija. Ovaj oblik polarizacije imaju dva vala ortogonalnih polarizacija i jednakih amplituda, u kombinaciji s razlikom faze od 90 stupnjeva. Prednost ove polarizacije je što se val okreće za 360 stupnjeva, stoga neovisno o nagibu letjelice, polarizacija ostaje ista. Polarizacija se ponovno mijenja u dvije vrste, rotacija

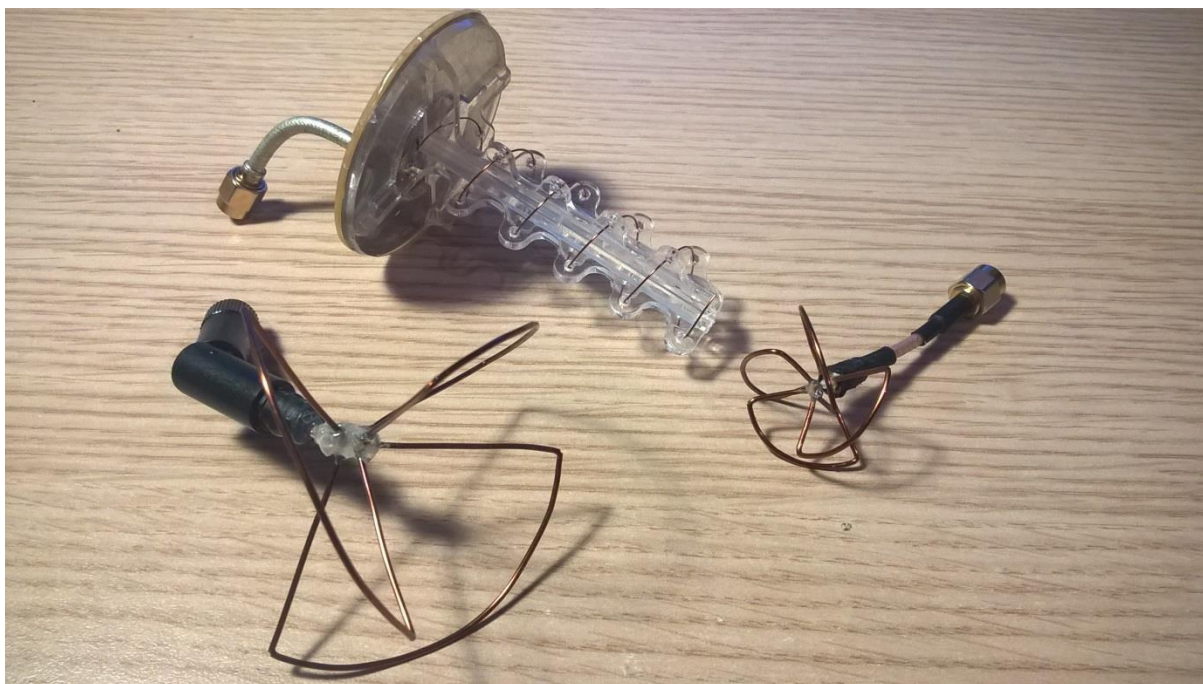
u smjeru kazaljke na satu, i obrnuto. Još jedna prednost kod ovakve polarizacije je smanjenje utjecaja odbijenih valova. Odbijeni cirkularno polarizirani valovi mijenjaju smjer rotacije, a različitim smjerovima polarizacije dolazi do gušenja od 3dB, stoga je narušavanje Fresnelovih zona manji problem u odnosu na linearnu polarizaciju.

Zadnji i najkompliciraniji oblik polarizacije je eliptični, kod kojeg je polarizacija vrlo slična cirkularnoj. Eliptična polarizacija ima razliku u amplitudi jednog vala, čime se dobiva oblik elipse. [37]



Slika 71. Tri osnovna tipa polarizacije linearna, cirkularna i eliptična, [38]

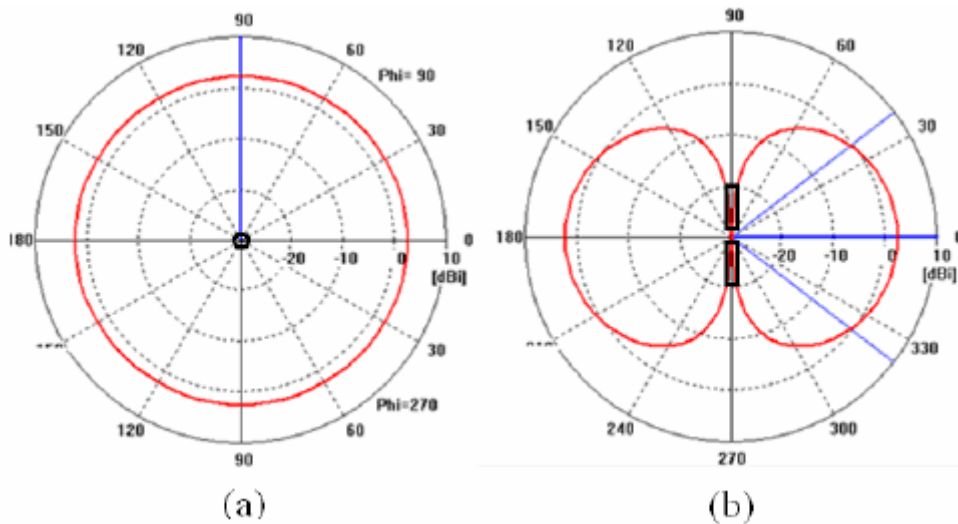
Očito je da su cirkularno polarizirane antene bolje za ovu specifičnu namjenu. Imaju bolje gušenje pri krivim polarizacijama, čime su otpornije na interferencije, te nema gubitaka pri naginjanju letjelice. Ipak velik problem je u fizičkoj konstrukciji cirkularno polarizirane antene. One su relativno velike, što na letjelici znači dodatan otpor u letu, a problem je i smještaj na trupu ili krilima. Kod visokih frekvencija valna duljina je manja, stoga je ova polarizacija idealna jer su i antene male. Kod nešto nižih frekvencija ove dimenzije brzo rastu i postaju gotovo nemoguće za korištenje na modelima letjelica. Može se vidjeti kako cirkularno polarizirana antena za frekvenciju male valne duljine zauzima relativno velik volumen (Slika 72.).



Slika 72. Desno se nalazi antenna lijeve polarizacije za 5.8GHz. U sredini se nalazi usmjerena cirkularno polarizirana antenna za 5.8GHz također lijeve polarizacije. Lijevo se nalazi antenna za 2.4GHz desne polarizacije, [39]

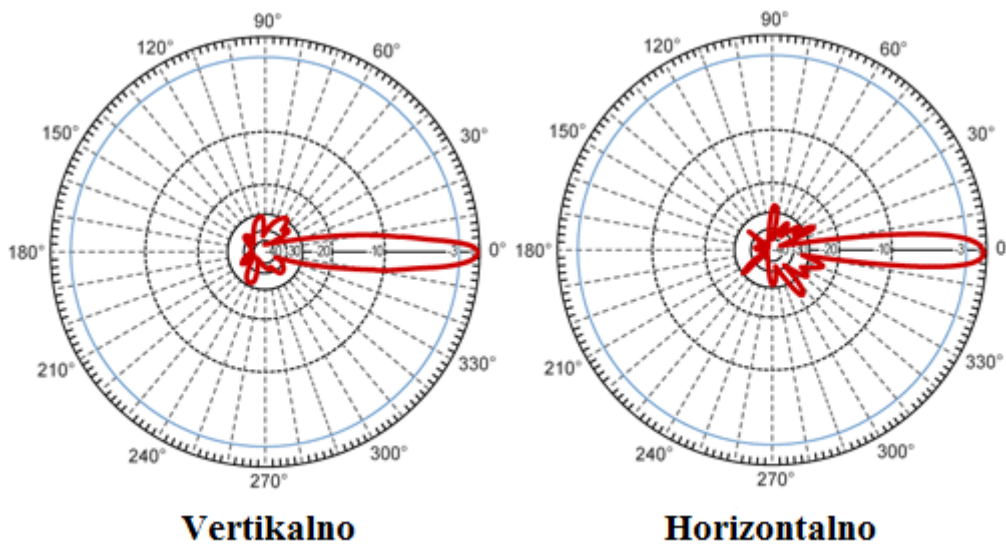
Iako miješanje ovih polarizacija donosi gubitke od 3dB, korištenje linearne i cirkularne polarizacije zajedno ne mora nužno biti loše rješenje. Na letjelici se može nalaziti linearno polarizirana antenna malih dimenzija, primjerice vee antenna, dok se na baznoj stanici može koristiti usmjerena cirkularno polarizirana antenna velikog dobitka. Ako je dobitak antene dovoljno velik, 3dB ne mora nužno značiti neprihvatljiv gubitak. Ovom kombinacijom se eliminiraju veliki gubici prilikom naginjanja letjelice linearno polariziranih antena, velik volumen i otpor zraka.

Važno je napomenuti da na letjelici treba biti omni direkionalna antenna (Slika 73.), kako bi antenna mogla pokrivati zemljanu antenu neovisno o orijentaciji i položaju letjelice. [39]

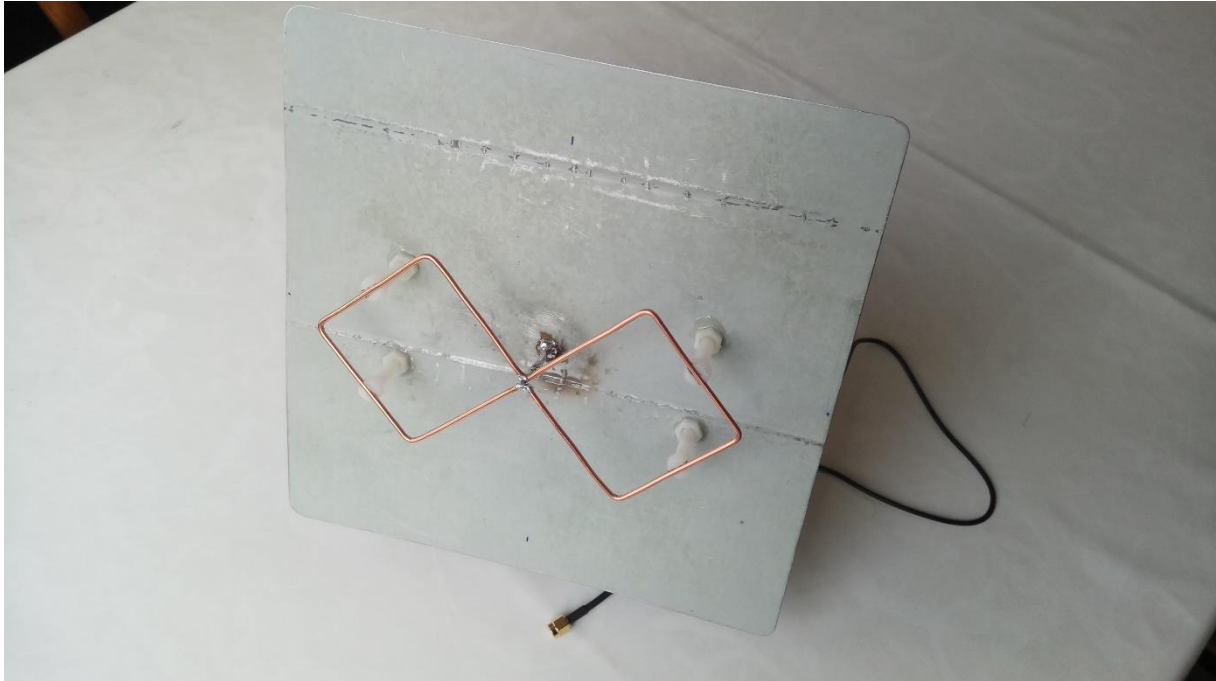


Slika 73. Dijagrami zračenja omni direkionalne antene, u ovom primjeru prikazan je poluvalni dipol. Ova antena je najbližnja izotropnom radijatoru, dobitak antene je minimalan, [40]

Na zemlji je moguće koristiti usmjerenu antenu (Slika 74. i Slika 75) jer se ona jednostavno može usmjeravati prema letjelici.



Slika 74. Dijagram zračenja usmjerene parabolične antene velikog dobitka. Može se vidjeti da antena ima jednu glavnu laticu i mali broj sporednih latica koje su zanemarive, [41]



Slika 75. *Biquad* usmjerena antena dobitka 11dB za 1280MHz, služi za prijem video signala sa letjelice, [42]

5. EKSPLOATACIJA

Eksploatacija bespilotne letjelice predstavlja njezino puštanje u pogon to jest njezino iskorištavanje. Ovo poglavlje podijeljeno je na dva potpoglavlja, a to su potpoglavlja *Testiranje*, *Let*.

Tako je u potpoglavlju *Testiranje* prikazan način na koji su rađeni probni testovi bespilotne letjelice u fazi izrade. U potpoglavlju *Let* predstavljeni su zakonski uvjeti koje letjelica udovoljava te je dokazana njezina spremnost za letenje.

5.1. Testiranje

U ovom potpoglavlju prikazana je izrađena platforma za testiranje i način testiranja letjelice.

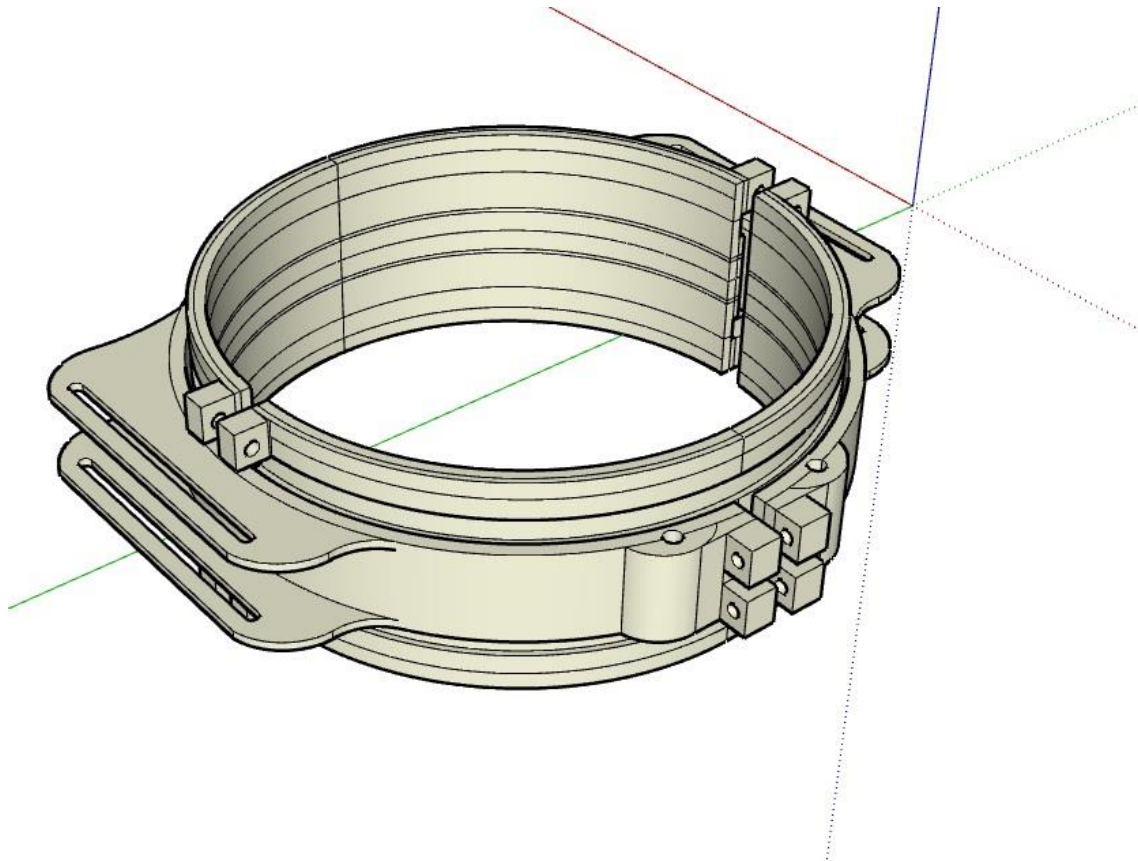
5.1.1. Kardanski ovjes za besposadnu letjelicu „*Gimbal*“

S obzirom na to da letjelica s kanard konfiguracijom zahtijeva preciznu ravnotežu momenata oko centra mase, težišta, uz preliminarni izračun iz softvera *XFLR5* odlučeno je da će se praktično ispitati i potvrditi stabilnost i upravljivost letjelice.

Za takav pothvat potreban je zračni tunel odgovarajućih dimenzija. Nažalost, aerotunel kojim raspolaže Fakultet prometnih znanosti nema dovoljno veliku radnu sekciju koja može u potpunosti prihvatiti model pa je odlučeno problemu pristupiti na drugačiji način. Umjesto da je model stacionaran u struji zraka (aerotunel) odlučeno je pokrenuti model kroz zrak, simulirajući let, ali s fleksibilnom vezom koja osigurava da se model ne može oštetiti i da ima slobodu kretanja kojom će se potvrditi aerodinamika letjelice. Takva naprava se zove kardanski ovjes, ovjes s tri stupnja slobode koji omogućuje kretanje letjelice oko svoje tri osi. Model, ovješten na kardanskom ovjesu postavlja se na krov kombija, tako da visi s nosača koji je na dugoj gredi ispred kombija u slobodnoj, neremećenoj struji zraka. Kombi se treba kretati odgovarajućom brzinom po dugoj ravnoj površini, uzletno sletnoj stazi. Kretanjem letjelice kroz zrak moguće je promatrati njeno ponašanje oko njene tri X, Y i Z osi. U dizajn je dodana i četvrta sloboda kretanja, longitudinalna, uz kutna, po Z osi, kojom je omogućen vertikalni hod cijele letjelice za cca 25cm. Ova četvrta sloboda kretanja omogućava modelu da se pri određenoj brzini (minimalna brzina potrebna za let) podigne i održi u zraku zbog

aerodinamičkih sila koje djeluju na krila i kanard, i dalje je u ovjesu vezan za komba i nije moguće da dođe do bilo kakvih oštećenja.

Kardanski ovjes dizajniran je u programu *SketchUp*, a potom printan na 3D pisaču. Materijal izrade je plastika (eng. *Polylactide*, PLA), koja je u svakom trenutku opterećena na tlak, a kuglični i linearni ležajevi omogućavaju nesmetanu rotaciju prstenova oko osovina.



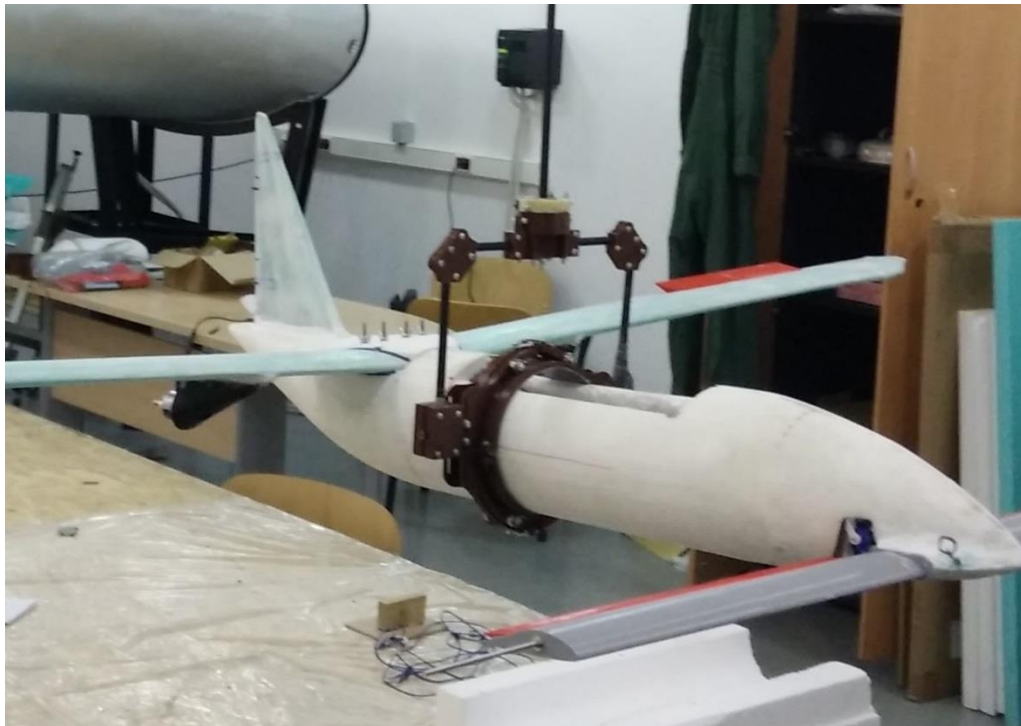
Slika 76. Izgled modela kardanskog ovjesa u programu *SketchUp*

Slika 76. predstavlja unutarnji i vanjski prsten kardanskog ovjesa. Unutarnji prsten služi kao kontakt ploča kojom se ovjes spaja na model, ali i kao vodilica za 8 kugličnih ležajeva koji se rotiraju na vanjskom prstenu. Vanjski prsten omogućava valjanje modela s obzirom na unutarnji prsten, dok se na vanjski prsten spajaju osovina u Y osi, koje omogućavaju poniranje (eng. *pitch*) kretanju modela.

Slika 77. predstavlja vanjski nosač koji je prislonjen na trup modela prikazuje na koji način funkcionira os valjanja.



Slika 77. Vizualizacija osi slobode gibanja, os valjanja



Slika 78. Namješteni ovjes na modelu

Slika 79. predstavlja konačni izgled test platforme – model u kardanskom ovjesu namješten ispred kombija. Inicijalni test se odvijao na pisti Zrakoplovno tehničkog centra u Velikoj Gorici, koji je bio djelomično uspješan. Problem su stvarali jaki udari vjetra. Dokazana je stabilnost letjelice, to jest njena tendencija uravnotežavanju, funkcionalnost platforme, ali se zbog prejakog vjetra nije moglo izvršiti kvalitetno mjerenje i testiranje.



Slika 79. Izgled platforme

5.1.2. Testiranje na vozilu

Zbog eksperimentalne prirode letjelice i eksperimentalnog pristupa pri izradi iste, odlučeno je ispitati stabilnost i upravljivost letjelice u struji zraka. Budući da aerotunel odgovarajuće veličine nije bio dostupan, korišten je kardanski ovjes obješen na vozilo u neporemećenoj struji zraka.

Testiranje na vozilu je izvedeno zato što programski nije bilo moguće vidjeti utjecaj zakrilca s procjepom na kormilu dubine na ukupnu stabilnost letjelice. Iz tog razloga u fazi izrade letjelice ostavljena je mogućnost promjene kuta ugradnje kanarda. U samom sustavu ovjesa ostavljena je mogućnost uzdužnog pomaka za promjenu položaja težišta letjelice. Sustav je tako, efektivno, sveden na dvije varijable.

U trenutku pisanja ovog rada započeto je jedno testiranje na vozilu uz pomoć elektroničke stabilizacije, no zbog vrlo loših vremenskih uvjeta, testiranje je obustavljeno prije faze prikupljanja podataka.



Slika 80. Letjelica ovješena na kardanskom ovjesu

5.1.3. Testiranje na zemlji

Svrha testiranja na zemlji jest postupno uvođenje letjelice u struju zraka vlastitom snagom, kao i osiguravanje stabilnog i predvidivog ponašanja prilikom voženja na zemlji.

Prilikom testiranja na zemlji važno je voditi računa o sljedećim stvarima:

- odabrati točku odustajanja na pisti;
- podesiti geometriju glavnih kotača tako da su simetrično kutno otklonjeni od uzdužne osi letjelice;
- podesiti nosni kotač da bude poravnat s uzdužnom osi. [43]

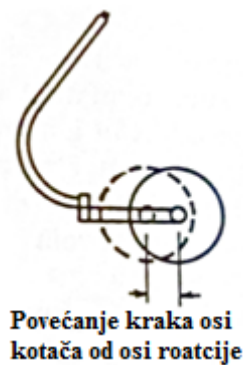
U slučaju problematičnog ponašanja na niskim brzinama, ostavljena je mogućnost uvođenja diferencijalnog potiska motora za kontrolu letjelice po pravcu.

Testiranje na zemlji dijeli se na 3 djela: vožnja malom brzinom, vožnja velikom brzinom i uzlet. [43]

Kod vožnje malom brzinom do izražaja će doći sve greške ugradnje stajnog trapa.

Vožnja velikom brzinom, uz uvjet stabilnosti znači utvrđivanje mogućnosti rotacije zrakoplova, budući da je stajni trap sustava tricikl. [43]

Drugi potencijalni problem kod stajnog trapa tipa tricikl jest oscilacija nosnog kotača, tzv. *shimmy*. Tu oscilaciju nemoguće je predvidjeti, stoga ako se ukaže kao problem, rješenje je povećati krak osi kotača od osi rotacije, vidljivo na slici:



Slika 81. Jedno od mogućih rješenja za oscilaciju nosnog kotača, [43]

Uzlet je najkritičnija faza u inicijalnom testiranju. Izvodi se tako da se letjelica rotira pri brzini koja je veća od minimalne i tako odlijepi od podloge. Odmah nakon uzleta slijedi skidanje snage i prizemljenje letjelice. U nekoliko iteracija se postupno povećava vrijeme provedeno u zraku. To je zadnja faza testiranja na zemlji. [43]

5.1.4. Testiranje u zraku

Testiranje u zraku je izuzetno kompleksno područje, sastoji se od nekoliko glavnih dijelova: prvi let, letovi širenja envelope leta (eng. *envelope expansion*), letovi ispitivanja stabilnosti, upravljivosti, prevučenog leta, kovita i naposljetku evaluacija performansi. [43]

5.1.4.1. Prvi let

Prvi let se izvodi tako da se prati shema aerodromskog prometnog kruga s elementima letenja u pilotažnoj zoni. Budući da se radi o letjelici na daljinsko upravljanje, krug će biti značajno manji ali će sadržavati sve elemente. [43]

Svaki testni let slijedi karticu leta – popis radnji i manevara koji se izvode u tom letu. Za prvi let napravljena je kartica leta (Tablica 2.).

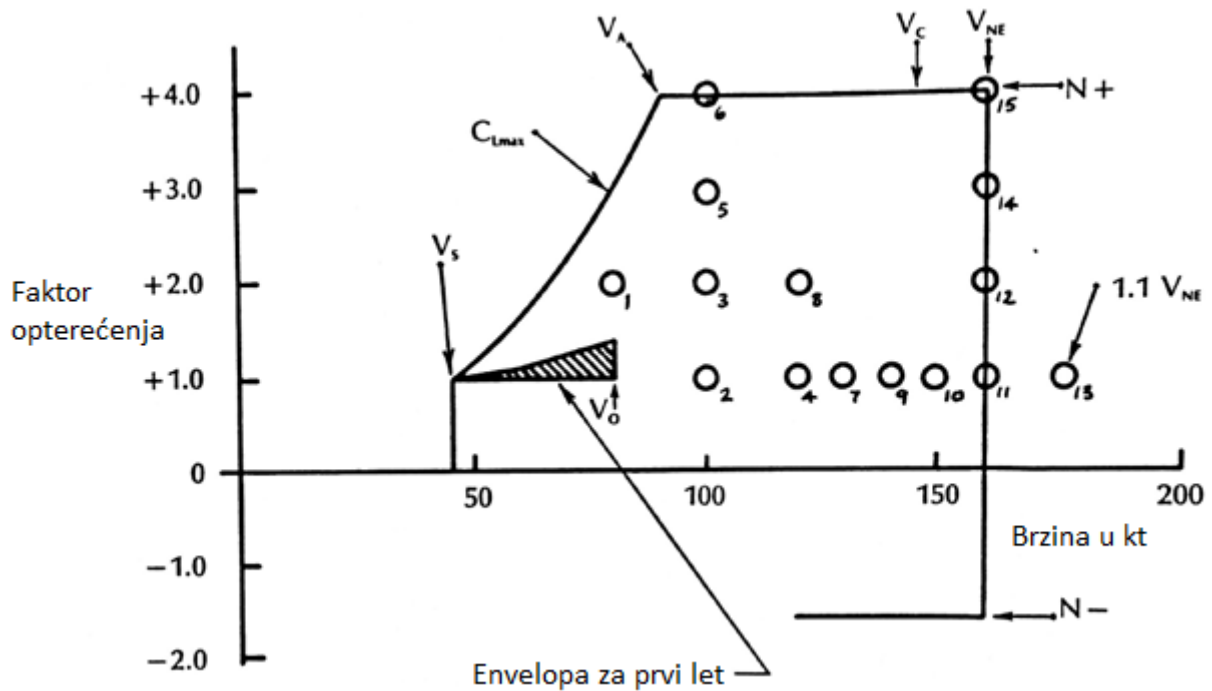
Tablica 2. Kartica leta

Ograničenja	Vjetar 5kt, 45° nagiba, 100% snage do 7s
Manevri:	
Uzlet – slijetanje, provjera	
Polijetanje, penjanje u pravcu do 10m visine	
Lijevi zaokret u penjanju, 180° 30m visine	
Zaokreti s 20°,30°,45° nagiba – 30% snage	
Zaokreti s 20°,30°,45° nagiba – 50% snage	
Zaokreti s 20°,30°,45° nagiba – 80% snage	
Zaokreti s 20°,30°,45° nagiba – 0% snage	
Prevlačenje bez snage, 2x	
Prilaz za slijetanje s produžavanjem	
Slijetanje	

Nakon obavljenog prvog leta s uključenim snimanjem podataka, slijedi analiza podataka – postignute brzine, opterećenja, kutna skretanja, ubrzanja i drugo. [43]

5.1.4.2. Letovi širenja envelope leta

Letovi širenja envelope leta su vrlo rizični. Envelope leta je definirana kao prikaz granica zrakoplova na dijagramu normalnog opterećenja i brzine leta:



Slika 82. Generička envelope leta, [43]

pri čemu su najkritičniji režimi na ekstremima obje osi. Ekstrem osi normalnog opterećenja nosi rizik preopterećenja strukture letjelice, a ekstrem osi brzine leta uglavnom nosi rizik aeroelastičnog superponiranja (eng. *Flutter*). Bitno je naglasiti da se envelope ne širi do krajnjih granica loma strukture, već onoliko koliko je potrebno za namjeravane misije letjelice, uz faktor sigurnosti. [43]

Testiranje se izvodi tako da se uspostavi brzina zrakoplova i onda dodaje faktor opterećenja do sloma uzgona $+C_{Lmax}$ ili do dosezanja tražene vrijednosti $N+$.

5.1.4.3. Letovi za ispitivanje stabilnosti, upravljivosti, prevučenog leta i kovita

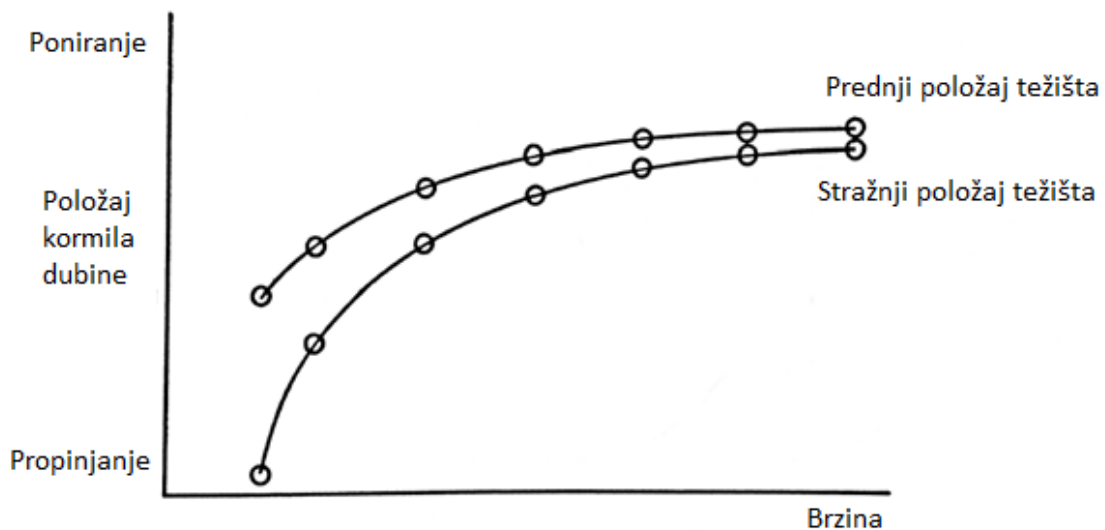
Kao i kod svakog zrakoplova, najvažnija stabilnost jest ona po dubini, takozvana uzdužna ili longitudinalna stabilnost. Budući da se radi o letjelici s površinama pokretanim pomoću servoaktuatora, razmatranje uzdužne stabilnosti sa slobodnim komandama (eng. *stick free*, u daljnjem tekstu *stick free*) ne dolazi u obzir, već je to stabilnost s fiksnim komandama (eng. *stick fixed*, u daljnjem tekstu *stick fixed*). To znači da upravljačka površina ima gotovo

nikakav pomak osim onog koji dobije uslijed pomaka aktuatora. Kod klasičnih zrakoplova, *stick fixed* stabilnost je veća od *stick free* stabilnosti jer radi tako da povećava djelotvornost repnog stabilizatora, aerodinamička površina se ne okreće u struju zraka. [43]

Kod zrakoplova sa kanardima, situacija je obrnuta jer je kanard destabilizirajuća površina, stoga povećanje djelotvornosti kanarda u odnosu na glavno krilo koje je stabilizirajuće nije povoljno. Srećom, u slučaju ove letjelice nije potrebno raditi kompromise, već se može optimizirati *stick fixed* ponašanje. [43]

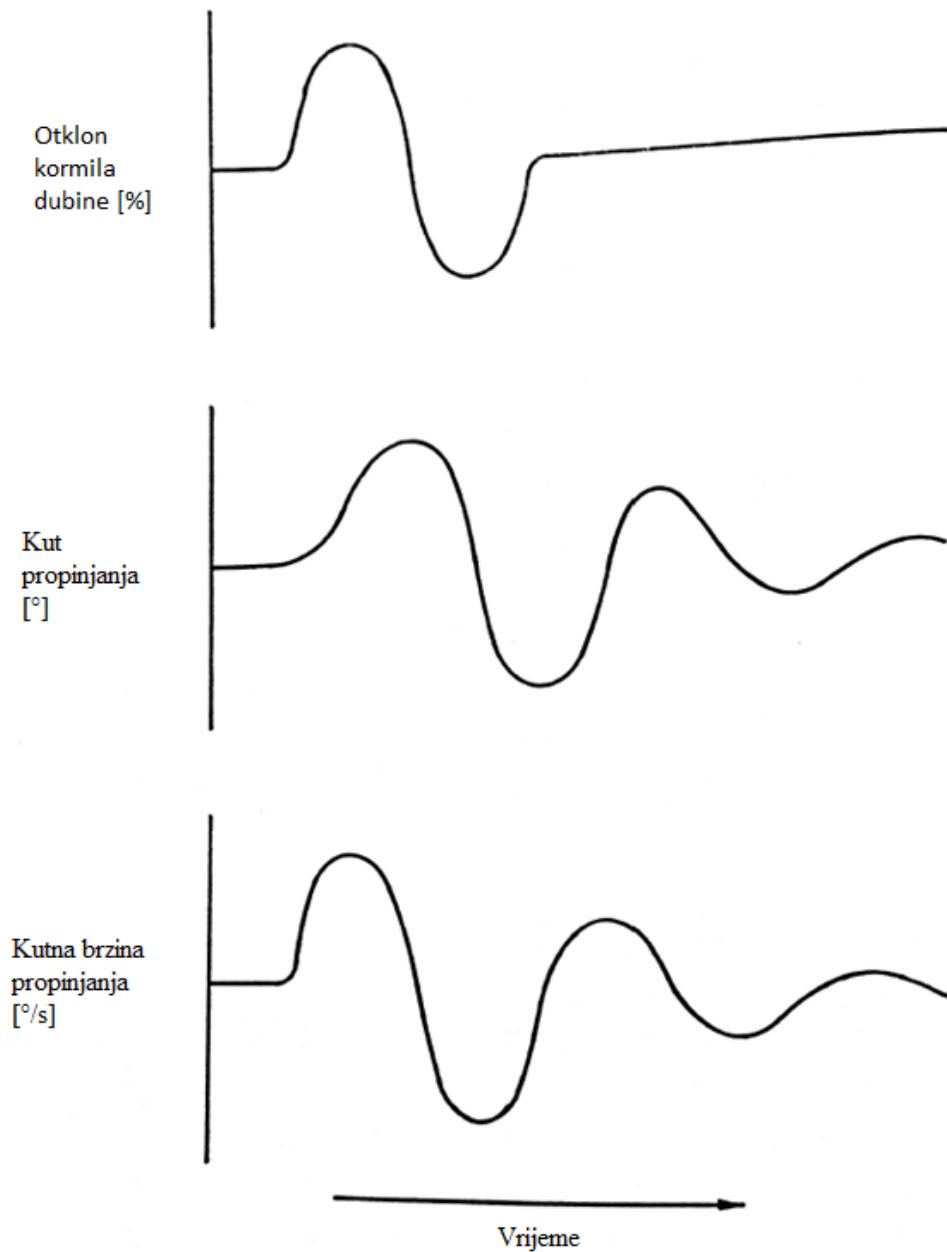
Za ove letove potrebno je mjeriti vrijeme i otklone površina i kutni odziv zrakoplova. Ugrađeni sustav bilježenja podataka ima sve te mogućnosti.

Osnovna premisa je ta da se statička stabilnost zrakoplova dedukcijom odredi iz potrebnog otklona komande za ravnotežan let. Krivulja mora imati oblik kao na slici:



Slika 83. Krivulja potrebnog otklona komande dubine pri različitim brzinama, [43]

Kod longitudinalne dinamičke stabilnosti, sve se odvija i u vremenskoj domeni. Za potrebe letjelice i s obzirom na *stick fixed* uvjet, dugoperiodičko gibanje će biti zanemareno, no kratkoperiodička stabilnost, takozvani dublet je značajan. Testiranje dinamičke stabilnosti izvodi se tako da se počne mjeriti vrijeme i onda se komanda dubine otkloni u oba smjera (Slika 84). Nakon toga, promatra se istitravanje letjelice do ravnotežnog položaja, također putem sustava bilježenja podataka. [43]



Slika 84. Ispitivanje uzdužne dinamičke stabilnosti metodom dubleta, generički dijagram, [43]

Također, preko sustava bilježenja podataka provjerit će se lateralna statička stabilnost, tako da će se proporcionalno davati otklon kormila smjera, a krilcima će se držati neutralan položaj zrakoplova. Uvjet stabilnosti jest obrnut položaj kormila smjera i krilaca poznat kao slučaj ukrštenih komandi. [43]

Kod dinamičke lateralno-direkionalne stabilnosti razlikuju se 2 moda. Prvi je spiralni mod koji je tendencija zrakoplova da povećava ili smanjuje nagib u zaokret, a drugi je oscilatorno gibanje po osima valjanja i skretanja (eng. *Dutch roll*, u daljnjem tekstu *dutch roll*). Provjera *dutch roll-a* će se raditi tako da se uvede dublet poremećaj u kormilo smjera i počne mjeriti vrijeme. Sve ispod 6 oscilacija smatra se stabilnim. Spiralni mod se provjerava tako da se letjelica uvede u zaokret s blagim nagibom i prestane se djelovati na komande. Poželjan je raspon odziva od umjerene konvergencije do blage divergencije. [43]

Prevučeni let je let na maksimalnom napadnom kutu. Karakteristika kanard konfiguracije jest da je upravo kanard ta površina koja je više aerodinamički opterećena, a krilo nikad ne dolazi na svoj kritični napadni kut, ako je letjelica pravilno dizajnirana. Ispitivanje se vrši tako da se letjelica usporava i drži u horizontalnom letu putem povećavanja kuta propinjanja do sloma uzgona na kanardu, što onda rezultira spuštanjem nosa zrakoplova i smanjenjem napadnog kuta kanarda i krila. Pravilno dizajnirana letjelica s kanardima jest inherentno otporna na kovit. Ispitivanje će se vršiti tako da se pokušaju standardne i nestandardne metode uvođenja u kovit.

5.2. Let

Kako bi dizajnirana bespilotna letjelica s kanard konfiguracijom legalno i neometano mogla letjeti zračnim prostorom Republike Hrvatske potrebno je zadovoljiti određene uvjete, odnosno ispuniti unaprijed definirane zahtjeve.

Zahtjevi su podijeljeni u dvije kategorije: operativni zahtjevi i zahtjevi vezani uz pravnu regulativu za izvođenje leta.

Operativni zahtjevi odnose se uglavnom na ograničavajuće stavke u vidu opreme potrebne za realizaciju leta, radnji za vrijeme i prije leta, vremenske uvjete, konfiguraciju terena, tehničke i eksploatacijske karakteristike opreme potrebne za upravljanje i nadziranje bespilotne letjelice i njenog autonomnog leta.

Zahtjevi vezani uz pravnu regulativu za izvođenje leta podrazumijevaju zadovoljavanje uvjeta određenih zakonima, pravilnicima, preporukama i formularima izdanih od strane nacionalnog zakonodavstva Republike Hrvatske, uključujući i preporuke i zahtjeve koje definira Hrvatska agencija za civilno zrakoplovstvo (u daljnjem tekstu HACZ).

U nastavku poglavlja detaljno su opisani i razrađeni spomenuti zahtjevi. Opisani su i načini zadovoljavanja istih što bespilotnu letjelicu čini spremnom i sposobnom za let odnosno izvršavanje misije.

5.2.1. Operativni zahtjevi za izvođenje leta izrađenom letjelicom

Kako bi se let odnosno misija bespilotnog zrakoplova mogla realizirati uspješno uzevši u obzir određene sigurnosne kriterije i standarde, definirani su operativni zahtjevi kojima su opisani minimalni zahtjevi nužni za započinjanje leta.

Postoji nekoliko kategorija operativnih zahtjeva od kojih svaki u određenoj mjeri utječe na mogućnost realizacije misije.

5.2.1.1. Performanse zrakoplova

Operativni zahtjevi mogu se odnositi na zahtjeve vezane uz performanse samog zrakoplova i interakcije i integracije istih s okolišem. U spomenutu kategoriju spadaju ograničenja po pitanju istrajnosti odnosno kapaciteta baterija, plafon leta, potrebna duljina uzletno-sletne staze, trenutno ambijentalno stanje atmosfere, maksimalni dolet zrakoplova te ostali parametri definirani poglavljem koje se odnosi na same performanse zrakoplova.

5.2.1.2. Oprema potrebna za upravljanje zrakoplovom na daljinu

Osim zahtjeva vezanih uz performanse zrakoplova, potrebno je zadovoljiti i određene operativne zahtjeve koji se odnose na opremu potrebnu za upravljanje zrakoplovom na daljinu. Ova kategorija zahtjeva podrazumijeva zemaljsku stanicu i njene tehničke i eksploatacijske karakteristike. U obzir valja uzeti konfiguraciju okolnog terena, domete telemetrijske opreme, snage odašiljača i osjetljivosti prijarnika, korištenje radiofrekvencijskog spektra i svojstva elektromagnetskih valova prilikom njihove propagacije. Karakterističnosti vezane za radiotehnologiju korištenu za upravljanje zrakoplovom поблиže su opisane u poglavlju *Sustavi bespilotne letjelice*.

5.2.1.3. Rukovatelj sustava bespilotnog zrakoplova

Konačno, osim operativnih zahtjeva vezanih uz performanse zrakoplova i zahtjeve vezane uz opremu potrebnu za upravljanje zrakoplovom na daljinu, bitno je naglasiti kako u cijelome procesu operacije zrakoplova sudjeluje ili sudjeluju i rukovatelj ili rukovatelji sustavom što čini ljudski faktor.

Osoblje koje nadzire sustavom i upravlja istim definirano je od strane operatora zrakoplova. Važno je da osoblje bude u zadovoljavajućem psihofizičkom stanju i posjeduje određena znanja i vještine nužne za upravljanje cjelokupnim sustavom. Operacijom može upravljati jedna osoba no ako je to moguće poželjno je da ima podršku još barem jedne osobe

osposobljene za nadzor i upravljanje sustavom. Uvjeti koje upravljačko osoblje mora zadovoljiti definirani su nacionalnim zakonodavstvom i pravilnicima koje izdaje HACZ.

5.2.2. Zahtjevi vezani uz pravnu regulativu za izvođenje leta

Izvođenje operacija dizajniranom bespilotnom letjelicom podliježe pravno-regulativnim zahtjevima kategorije B (klasa III, OM < 5 kg) (Tablica 3).

Definirana klasifikacija podrazumijeva izvođenje letova bespilotnom letjelicom u području u kojem postoje građevine ili objekti primarno namijenjeni za stanovanje, poslovanje ili rekreaciju kao što su stambene zgrade, stambene kuće, škole, uredi, sportski tereni, parkovi i slično (Tablica 3). Klasifikacija se odnosi na bespilotne letjelice čija operativna masa iznosi manje od 5 kg.[44]

Tablica 3. Kategorizacija i klasifikacija sustava bespilotnog zrakoplova, [44]

Klasa sustava bespilotnog zrakoplova	Klasa područja izvođenja leta			
	I	II	III	IV
5 OM ¹ <5 kg	A	A	B	C
25 5≤OM≤25 kg	A	B	C	D
150 25≤OM≤150 kg	B	C	D	D
Klasa I – Područje u kojem nema izdignutih građevina ili objekata i u kojem nema ljudi, osim rukovatelja i osoblja koje je nužno za letenje.				
Klasa II – Područje u kojem postoje pomoćni gospodarski objekti ili građevine koje nisu namijenjene za boravak ljudi i u kojem nema ljudi, osim rukovatelja i osoblja koje je nužno za letenje. Dozvoljen je samo povremeni prolazak, bez zadržavanja, ljudi kroz područje (biciklisti, šetači i sl.).				
Klasa III - Područje u kojem postoje građevine ili objekti primarno namijenjeni za stanovanje, poslovanje ili rekreaciju (stambene zgrade, stambene kuće, škole, uredi, sportski tereni, parkovi i slično).				
Klasa IV - Područje uskih urbanih zona (središta gradova, naselja i mjesta).				

Napomena (1): OM- operativna masa bespilotnog zrakoplova

Zahtjevi za izvođenje letačkih operacija sustavima bespilotnih zrakoplova u kategoriji B prikazani su u (Tablica 4).

Tablica 4. Zahtjevi za izvođenje letačkih operacija sustavima bespilotnih zrakoplova u kategoriji B – lista provjere [44]

Ova lista zahtjeva je informativnog karaktera i ne oslobađa operatora sustava bespilotnih zrakoplova od obveze udovoljavanja svim primjenjivim uvjetima propisanim Pravilnikom o sustavima bespilotnih zrakoplova i ostalim primjenjivim propisima	Odredba propisa (članak, Dodatak i/ili Prihvatljivi načini udovoljavanja)
Ugovoriti policu obveznog osiguranja	7
Ishoditi odobrenje za korištenje radiofrekvencijskog spektra	8
Označiti sustav bespilotnog zrakoplova (operator bira identifikacijsku oznaku)	9
Imenovati odgovornu osobu	15(1)
Uspostaviti sustav zapisa o letovima	15(3)
Uspostaviti sustav izvješćivanja o događajima povezanim sa sigurnošću u zračnom prometu	15(2)
Dostaviti Izjavu HACZ	13 i 18 i Dodatak 2
Dob rukovatelja mora biti najmanje 18 godina	Dodatak 4
Operator mora imati: Izjavu rukovatelja o psihofizičkoj sposobnosti ili Certifikat o zdravstvenoj sposobnosti rukovatelja Klase I, II ili III ili liječničko uvjerenje o zdravstvenoj sposobnosti rukovatelja za upravljanje vozilima koje se izdaje vozačima kojima upravljanje vozilom nije osnovno zanimanje, a koje nije starije od 5 godina ili vozačku dozvolu rukovatelja	Dodatak 4 i obrazac Izjave rukovatelja u Prihvatljivim načinima udovoljavanja
Operator mora imati: Izjavu rukovatelja o poznavanju primjenjivih zrakoplovnih propisa ili Pilotsku dozvolu ili potvrdu rukovatelja o položenom teorijskom ispitu koji provodi Agencija	Dodatak 4 i obrazac Izjave rukovatelja u Prihvatljivim načinima udovoljavanja
Operator mora imati: Izjavu rukovatelja o osposobljenosti za rukovanje sustavom bespilotnog zrakoplova	Dodatak 4 i obrazac Izjave rukovatelja u Prihvatljivim načinima udovoljavanja
Sustav bespilotnog zrakoplova mora udovoljavati tehničkim uvjetima za namjeravanu kategoriju letačkih operacija iz Dodatka 4	Dodatak 4

Dokumenti potrebni za let propisani su i pojednostavljeni dokumentom izdanim od strane HACZ. Dokument je koncipiran kao svojevrsna lista provjere temeljena na Pravilniku o sustavima bespilotnih zrakoplova i ostalim primjenjivim propisima.

Svaka stavka liste provjere povezana je s nekim od članaka ili dodataka nacionalne legislative te će kroz ostatak poglavlja biti detaljno objašnjena. Također, pojasniti će se na koji način dizajnirani bespilotni zrakoplov s kanard konfiguracijom i procedure vezane uz korištenje istog u zračnom prometu zadovoljavaju standarde propisane Pravilnikom o sustavima bespilotnih zrakoplova (NN 49/15) i ostalim primjenjivim propisima.

Za sigurno operiranje zrakoplovom uz primjenu proaktivnih mjera zaštite, zrakoplov je potrebno osigurati. Međutim, ako se radi o zrakoplovnom modelu odnosno bespilotnoj letjelici u ovome slučaju kategorije III-B; stavak (2) članka 7. Pravilnika o sustavima bespilotnih zrakoplova koji se odnosi na policu osiguranja bespilotnog zrakoplova, primjenjuje se isključivo kao preporuka a ne standard. [44]

Za provođenje operacija bespilotnim zrakoplovima nužno je korištenje određenog dijela radio frekvencijskog spektra. S obzirom na to da je radiofrekvencijski spektar sam po sebi ograničen u vidu javnosti dostupnog dijela spektra za korištenje, ako će se za upravljanje i nadziranje leta bespilotnog zrakoplova koristiti dio radio frekvencijskog spektra zabranjenog za kontinuiranu upotrebu javnosti, potrebno je ishoditi dozvolu nadležnog tijela i na definirani način udovoljiti uvjetima članka 8 stavka 1 i 2 pravilnika o sustavima bespilotnih letjelica.

Svaki zrakoplov koji operira definiranim zračnim prostorom mora imati identifikacijsku oznaku. Identifikacijsku oznaku dodjeljuje HACZ. S obzirom na to da je operativna masa bespilotne letjelice manja od 5 kg, umjesto negorive pločice može se koristiti identifikacijska naljepnica, Pravilnik o sustavima bespilotnih letjelica, članak 9, stavak 2. Bespilotna letjelica s kanard konfiguracijom kategorizirana je B kategorijom stoga nije potrebno identifikacijsku oznaku tražiti od HACZ već ju operator može izraditi sam tako da zadovoljava uvjete propisane člankom 9 Pravilnika o sustavima bespilotnih zrakoplova.

Kako bi se periodički i sustavno mogli pratiti podaci i informacije o letovima bespilotnih letjelica, nužno je u ustrojbenoj jedinici operatora definirati odgovornu osobu nad aktivnostima operatora.

Kao i pri klasičnom izvođenju letnih operacija, za izvođenje operacija bespilotnih letjelica također je potrebno prijavljivati plan leta. Isti je nešto drugačiji i jednostavniji te se ispunjava na nešto drukčiji način od klasičnog plana leta.

Osim što je plan leta nužno slati HACZ, isti je potrebno i čuvati, za što je potrebno uspostaviti sustav vođenja i čuvanja zapisa o letu.

Svaki zapis o letu bespilotne letjelice mora sadržavati najmanje podatke definirane člankom 15, Pravilnika o sustavima bespilotnih zrakoplova. Člankom 15 definirane su i sve ostale obveze operatora koje moraju biti zadovoljene kako bi bespilotni zrakoplov mogao legalno letjeti.

Kako bi ishodio odobrenje za izvođenje letačkih operacija bespilotnom letjelicom, operator podliježe pravilima definiranim stavkom 1, članka 13 koji se odnosi na letačke operacije kategorije A i B.

Članak 13 Pravilnika o sustavima bespilotnih zrakoplova, u ovome slučaju poziva se na standarde propisane člankom 18. Isti nalaže da operater izjavu podnese putem obrasca, objavljenog u Pravilniku o sustavima bespilotnih zrakoplova (Slika 85).

Ime, prezime, OIB i adresa rukovatelja sustava bespilotnog zrakoplova

Ime i adresa operatora sustava bespilotnog zrakoplova

Predmet : Izjava rukovatelja sustava bespilotnog zrakoplova

U skladu s odredbama Dodatka 4, Pravilnika o sustavima bespilotnih zrakoplova („Narodne novine“, broj 49/15 i 77/15) izjavljujem:

- da sam psihofizički sposoban za upravljanje sustavom bespilotnog zrakoplova u letačkim operacijama
- da sam upoznat sa zrakoplovnim propisima primjenjivim na izvođenje letačkih operacija sustavima bespilotnih zrakoplova
- da sam osposobljen za upravljanje sustavima bespilotnih zrakoplova slijedećih tipova/modela:

Izvijestiti ću operatora sustava bespilotnog zrakoplova o svakoj promjeni svog psihofizičkog stanja, upoznatosti s propisima i osposobljenosti za upravljanje sustavom koja utječe na podatke dane u ovoj izjavi.

U mjesto, DD. mjesec 20 GG.

Potpis rukovatelja sustava bespilotnog zrakoplova

Slika 85. Obrazac Izjava rukovatelja sustava bespilotnog zrakoplova, [45]

Konačno, kako bi na određeni način operator zrakoplova objedinio i jamčio kako udovoljava svim uvjetima kako bi nesmetano i u skladu sa zakonom mogao obavljati operacije bespilotnim zrakoplovom, potrebno je ishoditi Izjavu operatora također definiranu Pravilnikom o sustavima bespilotnih letjelica.

Izjavom operator potvrđuje da je sposoban i da ima sredstva za preuzimanje odgovornosti povezanih s izvođenjem letačkih operacija sustavom bespilotnih zrakoplova, da sustavi bespilotnih zrakoplova kojima namjerava izvoditi letačke operacije ispunjavaju primjenjive tehničke zahtjeve, te da će letačke operacije izvoditi u skladu s odredbama Pravilnika o sustavima bespilotnih letjelica. [44]

Primjer izjave nalazi se u dodatku 2 Pravilnika o sustavima bespilotnih letjelica. Izjavom je opisano kako se od operatora očekuje da :

- (a) održava sukladnost s primjenjivim zahtjevima i informacijama sadržanima u izjavi,
- (b) u slučaju promjena, mora odmah obavijestiti Agenciju izmijenjenom Izjavom, i
- (c) obavijesti Agenciju kada trajno prestane s izvođenjem letačkih operacija.

[44]

Osim svih gore navedenih zahtjeva, HACZ od operatera traži :

- Dob rukovatelja bespilotnim zrakoplovom od najmanje 18 godina
- Izjavu rukovatelja bespilotnog zrakoplova o osposobljenosti za rukovanje sustavom bespilotnog zrakoplova

Nužno je zatim imati najmanje jednu od sljedećih stavki :

- Izjavu rukovatelja bespilotnog zrakoplova o psihofizičkoj sposobnosti

- Certifikat o zdravstvenoj sposobnosti rukovatelja bespilotnog zrakoplova klase I, II ili III
- liječničko uvjerenje o zdravstvenoj sposobnosti rukovatelja bespilotnog zrakoplova za upravljanje vozilima koje se izdaje vozačima kojima upravljanje vozilom nije osnovno zanimanje, a koje nije starije od 5 godina
- vozačku dozvolu rukovatelja bespilotnog zrakoplova

Također, operater mora imati najmanje jednu od sljedeće dvije stavke :

- Izjavu rukovatelja bespilotnog zrakoplova o poznavanju primjenjivih zrakoplovnih propisa
- Pilotsku dozvola
- potvrdu rukovatelja bespilotnog zrakoplova o položenom teorijskom ispitu koji provodi Agencija

Ostali tehnički uvjeti za namjeravanu kategoriju letačkih operacija i gore navedeni uvjeti opisani su dodatkom 4 u Prihvatljivim načinima udovoljavanja te obrascem Izjave rukovatelja u Prihvatljivim načinima udovoljavanja.

Svi članovi projekta zadovoljavaju zahtjeve HACZ, pojedinci imaju privatne/profesionalne pilotske dozvole, elementi (komponente) letjelice su poznati i mjesta na kojima se održavaju testiranja i eventualni letovi zadovoljavaju potrebne uvjete - sve navedeno daje naznaku da će prvi let letjelice biti izvršen u skladu sa svim legalnim zahtjevima. Do sada letjelica nije izvršila samostalni let, već je i dalje u fazi testiranja. Kroz svako testiranje se uočavaju raznorazne pojave na letjelici koje zahtijevaju razmatranje i eventualne korekcije, a cijeli projekt letjelice postavljen je na način da se kontinuirano uključuju novi studenti. Očekivano je da će kroz narednih mjesec dana doći do samostalnog leta letjelice, a samim time i do konačnog izračuna performansi.

ZAKLJUČCI

Projekt dizajniranja i proračuna performansi letjelice s kanard konfiguracijom temeljen je na dosadašnjem stečenom iskustvu studenata aeronautike tijekom studiranja. Kako bi se dokazala povezanost teoretskog i praktičnog rezultata primijenjen je eksperimentalni pristup izrade letjelice. Preliminarni proračuni koji su dobiveni iz *XFLR5* uobličili su model, te se dobivene proračune treba usporediti s konačnim rezultatima fizičkog modela u eksploataciji.

Budući da je zrakoplovna tehnologija u konstantnom napretku, odabran je pristup kompozitne tehnologije koja omogućava jednostavniju izvedbu kompliciranijih komponenti. Uz kompozitne materijale korištene su i aditivne tehnologije - 3D ispis, koji je uvelike olakšao izradu elemenata koji zahtijevaju veliku preciznost i izradu elemenata koji moraju biti apsolutno isti. Ovakav pristup izrade letjelice studentima vizualizira kompleksnost izrade kompozitnih komponenti koje trebaju zadovoljiti eksploatacijske karakteristike. Dobivanjem krajnjeg modela, pojedine komponente kao što su trup, krilo i vertikalni stabilizator su ojačani kompozitnom tehnologijom.

Elektronički sustavi koji su implementirani su kontinuirano testirani kroz stupnjeve izrade. S implementacijom svakog modula, prije instalacije idućeg provjereno je funkcionira li instalirani modul kao jedinstvena cjelina zajedno s autopilotom. Kroz računalni program *MissionPlanner* podešeni su parametri za rad svakog modula, ESC-ova i servo aktuatora ali se provjeravala i točnost mjerenja modula i komponenata.

Nakon implementacije svih sustava (modula) i potvrda funkcionalnosti, razrađena je faza testiranja. Za fazu testiranja, neophodna je izrada kardanskog ovjesa koji omogućava sigurno i pouzdano testiranje modela - potvrdu stabilnosti i upravljivosti.

Za izvođenje inicijalnih letova, testova na tlu i provjere performansi - uz teoretsku podlogu i proračune dobivene iz *XFLR5* modela, pristup dobivanja konačnih rezultata je isključivo korištenjem eksperimentalne metode. *Pixhawk* pohranjuje sve podatke o letu na internu memorijsku karticu, prema kojoj se nakon leta mogu iščitati svi parametri, i sukladno s tim - obaviti realni proračuni performansi.

Realizacija projekta temeljena je na želji za stjecanjem znanja u području kompozita, dizajniranja letjelice za posebne namjene, proračunskim dokazivanjem vjerodostojnosti ideje,

izradom letjelice i svom popratnom problematikom koja se susreće u procesu. Kroz vrijeme rada na projektu, koje je i dalje u tijeku, studenti su se praktično upoznali sa svim navedenim temama, dobili priliku praktično primijeniti naučenu teoriju s predavanja te istražiti druge srodne grane struke.

Studij aeronautike osposobljava ljude za eksploataciju odnosno operacije zrakoplova, a proces izrade letjelice ne spada u domenu studija aeronautike. Samim time osobe uključene u ovaj projekt unaprijedile su svoje stručno znanje i dobile uvid u pozadinu izrade letjelica. Projekt je tim više vrijedan jer su tehnike izrade koje su korištene u izradi ovog modela, pogotovo tip konstrukcije bez kalupa, iste kao i one koje se koriste za izradu zrakoplova *Diamond - DV 20* koji je u vlasništvu Fakulteta prometnih znanosti i koji se aktivno koristi za obuku pilota.

Zahvale

Autori se zahvaljuju na doprinosu i ukazanom povjerenju svim kolegama, suradnicima, profesorima Fakulteta prometnih znanosti, posebice odsjeku aeronautike te mentoru dr. sc. Tomislavu Radišiću bez kojeg ovaj projekt ne bi bio moguć. Također autori se nadaju da su barem djelomice pomogli u zainteresiranosti i razvoju budućih projekata studenata i potakli na razvoj bespilotnih letjelica u Republici Hrvatskoj, ali i šire.

U Zagrebu, travanj 2017.

Autori:

Josip Kovač Levantin

Nikola Renčelj

Nikola Cvetković

David Ribić

Filip Kašuba

Goran Crnički

Juraj Meštrović

Neven Kozina

POPIS LITERATURE

- [1] Anderson, J. D.: Fundamentals of aerodynamics, University of Maryland, New York, 2001
- [2] Kalajžić M.: Teorija leta zrakoplova, Fakultet prometnih znanosti, Zagreb, 2002
- [3] URL: <http://epoxyworks.com/index.php/common-errors-in-fiberglass-repair/> (pristupljeno travanj 2017)
- [4] NASA: Vortex-lattice utilization, Langley Research Center, Hampton, 1976
- [5] URL: <https://www.youtube.com/watch?v=Hr0I6wBFGpY> (pristupljeno travanj 2017.)
- [6] Smith, H. C.: Introduction to Aircraft Flight Test Engineering, The Pennsylvania State University, Jeppesen Sanderson, 1988
- [7] Jongeun, C.: 2nd order system response, folije s predavanja, Michigan State University, East Lansing, 2007
- [8] Royal Society of Chemistry: Composite materials
- [9] URL: <http://stores.ebay.com/Momentum-Composites> (pristupljeno travanj 2017.)
- [10] URL: <https://www.youtube.com/watch?v=p9GTYsNBiaE> (pristupljeno travanj 2017.)
- [11] URL: <https://www.aliexpress.com/popular/woven-kevlar-fabric.html> (pristupljeno travanj 2016.)
- [12] URL: http://www.fibreglast.com/product/mold-construction/Learning_Center (pristupljeno travanj 2017.)
- [13] URL: <http://www.adventuresofgreg.com/HPVlog/10-30-05.html> (pristupljeno travanj 2017.)
- [14] URL: <https://www.bimmerforums.com/forum/showthread.php?1306900-Foam-Carbon-Fiber-Wing-DIY> (pristupljeno travanj 2017.)
- [15] URL: <http://www.archive.jimphoenix.com/archive09/jimphoenix2/pages/Nimbus/RH%20UP%20Wing/RH%20UP%20Wing.htm> (pristupljeno travanj 2017.)
- [16] URL: <http://www.instructables.com/id/Hot-wire-foam-cutter/> (pristupljeno travanj 2017.)
- [17] URL: <http://www.hotwiresystems.com/products-hot-wire-foam-cutters/> (pristupljeno travanj 2017.)
- [18] URL: https://en.wikipedia.org/wiki/3D_printing (pristupljeno travanj 2017.)

- [19] Krajček, K.: Zbirka riješenih zadataka iz Teorije leta 1, Fakultet prometnih znanosti, Zagreb, 2015
- [20] URL: <https://s-media-cache-ak0.pinimg.com/originals/92/fc/3f/92fc3f0d42c8a12d9a7482540119514a.jpg> (pristupljeno travanj 2017.)
- [21] URL: https://3dr.com/support/articles/3dr_pixhawk/ (pristupljeno travanj 2017.)
- [22] URL: <https://store.3dr.com/products/digital-air-speed-sensor> (pristupljeno travanj 2017.)
- [23] URL: https://docs.zubax.com/zubax_gnss_2 (pristupljeno travanj 2017.)
- [24] URL: <http://www.teraranger.com/product/teraranger-one-distance-sensor-for-drones-and-robotics/> (pristupljeno travanj 2017)
- [25] URL: <http://fpvlab.com/forums/showthread.php?26170-EzUHF-JR-Module-8-ch-Rx-lite-range-issues-Failsafe-within-500-ft> (pristupljeno travanj 2017)
- [26] URL: http://www.sloughrc.com/default.asp?WPG=SRCM_HomePage1&PageNumber=1&s=c:0,c:070,c:070-170,b:Futaba (pristupljeno travanj 2017)
- [27] URL: http://team-legit.com/DragonLink-Transmitter-Harness-Mount_p_135.html (pristupljeno travanj 2017)
- [28] URL: <http://www.frsky-rc.com/product/images/pic/1456726910.jpg> (pristupljeno travanj 2017)
- [29] URL: http://hobbywireless.com/index.php?main_page=popup_image_additional&pID=1668&pic=0&products_image_large_additional=images%2Ftslrs-top-view_01.jpg (pristupljeno travanj 2017)
- [30] URL: <http://www.acma.gov.au/theACMA/engage-blogs/engage-blogs/Interference/Shoalhaven-reception-and-interference-issues> (pristupljeno travanj 2017)
- [31] URL: <https://www.youtube.com/watch?v=ckcsCOvXBuw> (pristupljeno travanj 2017)
- [32] URL: <https://i.ytimg.com/vi/EUp-HtY7AqQ/hqdefault.jpg> (pristupljeno travanj 2017)
- [33] Narodne novine: Pravilnik o uvjetima dodjele i uporabe radiofrekvencijskog spektra, 2012
- [34] Coudé R., Henderson J. B.: Radio Mobile Program Operating Guide, Calgary, 2013
- [35] URL: http://radiomobile.pe1mew.nl/?Calculations:Propagation_calculation:Fresnel_zones (pristupljeno travanj 2017.)

- [36] URL: <https://www.maximintegrated.com/en/app-notes/index.mvp/id/3622> (pristupljeno travanj 2017.)
- [37] The American Radio Relay League, Inc: The ARRL Handbook for radio communications, Newington, 2017
- [38] URL: <http://www.mtiwe.com/?CategoryID=353&ArticleID=163> (pristupljeno travanj 2017.)
- [39] Meštrović, J: Prijenos telemetrijskih podataka letjelice putem audio kanala sustava za video prijenos, Tehničko veleučilište u Zagrebu, Zagreb, 2016
- [40] URL: https://www.researchgate.net/figure/281946793_fig1_Fig-2-Radiation-pattern-of-a-dipole-in-the-plans-a-horizontal-and-b-vertical (pristupljeno travanj 2017.)
- [41] URL: <http://www.l-com.com/content/Article.aspx?Type=N&ID=10264> (pristupljeno travanj 2017.)
- [42] Meštrović, J.: Praktični rad slika, 2017
- [43] Askue, V.: Flight testing homebuilt aircraft, Newcastle, 2006
- [44] Narodne Novine: Pravilnik o sustavima bespilotnih zrakoplova, 2015
- [45] Hrvatska agencija za civilno zrakoplovstvo: Prihvatljivi načini udovoljavanja odredbama Pravilnika o sustavima bespilotnih zrakoplova, 2015

POPIS SLIKA

Slika 1. Idejna skica	5
Slika 2. Podjela uzgonskih sila i težine	7
Slika 3. 3D dizajn kanarda	8
Slika 4. Odnos koeficijenta uzgona za određeni napadni kut za pripadajući aspektni odnos	9
Slika 5. Bočni pogled na krila	9
Slika 6. Vertikalni stabilizator prije ugradnje kormila smjera	11
Slika 7. Kormilo smjera, 3D model za ispis.....	12
Slika 8. 3D model krilca, za ispis.....	12
Slika 9. Model letjelice u CAD softveru <i>OpenVSP</i>	13
Slika 10. Jedna od prvih analiza u softveru XFLR5.....	15
Slika 11. Konačni dizajn letjelice.....	15
Slika 12. Polare svih analiziranih aeroprofila u zadanim rasponima	16
Slika 13. Distribucija uzgona u obliku zvona na glavnom krilu	17
Slika 14. Utjecaj ravnih terminezona krila na stvaranje vršnih vrtloga	17
Slika 15. Odnos brzine i napadnog kuta.....	18
Slika 16. Preduvjet za analizu stabilnosti zrakoplova	19
Slika 17. Kratkoperiodična uzdužna stabilnost zrakoplova	21
Slika 18. Dugoperiodična uzdužna stabilnost zrakoplova (eng. <i>Phugoid</i>).....	22
Slika 19. Kratkoperiodička lateralna stabilnost.....	23
Slika 20. Očekivani izgled krivulje potrebne snage, [6]	26
Slika 21. Odnosi raspoložive snage i potrebne snage, [6].....	26
Slika 22. Ovisnost brzine penjanja o visini, [6]	27
Slika 23. Metoda penjanja po zupcima,	28
Slika 24. Izgled klasičnog grafa ovisnosti koeficijenta uzgona o napadnom kutu, [6].....	29
Slika 25. Graf potrebne i raspoložive snage, [6]	31
Slika 26. Brzina za najbolji dolet, [6].....	32
Slika 27. Epoksidna smola i vlakna, [9].....	35
Slika 28. Ugljična ploča lijevo, ugljična vlakna desno	36
Slika 29. Staklena vlakna	36
Slika 30. <i>Kevlar</i> vlakna, [11]	37
Slika 31. Ugljična vlakna postavljena u kalup, [13]	39
Slika 32. Staklena vlakna postavljena na trup letjelice	40
Slika 33. Izgled površine prije završne obrade kompozitne komponente, [14]	41
Slika 34. Izgled površine nakon završne obrade kompozitne komponente, [15].....	41
Slika 35. Alat za rezanje, vruća žica	42
Slika 36. Trup modela s postavljenim kanardima	43
Slika 37. Unutrašnjost trupa	44
Slika 38. Komponenta ispisana 3D pisačem,	45
Slika 39. Izgled 3D pisača, Ultimaker ² u sredini slike.....	46
Slika 40. Prikaz skice početnog izgleda letjelice u CAD programu	46

Slika 41. Kretanje mlaznice 3D pisača.....	47
Slika 42. Ispisane komponente bespilotne letjelice.....	48
Slika 43. Ispisane Kanard površine s pripadajućim kormilom dubine.....	49
Slika 44. Ispisana krilca, crvene komponente	50
Slika 45. Ispisano kormilo pravca	51
Slika 46. Poprečni presjek nosača Pitot-Prandtlove cijevi,	52
Slika 47. Postavljeni nosač Pitot cijevi na nos bespilotne letjelice	52
Slika 48. Prikaz rastavljenog spoja krilo-trup, [20]	54
Slika 49. Priprema i lijepljenje komponenti spoja krilo-trup.....	55
Slika 50. Pojačanje spoja lijepljene komponente i trupa stakloplastikom	55
Slika 51. Konačni izgled donjeg spoja krilo-trup.....	56
Slika 52. Karmanov slivnik.....	57
Slika 53. Epoksidna smola povećane gustoće za poboljšanje dosjeda krila	57
Slika 54. Centriranje komponenti i poboljšanje poklopca krila	58
Slika 55. <i>Pixhawk</i> upravljačka jedinica, autopilot, [21].....	60
Slika 56. Primjer senzora i sonde, [22]	62
Slika 57. Prikaz instalirane Pitot-statičke sonde	63
Slika 58. Izgled GNSS modula, [23].....	64
Slika 59. TerraOne senzor, [24]	65
Slika 60. Jednostavna shema sustava napajanja, crvenom bojom su označeni vodiči s naponom od 5V. <i>Pixhawk</i> sa svim modulima (GNSS, brzinomjer, itd..) dijeli svoj interni napon zbog male potrošnje modula.	67
Slika 61. EzUHF modul u obliku JR, koji se spaja na stražnju stranu upravljačke stanice, [25]	70
Slika 62. Futaba modul, koji se priključuje na upravljaču stanicu jednako kao i JR, [26]	70
Slika 63. DragonLink bežični modul, koji se priključuje na stanicu kao vanjska jedinica, [27]	71
Slika 64. FrSky Taranis, [28]	72
Slika 65. Scherrer Tx 700 Pro, [29]	73
Slika 66. Tipične smetnje u digitalnom signalu, [30]	74
Slika 67. Tipične smetnje u prijenosu analognog signala. Iako je kvaliteta slike loša, moguće je razaznati horizont i zadržati letjelicu u pravilnom letu, [31]	75
Slika 68. Specijalizirani sustav za bespilotne letjelice (eng. Range Video OSD, RVOSED) koji osigurava u jednom uređaju autopilot, OSD, filtrirano napajanje, [32].....	76
Slika 69. Prva i druga Fresnelova zona, glavni i odbijeni signal pri čemu je prva zona narušena, [35]	80
Slika 70. Dijagram zračenja izotropnog radijatora desno i dipol antene lijevo, [36].....	82
Slika 71. Tri osnovna tipa polarizacije linearna, cirkularna i eliptična, [38]	83
Slika 72. Desno se nalazi antena lijeve polarizacije za 5.8GHz. U sredini se nalazi usmjerena cirkularno polarizirana antena za 5.8GHz također lijeve polarizacije. Lijevo se nalazi antena za 2.4GHz desne polarizacije, [39]	84
Slika 73. Dijagrami zračenja omni direkcionalne antene, u ovom primjeru prikazan je poluvalni dipol. Ova antena je najslabija izotropnom radijatoru, dobitak antene je minimalan, [40]	85

Slika 74. Dijagram zračenja usmjerene parabolične antene velikog dobitka. Može se vidjeti da antena ima jednu glavnu laticu i mali broj sporednih latica koje su zanemarive, [41]	85
Slika 75. <i>Biquad</i> usmjerena antena dobitka 11dB za 1280MHz, služi za prijem video signala sa letjelice, [42].....	86
Slika 76. Izgled modela kardanskog ovjesa u programu <i>SketchUp</i>	89
Slika 77. Vizualizacija osi slobode gibanja, os valjanja	90
Slika 78. Namješteni ovjes na modelu	90
Slika 79. Izgled platforme	91
Slika 80. Letjelica ovješena na kardanskom ovjesu	92
Slika 81. Jedno od mogućih rješenja za oscilaciju nosnog kotača, [43]	93
Slika 82. Generička envelope leta, [43]	95
Slika 83. Krivulja potrebnog otklona komande dubine pri različitim brzinama, [43]	96
Slika 84. Ispitivanje uzdužne dinamičke stabilnosti metodom dubleta, generički dijagram, [43]	97
Slika 85. Obrazac Izjava rukovatelja sustava bespilotnog zrakoplova, [45].....	105

POPIS TABLICA

Tablica 1. Izračun položaja težišta i momenata tromosti	19
Tablica 2. Kartica leta	94
Tablica 3. Kategorizacija i klasifikacija sustava bespilotnog zrakoplova, [44]	101
Tablica 4. Zahtjevi za izvođenje letačkih operacija sustavima bespilotnih zrakoplova u kategoriji B – lista provjere [44]	102

SAŽETAK

Ovaj rad opisuje proces projektiranja, izradu i eksploataciju bespilotne letjelice. Početni dio rada odnosi se na projektiranje bespilotne letjelice na osnovi idejnih namjena letjelice sve do dizajna i preliminarnih izračuna. Prvi dio završava uvodom u performanse i njihovim dobivanjem eksperimentalnim metodama. Drugi dio rada objašnjava izradu letjelice. Objasnjen je odabir materijala, materijali korišteni pri izradi, metode korištene kod izrade trupa i krila letjelice. Treći dio rada baziran je na sustavima bespilotne letjelice. Poglavlje polazi od nužnih sustava za let letjelice, njihovog odabira, implementacije i načina rada. Dalje se razlažu dijelovi potrebni za pomicanje upravljačkih površina, proces odabira frekvencije, odabir anetena i telemetrija. Posljednji dio rada tiče se eksploatacije letjelice. Također, dan je pregled izrade i korištenja kardanskog ovjesa namijenjenog testiranju letjelice. Opisana je procedura testiranja letjelice na tlu i u zraku preko kartica leta. Naposljetku, opisani su zahtjevi od strane pravne regulative za izvođenje leta.

Ključne riječi: bespilotna letjelica, projektiranje, izrada, eksploatacija, sustavi bespilotne letjelice

SUMMARY

This paper describes the process of designing, manufacturing and exploitation of the Unmanned Aerial Vehicle (UAV). The initial part of the paper deals with the design of UAV based on conceptual purpose all the way to design and preliminary calculations. The first part ends with an introduction to UAV performance together with experimental methods of obtaining performance data. The second part of the paper explains the design of UAV. The choice of materials, materials used, fabrication methods of fuselage and wings, are explained. The third part of the paper is based on UAV systems. The chapter starts with the necessary UAV flight systems, their selection, implementation and mode of operation. Furthermore, the parts needed to move the control surfaces, the frequency selection process, the choice of aeriels and telemetry are explained. The last part of the paper concerns the exploitation of the UAV. Moreover, an overview of the design and use of cardan suspension for the testing of the aircraft is given. The procedure for testing the aircraft on the ground and in the air through the flight card is described. Finally, the requirements of the flight regulations are described.

Key words: Unmanned Aerial Vehicle, design, manufacturing, exploitation, UAV systems