

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU  
FAKULTET ELEKTROTEHNIKE I RAČUNARSTVA

*Matija Bedeković, Bruno Marić, Martina Tomić*

Dizajn i razvoj male multirotorske letjelice s  
upravljanjem zasnovanim na pomičnim  
masama

Zagreb, 2017

Ovaj rad izrađen je u Laboratoriju za Robotiku i Inteligentne Sustave Upravljanja, na Zavodu za Automatiku i Računalno Inženjerstvo pod vodstvom prof. dr. sc. Stjepana Bogdana i predan je za natječaj za dodjelu Rektorove nagrade u akademskoj godini 2016./2017.

# Sadržaj

<b>1</b>	<b>Uvod</b>	<b>1</b>
<b>2</b>	<b>Opis koncepta</b>	<b>3</b>
<b>3</b>	<b>Matematički model</b>	<b>4</b>
3.1	Nelinearni dinamički model letjelice s pokretnim masama	4
3.2	Linearizirani dinamički model letjelice	8
<b>4</b>	<b>Identifikacija parametara sustava</b>	<b>11</b>
4.1	Identifikacija dinamike pokretnih masa	11
4.2	Identifikacija momenta tromosti	13
4.3	Parametri modela letjelice	16
<b>5</b>	<b>Upravljačka struktura</b>	<b>17</b>
<b>6</b>	<b>Mehanička konstrukcija</b>	<b>22</b>
6.1	Letjelica <i>ArduCopter</i>	23
6.2	Klizni mehanizam pokretne mase	24
6.2.1	Aktuator	24
6.2.2	Kretanje po kraku letjelice	25
6.2.3	Izrada i montaža	26
6.3	Horizontalna montaža sastavnih dijelova letjelice	27
6.3.1	Sloj kontrolera leta	27
6.3.2	Sloj upravljačkog sklopovlja	28
6.3.3	Sloj za proširenje	29
6.4	Prikaz realizacije mehaničke konstrukcije	29
<b>7</b>	<b>Elektroničko sklopovlje</b>	<b>32</b>
7.1	Sastavni dijelovi elektroničkog sklopovlja	33
7.1.1	Napajanje	33
7.1.2	Mikrokontroler	34
7.1.3	LED indikatori	35
7.1.4	Pogon koračnih motora	35
7.1.5	Konektori	37
7.1.6	Dynamixel	39
7.1.7	CAN	40

7.2	Tiskana pločica - PCB . . . . .	40
7.2.1	Projektiranje tiskane pločice . . . . .	40
<b>8</b>	<b>Programska struktura . . . . .</b>	<b>42</b>
8.1	Programska podrška za upravljačku pločicu koračnih motora . . . . .	42
8.1.1	Upravljanje koračnim motorima . . . . .	42
8.1.2	Ostale komponente programske podrške upravljačke pločice koračnih motora . . . . .	43
8.2	Programska podrška za Pixhawk kontroler leta . . . . .	44
<b>9</b>	<b>Eksperimentalni rezultati . . . . .</b>	<b>46</b>
9.1	Eksperiment odskočne pobude . . . . .	46
9.2	Eksperiment sinusne pobude . . . . .	47
9.3	Eksperiment upravljanja kutom uz uključene rotore . . . . .	48
<b>10</b>	<b>Zaključak . . . . .</b>	<b>49</b>
	<b>Zahvale . . . . .</b>	<b>50</b>
	<b>Literatura . . . . .</b>	<b>51</b>
	<b>Sažetak . . . . .</b>	<b>53</b>
	<b>Summary . . . . .</b>	<b>54</b>



## Popis slika

1	Projekt MORUS - autonomni heterogeni robotski sustav sastavljen od bespilotne letjelice i bespilotne ronilice [15]	1
2	Utjecaj pomaka pokretne mase na položaj letjelice	3
3	Koordinatni sustav letjelice	4
4	Dinamika pomične mase	12
5	Identificirana dinamika pokretnih masa	13
6	Prikaz pomaka pomičnih masa za $\Delta x = 8 \text{ cm}$ u svrhu identifikacije momenta tromosti	14
7	Rezultat identifikacije momenta tromosti	15
8	Upravljačka struktura sustava letjelice	17
9	Odabir pojačanja P regulatora unutarnje upravljačke petlje	19
10	Odziv zatvorenog kruga unutarnje upravljačke petlje na jediničnu odskočnu pobudu	19
11	Odabir pojačanja P regulatora vanjske upravljačke petlje	20
12	Odziv zatvorenog kruga vanjske upravljačke petlje na jediničnu odskočnu pobudu	21
13	3D model modificirane letjelice <i>ArduCopter</i>	22
14	3D model postojeće letjelice <i>ArduCopter</i>	24
15	Koračni motor	25
16	Klizni mehanizam	26
17	Prihvat koračnog motora	26
18	Prikaz elemenata zupčastog prijenosa	26
19	Prikaz 3D modela jednog kraka letjelice s pomičnom masom	27
20	Sloj kontrolera leta	28
21	Sloj upravljačkog sklopovlja	28
22	Sloj za proširenje	29
23	Prikaz laboratorijskog modela letjelice s pomičnom masom - središnji položaj	30
24	Prikaz laboratorijskog modela letjelice s pomičnom masom - odmak $0.2 \text{ rad}$	30
25	Prikaz laboratorijskog modela letjelice s pomičnom masom	31
26	3D model elektroničkog sklopovlja	33
27	Prikaz pogona koračnog motora	36
28	Logička stanja za generiranje impulsnog signala koraka motora	43
29	Prikaz modula i tokova podataka u programskoj podršci upravljačke pločice koračnih motora	44
30	Prikaz interakcije programskih modula sustava upravljanja	45
31	Prikaz kuta i kutne brzine u eksperimentu odskočne pobude	47

32	Prikaz kuta i kutne brzine u eksperimentu sinusne pobude . . . . .	47
33	Prikaz kuta i kutne brzine u eksperimentu upravljanja uz uključene rotore . . . . .	48

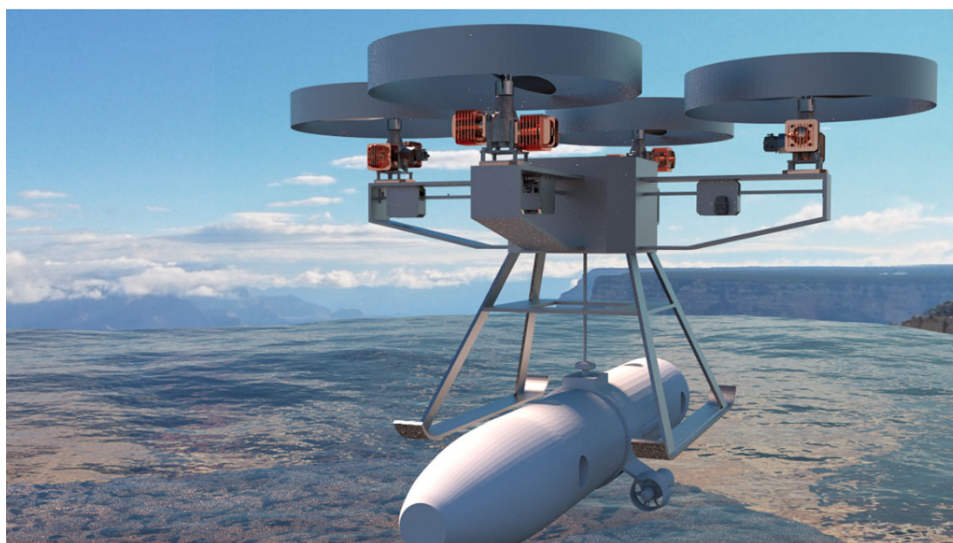
## Popis tablica

1	Parametri modela letjelice . . . . .	16
2	Specifikacije koračnog motora . . . . .	25
3	Specifikacije 5V regulatora napona . . . . .	33
4	Specifikacije 3.3V regulatora napona . . . . .	34
5	Specifikacije STM mikrokontrolera . . . . .	35
6	Specifikacije pogona koračnih motora . . . . .	36
7	Specifikacije konektora DC napajanja . . . . .	37
8	Specifikacije konektora serijske veze . . . . .	37
9	Specifikacije konektora Dynamixel motora . . . . .	38
10	Specifikacije blok konektor za spajanje koračnih motora . . . . .	38
11	Specifikacije konektora CAN komunikacije . . . . .	39
12	Specifikacije sklopa za dvosmjernu komunikaciju . . . . .	39
13	Specifikacije sklopa za CAN komunikaciju . . . . .	40
14	Specifikacije širina bakrenih vodova na tiskanoj pločici . . . . .	41
15	Parametri regulatora . . . . .	46

# 1. Uvod

Robotika je grana tehnologije koja se bavi dizajnom, izradom, upravljanjem i primjenom robota. To je višedisciplinarna znanstvena grana koja objedinjuje znanja iz područja mehanike, elektronike, računarstva i automatike [17]. Zahvaljujući svakodnevnom napretku tehnologije, te novim postignućima u znanosti, robotika postaje neizostavan dio modernog društva. U posljednjem desetljeću, poseban fokus robotskog istraživanja stavljen je na zračnu robotiku, posebice na multitrotorske letjelice. Od posebnog su interesa u istraživanju bespilotnih letjelica autonomne misije, navođenje i upravljanje, koordinacija multi-agentskih sustava letjelica, inovativni dizajn letjelica i drugo.

Potencijalne primjene bespilotnih letjelica dijele se na dvije grupe, vojne i civilne. Prva grupa, *vojne aplikacije*, uključuje akcije kao što su ciljanje i distrakcija, praćenje i izviđanje, sudjelovanje u borbi i logističke primjene, dok druga grupa, *civilne aplikacije*, uključuje akcije kao što su nadgledanje prometa i vremena, vatrogastvo, poljoprivreda, traženje i spašavanje, te istraživanje i razvoj [11]. Teži se razvoju autonomnih robotskih sustava, sposobnih za rad u izrazito dinamičnim i nedeterminističkim okruženjima.



Slika 1: Projekt MORUS - autonomni heterogeni robotski sustav sastavljen od bespilotne letjelice i bespilotne ronilice [15]

Ideja ovog rada proizlazi iz želje za razvojem jednog takvog autonomnog heterogenog robotskog sustava, sastavljenog od bespilotne letjelice i bespilotne ronilice, kao što je prikazano na Slici 1. Ovakav robotski sustav služio bi u misijama izviđanja na moru. Znanstvenici s Fakulteta elektrotehnike i računarstva u Zagrebu, na Zavodu za Automatiku i Računalno Inženjerstvo u Laboratoriju za Robotiku i Inteligentne Sustave Upravljanja, pod vodstvom prof. dr. sc. Stjepana Bogdana rade na razvoju jednog ovakvog sustava na projektu pod imenom MORUS. Cilj ovog robotskog sustava je koordinirana akcija

između letjelice i ronilice, u kojem bi se ronilica u bazi na obali osigurala za letjelicu, koja bi ju potom prevezla do mjesta na kojoj se obavlja određena misija te ju pustila u more i zatim se vratila u bazu. Po završetku misije letjelica bi otišla po ronilicu, izvukla ju iz mora te vratila na početni položaj, odnosno u bazu [15].

Intuitivno je jasno kako su na ovakvu letjelicu postavljeni strogi uvjeti vezani za njezinu nosivost i vrijeme autonomije. Maksimalna masa tereta koju robot može prenijeti i maksimalna brzina gibanja robota ovise o tipu robota i njegovoj primjeni [17]. Kako bi bespilotna letjelica bila sposobna podići i prenijeti bespilotnu ronilicu na predodređenu lokaciju, treba imati veliku nosivost ( $\geq 50\text{kg}$ ) i vrijeme leta ( $\geq 60\text{min}$ ). Komercijalne bespilotne letjelice ne ispunjavaju zadane kriterije. Njihovo se upravljanje temelji na promjeni brzine rotacije propelera te na korištenju električnih motora. S obzirom na zahtjev veće nosivosti letjelice javila se potreba za razvojem u potpunosti novog sustava upravljanja. U okviru MORUS projekta predlaže se da se električni motori zamjene benzinskim motorima. Benzin, kao spremnik energije, omogućava dulju autonomiju i brže punjenje u odnosu na bateriju. Zbog spore dinamike benzinskih motora uvodi se novi koncept upravljanja temeljen na promjeni centra mase letjelice [14].

Benzinski motori, unatoč svojim prednostima, otežavaju testiranje jednog ovakvog sustava. Za pokretanje kompleksnog sustava ovih razmjera potrebna je pomno planirana i vremenski dugotrajna priprema. Sami benzinski motori stvaraju buku i ispušne plinove te zahtijevaju pokretanje na otvorenom. U tu svrhu javlja se potreba za izradom laboratorijske makete letjelice, na kojoj će se testirati svi algoritmi razvijeni za veliku letjelicu. Ovaj rad stoga nastoji doprinijeti dizajnu i razvoju laboratorijske makete letjelice te primijeniti i testirati novi koncept upravljanja bespilotnom letjelicom zasnovan na promjeni centra mase letjelice.

## 2. Opis koncepta

Promjena centra mase letjelice postiže se promjenom pozicije pomičnih masa smještenih na krakove letjelice. Ta promjena uzrokuje nastanak momenata kuteva valjanja (*roll*) i poniranja (*pitch*), što zauzvrat služi za kontrolu pozicije letjelice. Grafički prikaz uzroka i posljedice ovog koncepta upravljanja prikazan je Slikom 2. Kako bi upravljanje kutevima valjanja i poniranja bilo raspregnuto, multirotorska letjelica mora biti konstruirana u standardnoj *plus konfiguraciji* [14].



Slika 2: Utjecaj pomaka pokretne mase na položaj letjelice

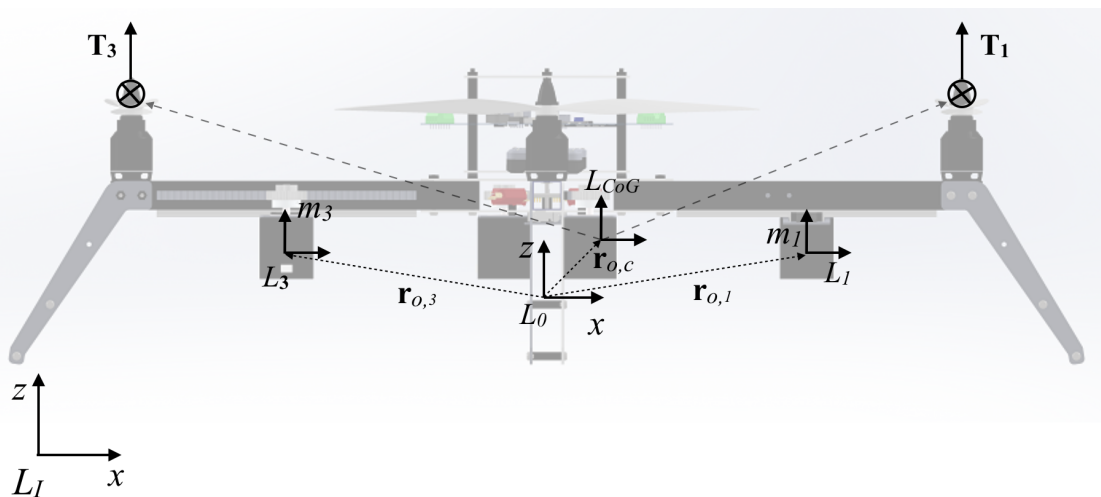
Bitno je naglasiti kako se za upravljanje visine letjelice te kuta njezinog zakreta i dalje koristi klasična metoda upravljanja, ona zasnovana na promjeni brzine vrtnje propelera. Dinamika letjelice po visini i zakretanju je sporija od dinamike valjanja i poniranja te se očekuje kako će benzinski motori moći upravljati s tim stupnjevima slobode. U nastavku ovog rada glavni će fokus biti na novom konceptu upravljanja kutevima poniranja i valjanja multirotorske letjelice.

### 3. Matematički model

U sklopu ovog poglavlja dan je pregled nelinearnog matematičkog modela letjelice koji opisuje njezinu rotaciju i translaciju. Na temelju tog modela obavlja se njegova linearizacija u svrhu izvoda prijenosne funkcije sustava koja se potom koristi za upravljanje. Potpuni model nalazi se u literaturi [16].

#### 3.1. Nelinearni dinamički model letjelice s pokretnim masama

Koordinatni sustav letjelice prikazan je Slikom 3. Svi vektori korišteni za opis ovog sustava, uz iznimku sile gravitacije, izraženi su u lokalnom mobilnom koordinatnom sustavu letjelice označenom s  $L_0$ . Vektor sile gravitacije prikladno je izražen u globalnom nepomičnom koordinatnom sustavu  $L_I$ .  $L_{CoG}$  označava koordinatni sustav vezan za centar mase letjelice te je on usklađen s  $L_0$  koordinatnim sustavom.



Slika 3: Koordinatni sustav letjelice

Matematičko modeliranje započinje se standardnim zapisom formule za proizvoljni vektor promjenjive duljine izražen u lokalnom mobilnom koordinatnom sustavu letjelice ( $L_0$ ):

$$\frac{d^\omega}{dt}(r_0) = \dot{r}_0 + \omega \times r_0, \quad (1)$$

gdje  $\dot{r}_0$  označava vektor stope promjene u  $L_0$  koordinatnom sustavu, dok  $\omega$  označava kutnu brzinu gibanja letjelice, odnosno kutnu brzinu gibanja  $L_0$  koordinatnog sustava. Bitno je napomenuti kako  $\frac{d^\omega}{dt}$  označava vremensku derivaciju vektora izraženog u mobilnom koordinatnom sustavu letjelice s obzirom na globalni koordinatni sustav.

Centar mase letjelice promatran iz lokalnog koordinatnog sustava dan je sljedećim izrazom:

$$r_{0,c} = \frac{m_b r_{0,b} + \sum_{i=1}^4 m_i r_{0,i}}{m_b + \sum_{i=1}^4 m_i} = \frac{\sum_{i=1}^4 m_i r_{0,i}}{M}, \quad (2)$$

gdje je s  $m_b$  označena masa krutog tijela letjelice bez masa. Masa pomične mase označena je s  $m_i$ , dok je s  $M$  označena ukupna masa cijele letjelice.  $r_{0,i}$  označava poziciju  $i$ -te mase, dok  $r_{0,b}$  označava poziciju tijela letjelice te je jednak 0.  $r_{0,b} = 0$  zbog početne pretpostavke koja nalaže kako se ishodište mobilnog koordinatnog sustava letjelice podudara s koordinatnim sustavom centra mase krutog tijela letjelice.

Koristeći prethodni izraz izražava se brzina koordinatnog sustava centra mase  $v_c$  s obzirom na globalni koordinatni sustav:

$$v_c = v_0 + v_{0,c} + \omega \times r_{0,c}, \quad (3)$$

gdje su redom  $v_0$  brzina  $L_0$  koordinatnog sustava s obzirom na  $L_I$  i  $v_{0,c}$  brzina  $L_{CoG}$  koordinatnog sustava s obzirom na  $L_0$ . Analogno (3) slijedi izraz za brzinu  $i$ -te pomične mase  $v_i$ :

$$v_i = v_0 + v_{0,i} + \omega \times r_{0,i}. \quad (4)$$

Prethodni izraz (4) moguće je proširiti uvrštavanjem izraza (3), te tako izraziti brzinu pokretne mase  $i$  kao funkciju brzine  $v_c$ :

$$v_i = v_c + v_{0,i} - v_{0,c} + \omega \times r_{c,i}, \quad (5)$$

gdje  $v_{0,i}$  označava relativnu brzinu  $i$ -te mase,  $r_{c,i}$  označava poziciju  $i$ -te mase u  $L_{CoG}$  koordinatnom sustavu, dok se  $v_{0,c}$  računa prema (6):

$$v_{0,c} = \frac{\sum_{i=1}^4 m_i \dot{r}_{0,i}}{M}. \quad (6)$$

Prema definiciji [12], vremenska derivacija linearnog momenta (7) jednaka je zbroju svih vanjskih sila koje djeluju na česticu sustava, odnosno na  $i$ -tu pokretnu masu (8).

$$L_i = m_i \cdot v_i. \quad (7)$$

$$\frac{d^\omega}{dt} L_i = \sum_{k=1}^3 f_{ik}. \quad (8)$$

U slučaju ove bespilotne letjelice tri vanjske sile djeluju na pokretne mase:

1. Sila motora koji upravlja pomakom masa:

$$f_{i1} = K_m T_r U_i \left( \sin\left(\frac{\pi}{2}i\right) \hat{i} - \cos\left(\frac{\pi}{2}i\right) \hat{j} \right), i \in \{1, 2, 3, 4\}, \quad (9)$$

gdje je  $K_m$  konstanta motora,  $T_r$  prijenosni omjer, a  $U_i$  napon na motorima.  $\hat{i}$  i  $\hat{j}$  su jedinični vektori u  $L_0$  koordinatnom sustavu koji pokazuju redom u  $x$  i  $y$  smjeru.



2. Sila gravitacije:

$$f_{i2} = -m_i \cdot g \hat{\mathbf{K}} , \quad (10)$$

gdje je  $\hat{\mathbf{K}}$  jedinični vektor u  $L_I$  koordinatnom sustavu koji pokazuje u  $z$  smjeru, dok je  $g$  gravitacijska konstanta.

3. Sila trenja modelirana je tako da bude proporcionalna brzini pokretne mase

$$f_{i3} = -c_d \cdot v_{0,i} , \quad (11)$$

gdje je  $c_d$  koeficijent trenja.

Kombiniranjem izraza (4) i (8) slijedi izraz za linearnu akceleraciju  $i$ -te pomične mase:

$$\frac{d^\omega}{dt} v_{0,i} = \frac{1}{m_i} \left( \sum_{k=1}^3 f_{ik} \right) - \frac{d^\omega}{dt} (v_0 + \omega \times r_{0,i}) . \quad (12)$$

Slijedi modeliranje linearnog momenta cjelokupnog sustava. Prema definiciji vrijedi da je ukupan linearni moment sustava jednak zbroju linearnog momenta krutog tijela letjelice  $L_b$  te linearnog momenta svake od pomičnih masa  $L_i$ :

$$L_s = L_b + \sum_{i=1}^4 L_i . \quad (13)$$

Koristeći izraze (2) i (4), kao i činjenicu da je  $v_{0,b} = 0$  slijedi:

$$L_s = M \cdot (v_0 + \omega \times r_{0,c}) + \sum_{i=1}^4 m_i c_{0,i} = M \cdot (v_0 + \omega \times r_{0,c}) + \sum_{i=1}^4 L_{0,i} . \quad (14)$$

Konačno, koristeći definiciju stope promjene linearnog momenta, slijedi izraz za ubrzanje krutog tijela letjelice:

$$\frac{d^\omega}{dt} v_0 = \frac{1}{M} \left( \sum_{j=1}^4 F_{rj} + F_g - \frac{d^\omega}{dt} \sum_{i=1}^4 L_{0,i} \right) - \frac{d^\omega}{dt} (\omega \times r_{0,c}) . \quad (15)$$

Potisak motora te sila gravitacije su vanjske sile koje djeluju na cijeli sustav.

Sila potiska koju uzrokuje svaki rotor prikazana je kvadratnim izrazom (16), gdje su  $\Omega_j$  brzina  $j$ -tog rotora,  $b_f$  konstanta motora, a  $\hat{\mathbf{k}}$  jedinični vektor u smjeru  $z$  osi:

$$F_{rj} = b_f \Omega_j^2 \hat{\mathbf{k}} . \quad (16)$$

Uz pretpostavku upravljanje brzine rotora, njezina zatvorena petlja opisana je sljedećim izrazom, gdje su  $T_r$  vremenska konstanta rotora pogonjenog benzinskim motorom, a  $\Omega_{r,j}$  referentna brzina rotora:

$$T_r \dot{\Omega}_j + \Omega_j = \Omega_{r,j} . \quad (17)$$

Sila gravitacije izražena u globalnom koordinatnom sustavu  $L_I$  jednaka je:

$$F_g = -Mg \hat{\mathbf{K}} . \quad (18)$$

Sljedeći korak je modeliranje kutnog gibanja letjelice. Kreće se od definicije kutnog momenta izraženog u koordinatnom sustavu centra mase zajedno u kombinaciji s (5). Kutni moment cijelog sustava  $H_s$  prikazan je sljedećim izrazom (19):

$$H_s = H_b + \sum_{i=1}^4 H_i . \quad (19)$$

$H_b$  označava kutni moment krutog tijela letjelice (bez pomičnih masa), te je jednak (20):

$$H_b = \int_k r_{c,k} \times (v_k dm_k) = \int_k r_{c,k} \times (v_c + v_{0,k} - v_{0,c} + \omega \times r_{c,k}) dm_k . \quad (20)$$

I konačno,  $H_i$  označava kutni moment  $i$ -te mase:

$$H_i = \int_{ji} r_{c,ji} \times (v_{ji} dm_{ji}) = \int_{ji} r_{c,ji} \times (v_c + v_{0,i} - v_{0,c} + \omega \times r_{c,ji}) dm_{ji} . \quad (21)$$

$dm_k$  označava  $k$ -ti infinitezimalni dio krutog tijela letjelice, dok  $v_k$  označava njegovu brzinu, a  $r_{c,k}$  vektor udaljenosti između centra mase tijela te  $k$ -tog dijela tijela. Prema definiciji je  $v_{0,k} = 0$ .

Iz definicije momenta inercije u kombinaciji s (2) slijedi:

$$H_s = I_s^c \omega + \sum_{i=1}^4 r_{c,i} \times L_{0,i} , \quad (22)$$

gdje je  $I_s^c$  cjelokupni moment inercije sustava s obzirom na centar mase letjelice, te se može izračunati kao zbroj inercijskih doprinosa svakog dijela letjelice:

$$I_s^c = I_b^c + \sum_{i=1}^4 I_i^c . \quad (23)$$

$I_b^c$  označava moment inercije krutog tijela letjelice, dok  $I_i^c$  označava moment inercije  $i$ -te pomične mase. Koristeći *Steinerov teorem*, odnosno *Teorem o paralelnim osima*, slijedi izraz za proračun momenta inercije pomičnih masa:

$$I_i^c = I_i + m_i (r_{ci}^T \cdot r_{c,i} E_3 - r_{c,i} \cdot r_{c,i}^T) , \quad (24)$$

gdje je s  $I_i$  označen moment inercije  $i$ -tog dijela. Sljedeći izraz korišten je za izvođenje izraza za stopu promjene kutne brzine:

$$\frac{d\omega}{dt} \left( I_s^c \omega + \sum_{i=1}^4 r_{c,i} \times L_{0,i} \right) = \sum_{j=1}^4 (M_{fj} + M_{dj}) + M_g . \quad (25)$$

Vanjski momenti koji djeluju na sustav letjelice su:

1. Moment koji stvaraju sile rotora na kraku

$$M_{fj} = r_{c,rj} \times F_{rj} = (r_{c,0} + r_{0,rj}) \times F_{rj} , \quad (26)$$

gdje je s  $r_{0,rj}$  označen vektor koji se proteže od ishodišta letjelice do  $j$ -tog rotora.

2. Momenti rotora uzrokovani induciranim trenjem:

$$M_{dj} = \zeta_j b_m b_f \Omega_j^2 \hat{\mathbf{k}}, \quad (27)$$

gdje je  $b_m$  momentna konstanta propulzijskog sustava,  $\zeta_j = 1$  ako se  $j$ -ti propeler okreće u smjeru kazaljke na satu (propeleri 1 i 3), a  $\zeta_j = -1$  ako se  $j$ -ti propeler okreće u smjeru suprotnom smjeru kazaljke na satu (propeleri 2 i 4).

3. Moment uzrokovan silom gravitacije

$$M_g = r_{c,b} \times (-m_b g \hat{\mathbf{K}}) + \sum_{i=1}^4 r_{c,i} \times (-m_i g \hat{\mathbf{K}}), \quad (28)$$

gdje su  $r_{c,b}$  i  $r_{c,i}$  pozicije letjelice i  $i$ -te pomične mase s obzirom na centar mase.

Pri opisu pozicije letjelice koriste se standardni Eulerovi kutevi. Za prelazak iz globalnog u lokalni koordinatni sustav letjelice koristi se pretpostavka da se letjelice prvo rotira oko  $z$  osi za *kut zakretanja*  $\psi$ , zatim da se rotira oko  $y$  osi za *kut naginjanja*  $\theta$ , te konačno da se rotira oko  $x$  osi za *kut kotrljanja*  $\varphi$ .

## 3.2. Linearizirani dinamički model letjelice

Svi sustavi koje susrećemo u praksi su nelinearni. Analiza i sinteza takvih sustava je vrlo složena, jer za razliku od linearnih sustava danas još ne postoji zaokružena teorija rješavanja nelinearnih diferencijalnih jednadžbi, koja bi davala opće rezultate za sve nelinearne sustave. Zbog toga su rješenja koja dobijemo za određeni nelinearni sustav svojstvena obično samo tom sustavu i ne mogu se proširiti na ostale nelinearne sustave. Međutim, nelinearni matematički model moguće je linearizirati ovisno o zadanom režimu rada. Linearizacijom nelinearnog sustava oko jednog ravnotežnog stanja dobiti će se linearni matematički model kojim će se dinamika nelinearnog sustava moći objasniti u okolini odabranog ravnotežnog stanja [18].

Prethodno modelirani nelinearni dinamički model letjelice potrebno je stoga linearizirati u svrhu dobivanja prijenosne funkcije modela, koja opisuje stopu promjene kutne brzine gibanja letjelice s obzirom na promjenu pozicije pokretne mase. U nastavku je opisana analiza dinamike za *kut poniranja*, ali s obzirom na simetričnost letjelice analogna analiza vrijedi i za *kut valjanja*.

S obzirom na to da je linearizacija nelinearnih modela osjetljiv zadatak, potrebno je pomno odabrati početne uvjete, odnosno radnu točku oko koje će se obaviti linearizacija. Kao radna točka, odnosno početno stanje sustava letjelice, odabire se stanje u kojem letjelica lebdi na mjestu (*hover condition*). To stanje podrazumijeva malu kutnu brzinu letjelice. Odabir ovog početnog stanja za posljedicu ima zanemarenje žiroskopskog i centrifugalnog efekta koji se javljaju pri analizi pokretnog referentnog okvira.

Nadalje, podrazumijeva se kako klizni mehanizam pokretnih masa osigurava  $PT_2S$  odziv dinamike pozicije mase na zadanu pobudu.  $PT_2S$  je sustav drugog reda opisan vlastitom frekvencijom i koeficijentom prigušenja. Istu je dinamiku potrebno identificirati za potrebe projektiranja upravljanja, što je obrađeno u sljedećem poglavlju ovog rada. Opći izraz  $PT_2S$  člana jednak je izrazu (29) u nastavku, gdje  $\omega_{mm}$  i  $\zeta_{mm}$  predstavljaju nazivnu frekvenciju i prigušenje sustava, a  $x_i$  poziciju  $i$ -te mase u lokalnom koordinatnom sustavu:

$$\frac{x_i}{x_{i,ref}}(s) = \frac{1}{\frac{1}{\omega_{mm}^2}s^2 + \frac{2\zeta_{mm}}{\omega_{mm}}s + 1}. \quad (29)$$

Dinamikom *kuta poniranja*  $\theta$  upravlja se isključivo pozicijama masa 1 i 3, jer one utječu na pomak centra mase letjelice u  $x$  smjeru lokalnog koordinatnog sustava. U drugu ruku, dinamikom *kuta valjanja*  $\varphi$  upravlja se masama 2 i 4, jer one utječu na pomak centra mase u  $y$  smjeru lokalnog koordinatnog sustava. Njihove pozicije dane su izrazima (30) i (31), gdje  $\frac{L}{2}$  označava početnu poziciju pokretne mase,  $x_1$  i  $x_3$  pomake masa 1 i 3 u  $x$  smjeru, a  $y_2$  i  $y_4$  pomake masa 2 i 4 u  $y$  smjeru.  $z_m$  označava konstantni pomak svih masa u  $z$  smjeru.

$$r_{0,i} = \left[ \sin\left(\frac{\pi}{2}i\right) \frac{L}{2} + x_i \quad 0 \quad z_m \right]^T, \quad i \in \{1, 3\}. \quad (30)$$

$$r_{0,j} = \left[ 0 \quad -\cos\left(\frac{\pi}{2}j\right) \frac{L}{2} + y_j \quad z_m \right]^T, \quad j \in \{2, 4\}. \quad (31)$$

Sljedeći izraz opisuje centar mase s obzirom na lokalni koordinatni sustav letjelice te nastaje uvrštavanjem izraza (30) i (31) u (2):

$$r_{0,c} = \mu \cdot \left[ (x_1 + x_3) \quad (y_2 + y_4) \quad 4z_m \right]^T, \quad (32)$$

gdje je  $\mu = \frac{m}{M}$ . Pozicija rotora u lokalnom koordinatnom sustavu opisana je s:

$$r_{0,rj} = \left[ \sin\left(\frac{\pi}{2}j\right) L \quad -\cos\left(\frac{\pi}{2}j\right) L \quad z_r \right]^T, \quad j \in \{1, 2, 3, 4\}, \quad (33)$$

gdje  $z_r$  označava vertikalni odmak rotora od ishodišta koordinatnog sustava  $L_0$ . Koristeći izraze (26),(32) i (33) slijedi izraz koji opisuje momente proizvedene od strane sila rotora:

$$\sum_{j=1}^4 M_{fj} = \left[ (F_{r,2} - F_{r,4})L \quad (F_{r,3} - F_{r,1})L \quad L \right]^T + \sum_{j=1}^4 F_{r,j} \left[ -\mu(y_2 + y_4) \quad \mu(x_1 + x_3) \quad 0 \right]^T, \quad (34)$$

gdje  $F_{r,j}$  označava magnitudu sile  $j$ -tog rotora.

Proširenjem izraza (25) može se izlučiti izraz za kutnu brzinu u smjeru  $y$  osi čime se dobije sljedeći

izraz:

$$\begin{aligned}
I_{yy}\dot{\omega}_y &= \sum_{j=1}^4 M_{fj} \cdot \hat{\mathbf{j}} - (I_{xx} - I_{zz})\omega_x\omega_z \\
&- 2m_b\mu^2(x_1 + x_3)(\dot{x}_1 + \dot{x}_3)\omega_y \\
&- 2m\frac{l}{2}(\dot{x}_1 - \dot{x}_3)\omega_y \\
&- 2m(\dot{x}_1x_1 + \dot{x}_3x_3)(1 - 2\mu + 2\mu^2)\omega_y \\
&+ 4m(\dot{x}_1x_3 + \dot{x}_3x_1)\mu(1 - \mu)\omega_y \\
&+ m\omega_z(\dot{y}_2 + \dot{y}_4)z_m(1 - 4\mu) \\
&+ m\omega_x\mu((y_2 + y_4)(\dot{x}_1 + \dot{x}_3) - (\dot{y}_2 + \dot{y}_4)(x_1 + x_3)) \\
&- m(\ddot{x}_1 + \ddot{x}_3)z_m(1 - 4\mu),
\end{aligned} \tag{35}$$

gdje su  $I_{xx}$ ,  $I_{yy}$  i  $I_{zz}$  nominalni momenti inercije u  $x$ ,  $y$  i  $z$  smjeru, te su proračunati za početne pozicije pomičnih masa, smještenih u centru kraka letjelice. Drugi dio izraza u (35) rezultat je žiroskopskog efekta, treći, četvrti, peti i šesti dio izraza proizlaze iz promjene momenta inercije, dok su sedmi i osmi dio izraza rezultat  $\omega \times \sum_{i=1}^4 r_{c,i} \times L_{0,i}$  projiciranog na  $y$  os, a deveti dio izraza jednak je  $y$  komponenti od  $\sum_{i=1}^4 r_{c,i} \times \dot{L}_{0,i}$ .

Krajnji cilj dobivanja prijenosne funkcije sustava svodi se na dizajniranje upravljanja za jedan takav sustav, stoga se u model uvodi upravljački signal  $u$ . S obzirom na to da prikazujemo dinamiku *kuta poniranja*, taj je upravljački signal jednak referentnim vrijednostima za poziciju masa 1 i 3:

$$u_\theta = x_{1,ref} = x_{3,ref}. \tag{36}$$

Konačno, prijenosna funkcija slijedi iz (29), (36), (34) te drugog i devetog dijela izraza (35) (jer iz njih proizlazi dominantan dinamika kuta valjanja u početnom stanju lebdenja) [15] [16]:

$$\frac{\omega_y(s)}{u_\theta(s)} = \frac{2mg - 2m(1 - 4\mu)z_ms^2}{I_{yy}s \left( \frac{1}{\omega_{mm}^2}s^2 + \frac{2\zeta_{mm}}{\omega_{mm}}s + 1 \right)}, \tag{37}$$

uz pretpostavku da je potisak jednog rotora u stanju lebdenja jednak  $F_{r,j}|_0 = \frac{Mg}{4}$ .

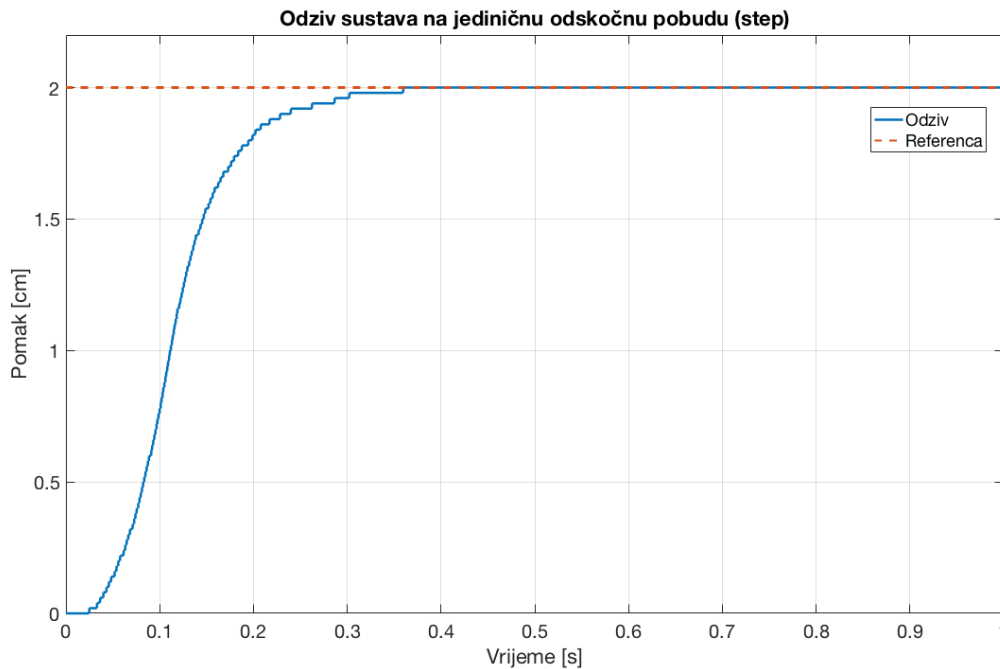
## 4. Identifikacija parametara sustava

Određivanje parametara neizostavan je dio postupka modeliranja svakog sustava. Većinu parametara, kao što su masa i duljina, određuje se izravnim metodama, kao što su vaganje i mjerenje. Ostale parametre potrebno je odrediti eksperimentalnim putem. U prethodnom poglavlju izvedena je prijenosna funkcija modela (37) u ovisnosti o parametrima  $\zeta_{mm}$ ,  $\omega_{mm}$  i  $I_{yy}$ , odnosno u ovisnosti o prigušenju sustava, nazivnoj frekvenciji i momentu tromosti (pomične mase). Ti su parametri nepoznati te ih je potrebno identificirati.

Identifikacija sustava je postupak određivanja matematičkog modela sustava, kao i njegovih parametara, na temelju mjerenja ulazno/izlaznih signala sustava. Odnosno to je eksperimentalna analiza sustava [7]. Iako je matematički model izveden za sustav u letu, identifikacija parametara napravljena je na temelju eksperimenata provedenih na stalku s jednom osi rotacije. Unatoč provedbi eksperimenata na jednoj osi, dinamika je kvalitativno slična sustavu u letu [16].

### 4.1. Identifikacija dinamike pokretnih masa

Identifikaciju parametara započinjemo odabirom modela. Pretpostavlja se kako dinamika koračnog sustava masa prati  $PT_2S$  ponašanje (29).  $PT_2S$  član je sustav drugog reda s konjugirano-kompleksnim parom polova i bez nula [9]. Za potrebe identifikacije izrađena je *Matlab Simulink shema* koja ostvaruje ponašanje algoritma upravljanja pozicijom motora pokretanog na *STM* kontroleru. U shemi su postavljene generatori pulsa koji simuliraju takt vremenskog brojača (*timer-a*) na *STM* kontroleru. Na temelju toga se u određenim vremenskim trenucima generira impuls koji simulira korak okreta motora. U slučaju da se motor mora gibati većom brzinom, pulsevi se generiraju češće. 400 pulseva jednako je 8 cm hoda motora. Odziv sustava, odnosno dinamike mase koju je potrebno identificirati, prikazan je Slikom 4 u nastavku:



Slika 4: Dinamika pomične mase

Identifikacija započinje proračunom relativnog koeficijenta prigušenja  $\zeta_{mm}$ .  $\zeta_{mm}$  je glavni čimbenik u  $PT_2S$  članu koji određuje oscilatornost sustava, dok prirodna frekvencija neprigušenih oscilacija  $\omega_n$  određuje brzinu odziva sustava [9]. Pozivom *Matlab* naredbe *stepinfo* na izlazni signal sustava, dobije se informacija o vremenima porasta (38), prvog maksimuma (39) te smirivanja (40) koji su potrebni za daljnji proračun parametara.

Vrijeme porasta  $t_r$  definira se kao vrijeme za koje prijelazna funkcija  $y$  poraste od vrijednosti  $0.1y(\infty)$  na vrijednost  $0.9y(\infty)$ , gdje  $y(\infty)$  označava vrijednost koju funkcija  $y$  poprima u stacionarnom stanju (njezina konačna vrijednost) te se računa prema izrazu (38):

$$t_r \approx \frac{1.8}{\omega_{mm}} \quad (38)$$

Vrijeme prvog maksimuma  $t_m$  je vrijeme pri kojem se pojavljuje prvo maksimalno nadvišenje:

$$t_m = \frac{\pi}{\omega_{mm} \sqrt{1 - \zeta_{mm}^2}} \quad (39)$$

Vrijeme smirivanja (ustaljivanja)  $t_{1\%}$  određuje trajanje prijelaznog procesa nakon kojega  $y$  odstupa od zadanog iznosa za 1%:

$$t_{1\%} \approx \frac{4.6}{\zeta_{mm} \cdot \omega_{mm}} \quad (40)$$

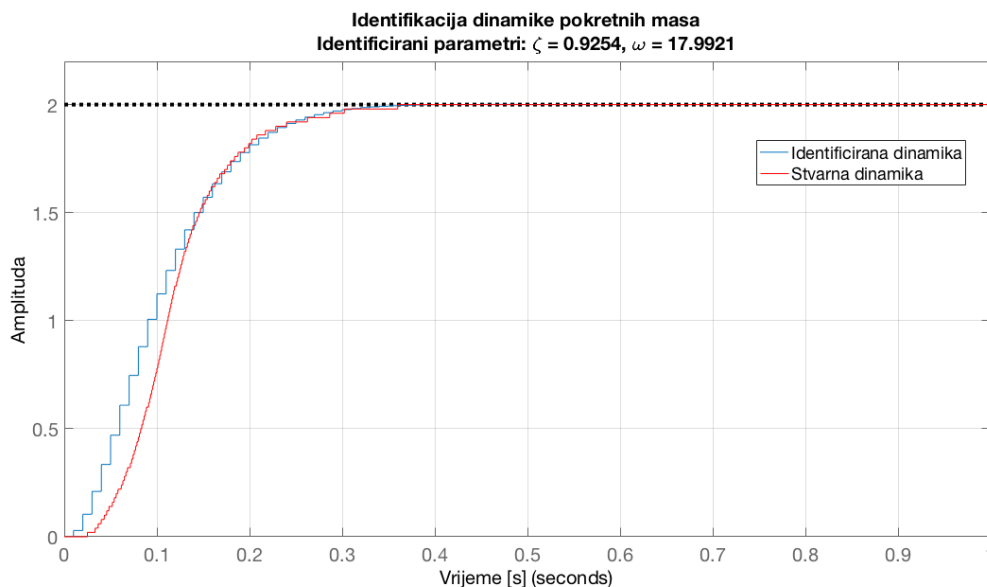
Na temelju prethodnih jednadžbi intuitivno je jasno kako se pomnim odabirom fizikalno prihvatljivih parametara  $\omega_{mm}$  i  $\zeta_{mm}$  može dobiti željeno vladanje sustava. Kombinacijom jednadžbi (38) i (40) slijedi

izraz za proračun prigušenja  $\zeta_{mm}$ :

$$\zeta_{mm} = 2.556 \frac{t_r}{t_{1\%}} \quad (41)$$

$\omega_{mm}$  se računa koristeći preostalu jednadžbu (39). Uz  $t_r = 0.139$  [s],  $t_m = 0.638$  [s] i  $t_{1\%} = 0.383$  [s] slijedi da su  $\zeta_{mm} = 0.925$ , a  $\omega_{mm} = 12.992$  [s<sup>-1</sup>]. Simulirajući odziv (29) člana s ovim parametrima uočena je potreba za ubrzanjem dobivenog odziva. To je dovelo do dodatnog eksperimentalnog ugađanja parametra  $\omega_{mm}$  koji direktno utječe na brzinu odziva, te je on u konačnici jednak  $\omega_{mm} = 17.992$  [s<sup>-1</sup>]. Identificirana dinamika pomičnih masa prikazana je Slikom 5, dok je konačna prijenosna funkcija jednaka (42):

$$\frac{x_i}{x_{i,ref}}(s) = \frac{1}{3.098 \cdot 10^{-3} s^2 + 0.103 s + 1} \quad (42)$$



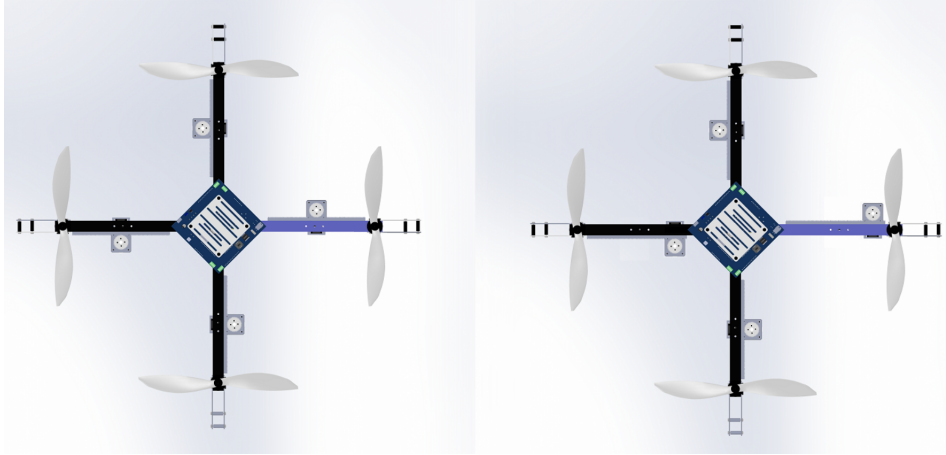
Slika 5: Identificirana dinamika pokretnih masa

## 4.2. Identifikacija momenta tromosti

Moment tromosti je mjera tromosti tijela pri rotaciji. On utječe na rotaciju kao što masa utječe na translaciju materijalne točke, stoga ga je izrazito bitno točno identificirati [13]. Određuje se eksperimentalnim putem.

Postupak započinje postavljanjem letjelice na stalak s jednom osi rotacije (*single axis gimbal*). Prvo se provodi eksperiment za *kut poniranja*, a potom za *kut valjanja*. Letjelica se postavlja u horizontalni položaj, tako da je iznos kuta jednak nula, dok se mase postavljaju u proizvoljni krajnji položaj (lijevo ili desno). Potom se letjelica pušta iz početnog položaja te se odzivi snimaju za daljnju identifikaciju.





Slika 6: Prikaz pomaka pomičnih masa za  $\Delta x = 8 \text{ cm}$  u svrhu identifikacije momenta tromosti

U tako kontroliranom okruženju, na letjelicu ne djeluju vanjski poremećaji već samo sila gravitacije. Stoga u izrazu (35) ostaje samo prvi član, dok su ostali jednaki nula:

$$I_{yy}\dot{\omega}_y = \sum_{j=1}^4 M_{fj} = \sum_{j=1}^4 r_{c,j} \times F_{r,j} \quad (43)$$

gdje su:

$$F_{r,1} = F_{r,2} = F_{r,3} = F_{r,4} = \frac{F_g}{4} = \frac{Mg}{4} \quad (44)$$

$$r_{c1,x} = \ell + \Delta\ell, \quad r_{c2,x} = \Delta\ell, \quad r_{c3,x} = \ell - \Delta x, \quad r_{c4,x} = \Delta x \quad (45)$$

gdje je  $\Delta\ell = \mu(x_1 + x_3)$ .

Uvrštavanjem (18),(44) i (45) u (43) slijedi:

$$I_{yy}\dot{\omega}_y = mg(x_1 + x_3) \quad (46)$$

Ali s obzirom da se mase pomiču za jednaku vrijednost, vrijedi jednakost:

$$x_1 = x_3 = 2 \cdot \Delta x \quad (47)$$

pa slijedi:

$$I_{yy}\dot{\omega}_y = 2mg\Delta x = u \quad (48)$$

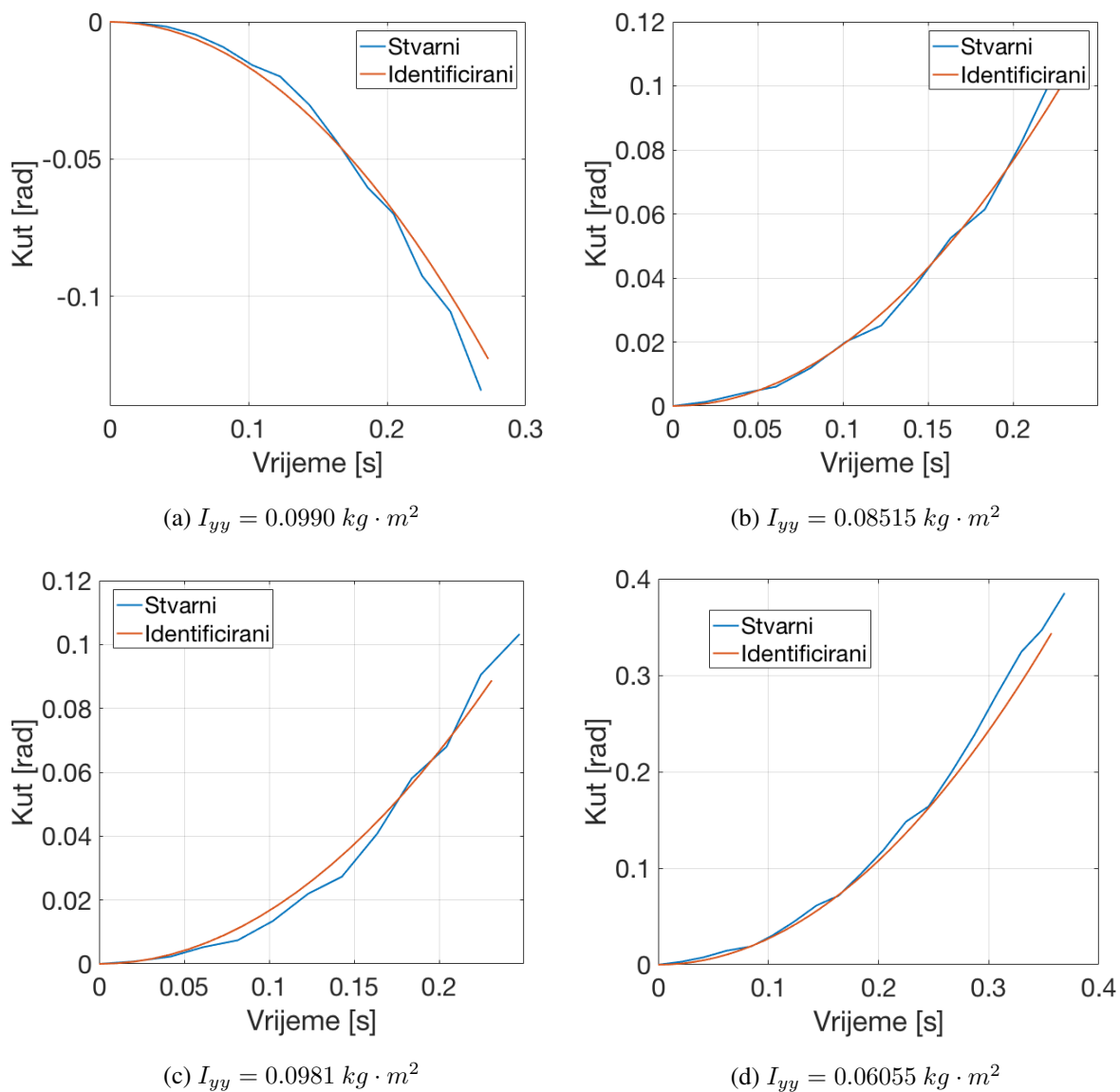
Prelaskom u Laplaceovu domenu, te izražavanjem parametra  $\omega_y$  koji je poznat iz snimljenih odziva, slijedi sustav koji je potrebno modelirati, odnosno koji se koristi pri identifikaciji:

$$\omega_y = \frac{2mg\Delta x}{I_{yy}} \frac{1}{s} = \frac{u}{I_{yy}} \frac{1}{s} = u \cdot K_{identif.} \cdot \frac{1}{s} \quad (49)$$

gdje je  $K_{identif.}$  nepoznati parametar koji se identificira te je jednak  $\frac{1}{I_{yy}}$ , dok je  $u$  poznati upravljački

signal koji se koristi kao pobuda sustava identifikacije.

Identifikacija se provodi u programskom okruženju *Matlab* koristeći *fminsearch* funkciju kojom je implementirana *Simplex metoda optimiranja* [3]. Eksperimentalna analiza ponovljena je na četiri skupa mjerenja, identificirani odzivi i parametri prikazani su Slikom 7:



Slika 7: Rezultat identifikacije momenta tromosti

Konačan iznos momenta tromosti  $I_{yy}$  odabiremo kao srednju vrijednost dobivenih rezultata:

$$I_{yy} = 0.0857 \text{ kg} \cdot \text{m}^2 \quad (50)$$

### 4.3. Parametri modela letjelice

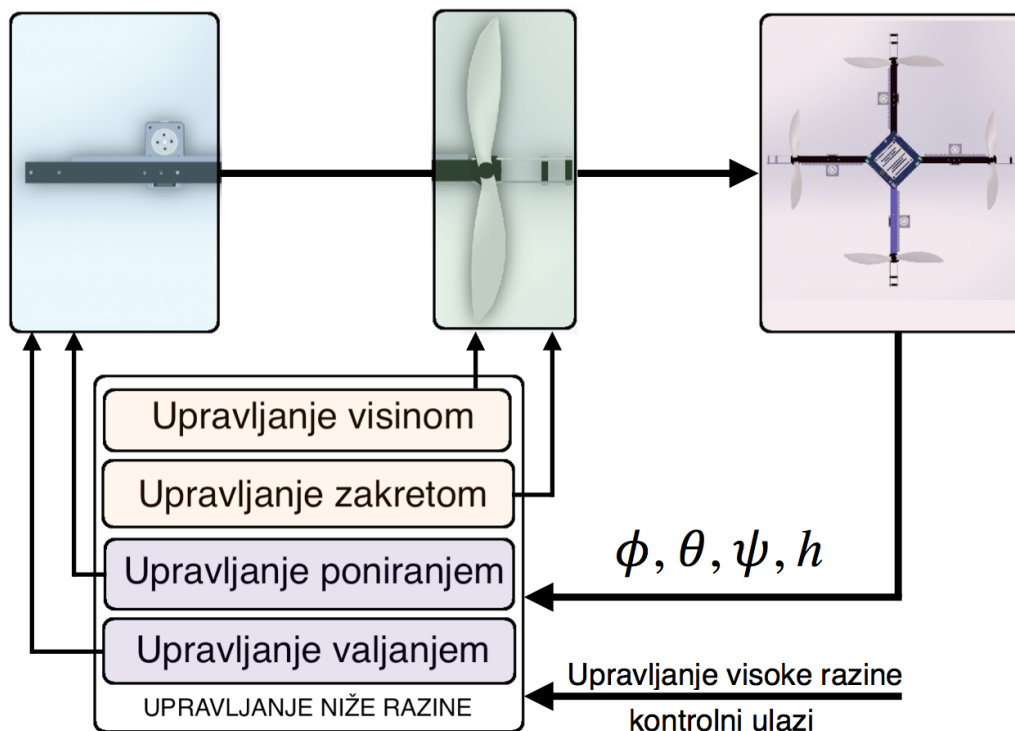
Tablica 1: Parametri modela letjelice

Oznaka	Iznos	Opis
$I_{xx}$	$0.0857 \text{ kgm}^2$	Moment tromosti cijelog sustava letjelice ( <i>kut valjanja</i> )
$I_{yy}$	$0.0857 \text{ kgm}^2$	Moment tromosti cijelog sustava letjelice ( <i>kut poniranja</i> )
$m$	$0.208 \text{ kg}$	Masa pokretne mase
$M$	$2.083 \text{ kg}$	Ukupna masa letjelice
$b_f$	$8.54858e - 6 \text{ kgm}$	Konstanta potiska motora
$b_m$	$0.01$	Momentna konstanta motora
$L$	$0.2520 \text{ m}$	Duljina kraka letjelice
$\omega_{mm}$	$17.9921 \text{ rads}$	Nazivna frekvencija kliznog mehanizma pokretnih masa
$\zeta_{mm}$	$0.9254 \text{ rads}$	Faktor prigušivanja kliznog mehanizma pokretnih masa
$T_r$	$0.2 \text{ s}$	Vremenska konstanta rotora
$\Delta\ell$	$\pm 0.08 \text{ m}$	Maksimalan hod pokretnih masa
$z_m$	$0$	Vertikalni pomak masa s obzirom na ishodište
$T_s$	$0.01 \text{ s}$	Vrijeme uzorkovanja diskretnog sustava

## 5. Upravljačka struktura

Cilj modeliranja ovog sustava jest biti u mogućnosti u konačnici tim sustavom upravljati. Postoje jedнопетljaste i višeпетljaste strukture upravljanja. Jedнопетljastim strukturama upravljanja često nije moguće postići visoke performanse upravljanja složenim sustavima zato što se složenim sustavom nastoji upravljati na temelju samo jedne informacije o sustavu. Stoga, regulator na promjene u sustavu reagira tek nakon što se njihov efekt registrira na iznosu izlazne veličine. Iz tog razloga značajnu primjenu imaju višeпетljaste strukture upravljanja, odnosno strukture *kaskadnog* upravljanja. Osnovna ideja kaskadnog upravljanja jest uz primarnu reguliranu veličinu uvesti dodatne, pomoćne, izlazne veličine. Time bi se omogućila brža reakcija sustava upravljanja na djelovanje poremećajne veličine, prije nego li ona počne djelovati na primarnu reguliranu veličinu [8]. Vanjska петlja je primarna петlja, dok su unutarnje pomoćne.

Iz navedenih razloga modelira se kaskadna upravljačka struktura za sustav letjelice s pomičnim masama. Unutarnja петlja zatvara se po kutnoj brzini, dok se vanjska петlja zatvara po poziciji, odnosno kutu. Načelna upravljačka shema prikazana je Slikom 8.



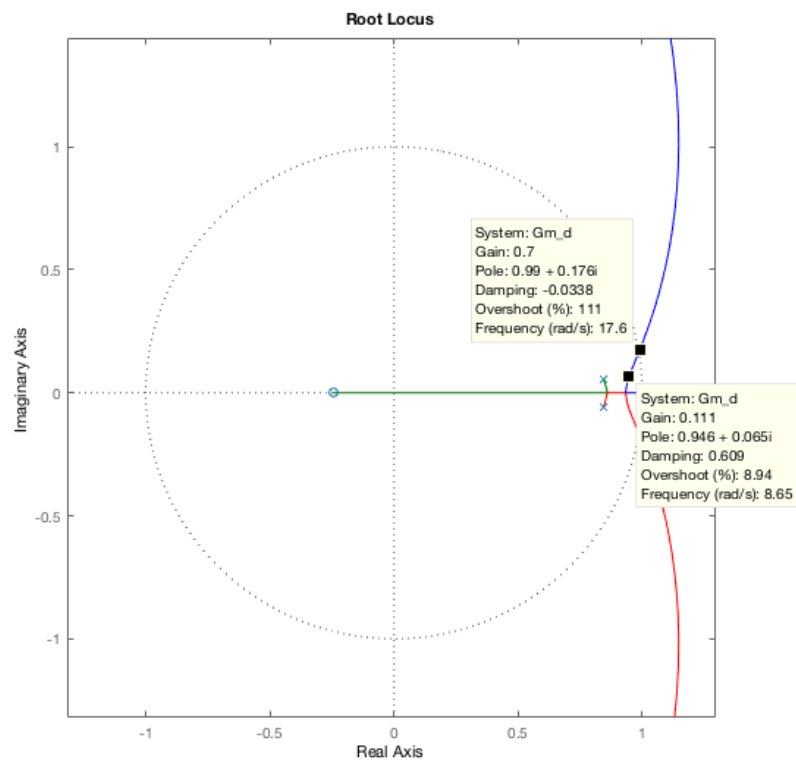
Slika 8: Upravljačka struktura sustava letjelice

Modeliran je koncept i odabrana je upravljačka struktura, stoga još preostaje odabrati vrstu regulatora te proračunati njegove parametre. Odabire se  $P$  regulator za upravljanje i unutarnjom i vanjskom petljom. Parametre regulatora, pojačanja  $K_p$ , određujemo koristeći metodu *krivulje mjesta korijena*. Postupak *krivulje mjesta korijena*, ili skraćeno *KMK*, omogućava donošenje zaključka o vladanju zatvorenog regulacijskog kruga na temelju položaja polova i nula prijenosne funkcije otvorenog regulacijskog kruga u kompleksnoj  $s$  ravnini. Na temelju izgleda *KMK*-a zaključuje se o stabilnosti zatvorenog regulacijskog kruga [5].

Određivanje parametara regulatora obavlja se u dva koraka. Prvo se određuje pojačanje unutarnje petlje prema izrazu za prijenosnu funkciju otvorenog kruga sustava (37) koristeći postupak *krivulje mjesta korijena*. Zatim se određuje prijenosna funkcija zatvorenog kruga unutarnje petlje s prijenosnom funkcijom  $P$  regulatora ( $K_p$ ) te s prijenosnom funkcijom procesa. Prijenosna funkcija zatvorenog kruga uz dodan integrator jednaka je prijenosnoj funkciji otvorenog kruga vanjske petlje. Za tu se prijenosnu funkciju postupak ponavlja.

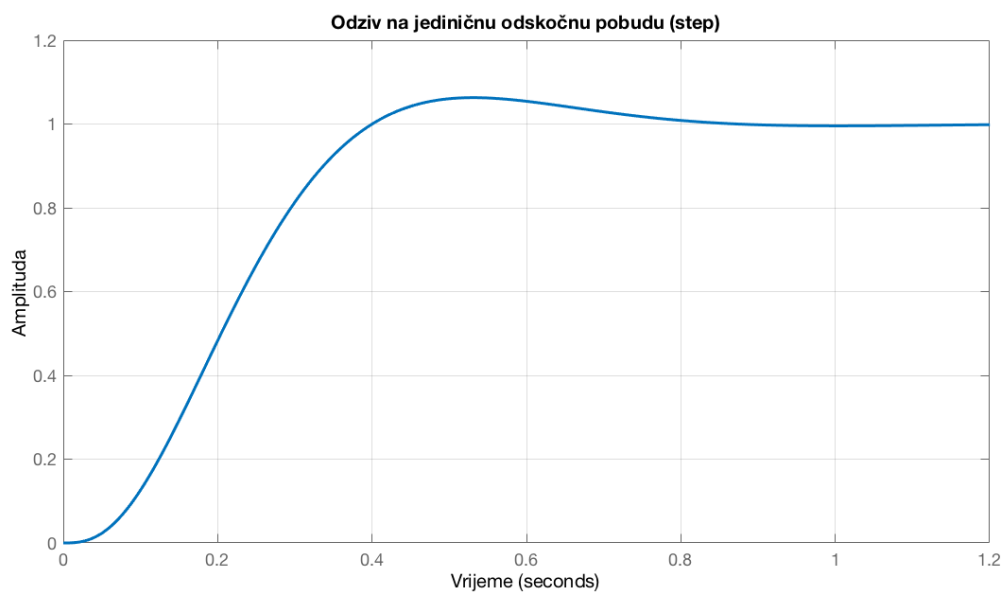
Za određivanje *krivulje mjesta korijena* unutarnje petlje koristi se prijenosna funkcija otvorenog kruga (37) te parametri iz Tablice 1. Sustav je stabilan za sva pojačanja za koja se nule i polovi nalaze unutar jedinične kružnice. Rezultirajući *KMK* prikazan je Slikom 9, na kojoj je također prikazan način odabira parametra  $P$  regulatora unutarnje petlje. Na slici su prikazana dva očitavanja pojačanja. Jedan se nalazi na rubu stabilnosti i jednak je  $K = 0.7$ . S obzirom na da je to pojačanje na rubu stabilnosti znači da ako se odabere  $K_p > K$ , sustav će postati nestabilan. Iz tog razloga odabire se pojačanje koje polove povlači unutar jedinične kružnice, prikazano drugim očitanjem. Konačan iznos pojačanja  $P$  regulatora unutarnje upravljačke petlje jednak je:

$$\boxed{K_{p,in} = 0.1} . \quad (51)$$



Slika 9: Odabir pojačanja P regulatora unutarnje upravljačke petlje

Stabilnost zatvorenog kruga unutarnje petlje može se ispitati odzivom prijenosne funkcije tog zatvorenog kruga na jediničnu odskočnu pobudu (step) te je taj odziv prikazan Slikom 10:



Slika 10: Odziv zatvorenog kruga unutarnje upravljačke petlje na jediničnu odskočnu pobudu

Analogan postupak primjenjuje se i za vanjsku upravljačku petlju. Prijenosna funkcija otvorenog kruga vanjske petlje jednaka je prijenosnoj funkciji zatvorenog kruga unutarnje petlje uz dodatak integratora:

$$G_{o,out} = \frac{K_{p,in} G_{o,in}}{1 + K_{p,in} G_{o,in} s} \frac{1}{s}, \quad (52)$$

gdje je  $K_{p,in} = 0.1$ , a  $G_{o,in}$  je jednak (37) s uvrštenim parametrima:

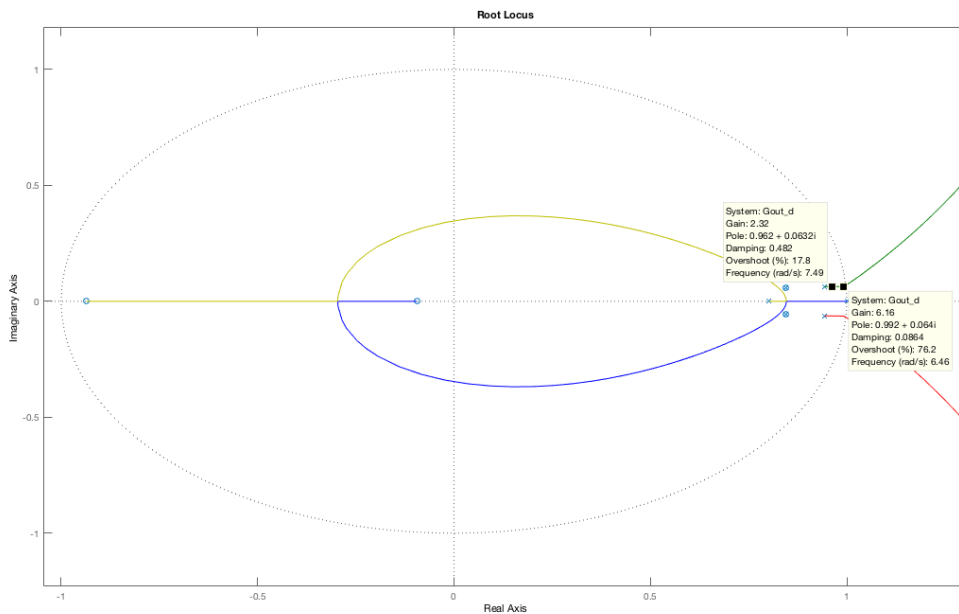
$$G_{o,in} = \frac{1}{s(6.4875 \cdot 10^{-5} s^2 + 0.0022s + 0.0210)}, \quad (53)$$

pa slijedi konačan izraz za  $G_{o,out}$ :

$$G_{o,out} = \frac{0.1}{6.4875 \cdot 10^{-5} s^3 + 0.0022s^2 + 0.0210s + 0.111} \frac{1}{s}. \quad (54)$$

Krivulja mjesta korijena otvorenog kruga vanjske petlje kao i odabir pojačanja P regulatora prikazano je

Slikom 11:



Slika 11: Odabir pojačanja P regulatora vanjske upravljačke petlje

Konačan iznos pojačanja P regulatora vanjske upravljačke petlje jednak je:

$$\boxed{K_{p,out} = 2.32} . \quad (55)$$

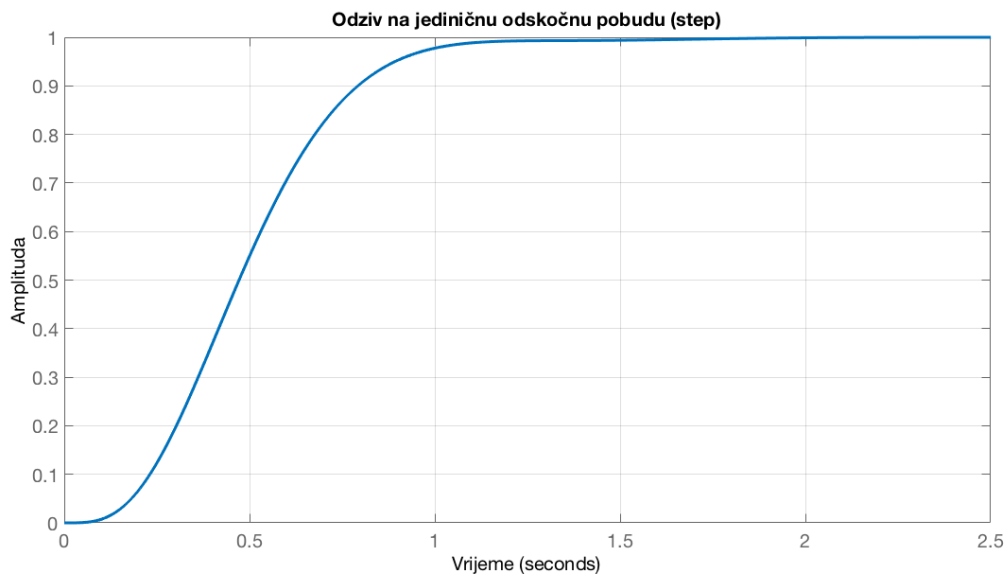
Slijedi opći zapis prijenosne funkcije zatvorenog kruga upravljanja:

$$G_{z,out} = \frac{K_{p,out}G_{o,out}}{1 + K_{p,out}G_{o,out}} . \quad (56)$$

Konačna prijenosna funkcija zatvorenog kruga upravljanja jednaka je:

$$G_{o,z} = \frac{0.232}{6.4875 \cdot 10^{-5}s^4 + 0.0022s^3 + 0.0210s^2 + 0.1s + 0.232} . \quad (57)$$

Stabilnost zatvorenog kruga vanjske petlje dokazuje se odzivom prijenosne funkcije zatvorenog kruga (57) na jediničnu odskočnu pobudu (step) te je taj odziv prikazan Slikom 12:



Slika 12: Odziv zatvorenog kruga vanjske upravljačke petlje na jediničnu odskočnu pobudu



## 6. Mehanička konstrukcija

U ovom poglavlju opisana je mehanička konstrukcija letjelice. Osnova je postojeća laboratorijska letjelica *ArduCopter*. Letjelica *ArduCopter* standardnog je dizajna, s četiri pogonska *beskolektorska DC* motora s pripadnim elektroničkim upravljačima brzine (*ESC - eng. Electronic Speed Control*). Zbog jednostavnog i modularnog dizajna, letjelica je prikladna platforma za razne promjene i proširenja raznim upravljačkim uređajima, senzorima i aktuatorima. U *LARICS* laboratoriju trenutno postoji nekoliko modela letjelica ovog tipa koje se koriste za većinu eksperimenata. Dizajn i veličina letjelice prikladna je za većinu eksperimenata koji se provode u laboratoriju, uključujući planiranje i izvođenje trajektorija u prostoru, manipulaciju objekata i drugo. Upravo zato odlučeno je modificirati jednu od postojećih konstrukcija te izraditi platformu za eksperimentalno testiranje novog koncepta upravljanja višerotorskom letjelicom. Glavna modifikacija odnosi se na dizajniranje i izradu mehanizma kojim će se omogućiti pomak mase na kraku. Također, potrebno je smjestiti sve ostale komponente nužne za upravljanje letjelicom, poput kontrolera leta i upravljačkog sklopovlja pomičnih masa. Za izradu dizajna korišten je CAD alat. Konačni 3D izgled modificirane letjelice prikazan je Slikom 13.



Slika 13: 3D model modificirane letjelice *ArduCopter*

## 6.1. Letjelica *ArduCopter*

Osnova konstrukcije letjelice s pomičnim masama je multirotorska letjelica *ArduCopter*, prikazano Slikom 14. *ArduCopter* je laboratorijska letjelica pogonjena s 4 *beskolektorska DC* motora. Klasičnim konceptom upravljanja, brzom promjenom brzina vrtnje motora, ostvaruju se zadani kutevi i kutne brzine letjelice. Letjelica ima modularan dizajn, što omogućava jednostavne nadogradnje, poput različitih upravljačkih uređaja, senzora i aktuatora. Sva proširenja letjelice dodaju se jedno iznad drugoga na već predviđene položaje iznad razine krakova u centru letjelice. Zbog svega navedenog, *ArduCopter* je odabran kao osnovna platforma za izradu multirotorske letjelice s pomičnim masama.

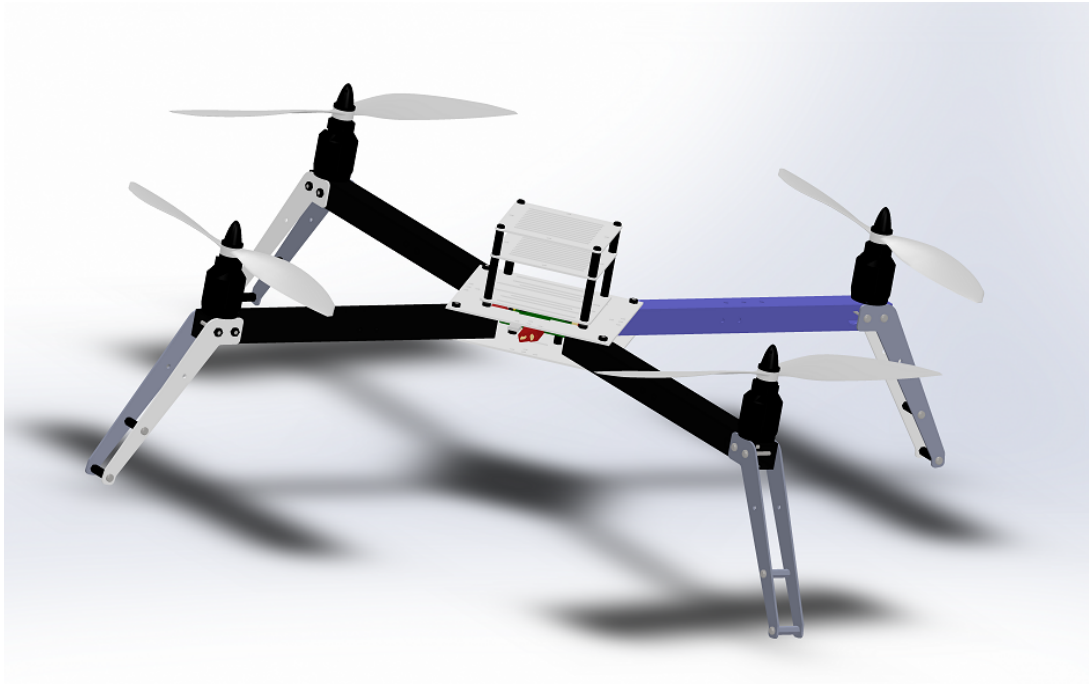
Postojeća mehanička konstrukcija letjelice *ArduCopter* se u potpunosti koristi, a obuhvaća:

- Tijelo letjelice uključujući razvodnu ploču za napajanje iz baterije i prihvat slojeva za proširenje
- 4 aluminijska kraka
- 4 plastična zaustavna kraka
- 4 *beskolektorska DC* motora s pripadnim **ESC** pogonima
- 4 plastična propelera

### Modifikacija postojeće letjelice

Predstavljenu postojeću letjelicu *ARDUCOPTER* potrebno je modificirati na sljedeći način:

- Dodati 4 pokretne mase, odabrati aktuatore, konstruirati i izraditi mehanizam kretanja mase po kraku letjelice.
- Dodati kontroler leta *Pixhawk PX4*, za kompletno upravljanje letjelicom s pokretnim masama
- Izraditi elektroničko slopovlje potrebno za pogon masa, realizirati komunikaciju s kontrolerom leta te dodati mogućnosti za daljnja funkcionalna proširenja letjelice.



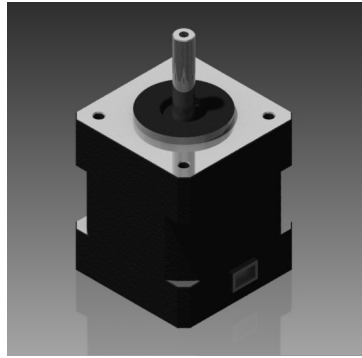
Slika 14: 3D model postojeće letjelice *ArduCopter*

## 6.2. Klizni mehanizam pokretne mase

Budući da se novi koncept upravljanja letjelice zasniva na promjeni centra mase, koje je realizirano pomičnim masama na krakovima, potrebno je izraditi mehanizam kretanja pokretne mase po kraku letjelice. Kretanje pomične mase je linijsko, a mehanizam kretanja mora biti realiziran s minimalnim trenjem. Kretanje pokretne mase ostvareno je električnim aktuatorom.

### 6.2.1. Aktuator

Zadaća je aktuatora pokretne mase gibanje mase po kraku letjelice, čime se ostvaruje promjena centra mase letjelice. Kako bi ukupna masa letjelice bila manja, sam aktuator na svakom kraku se koristi kao pokretna masa. Za aktuator je odabran koračni motor *NEMA 14*, prikazan Slikom 15. Specifikacije koračnog motora su prikazane Tablicom 2.



Slika 15: Koračni motor

Tablica 2: Specifikacije koračnog motora

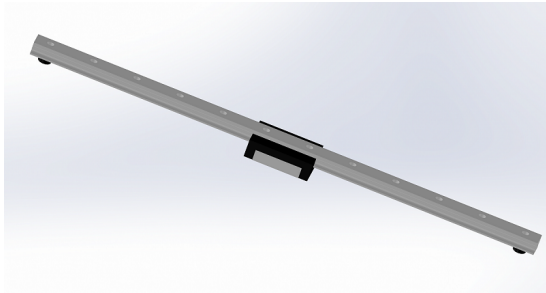
<b>Proizvođač</b>	Changzhou Songyang Machinery & Electronics Co.
<b>Model</b>	NEMA 14
<b>Veličina</b>	35mm x 35mm x 36mm, neuključujući osovinu
<b>Masa</b>	180 g
<b>Promjer osovine</b>	5 mm
<b>Broj koraka po okretu</b>	200
<b>Broj faza</b>	2
<b>Current rating</b>	1A po fazi
<b>Moment zadržavanja</b>	1.4 kg/cm
<b>Moment inercije rotora</b>	14 g/cm <sup>2</sup>

Koračni motor odabran je zato jer pruža mogućnost korištenja upravljanja pozicijom motora u otvorenoj petlji. Točnije, pravilnim upravljanjem i brojanjem koraka koje je motor napravio, moguće je u svakom trenutku znati u kojem položaju se motor nalazi te samim time i na kojoj poziciji se nalazi pokretna masa. Ako bi se koristio neki drugi tip motora, bilo bi potrebno dodati senzore poput enkodera kako bi se moglo pratiti kretanje i položaj mase na kraku.

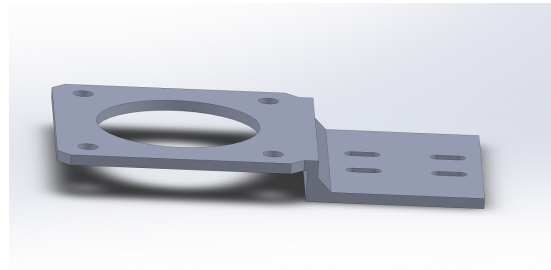
### 6.2.2. Kretanje po kraku letjelice

Kretanje mase po kraku je linijsko. Kako bi kretanje mase imalo minimalno trenje, odabran je klizni mehanizam prikazan Slikom 16. Klizni mehanizam montiran je s donje strane kraka, a za aluminijsku kvadratnu cijev pričvršćen je s dva vijka. Klizni mehanizam se sastoji od vodilice i kolica. Na kolicima se nalazi klizni mehanizam koji se sastoji od sitnih kuglica koje omogućavaju klizno gibanje s malim trenjem. Na kolica kliznog mehanizma montirano je posebno konstruiran prihvat koračnog motora (Slika

17), kojim se koračni motor učvršćuje na klizni mehanizam.

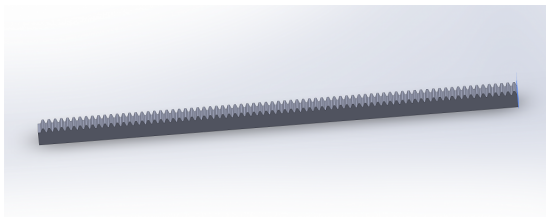


Slika 16: Klizni mehanizam

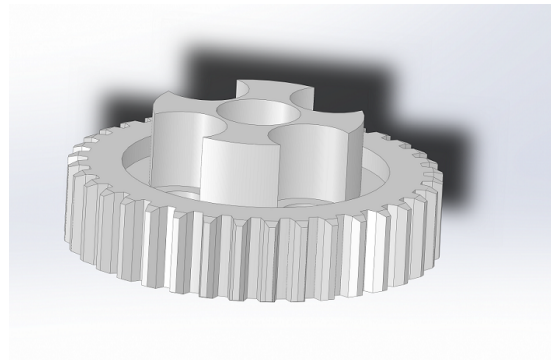


Slika 17: Prihvat koračnog motora

Rotacija koračnih motora se prenosi na linijsko gibanje po kraku pomoću zupčastog prijenosa. Zupčasti prijenos je dizajniran tako da jedan puni okret koračnog motora pokriva cijeli potrebni raspon linijskog gibanje na kraku. Zupčasta letva (Slika 18a) je zaljepljena na bočnu stranu aluminijske kvadratne cijevi pomoću dvokomponentnog ljepila. Zupčanik (Slika 18b) se montira na adapter osovine koračnog motora pomoću 4 vijka.



(a) Zupčasta letva



(b) Zupčanik

Slika 18: Prikaz elemenata zupčastog prijenosa

### 6.2.3. Izrada i montaža

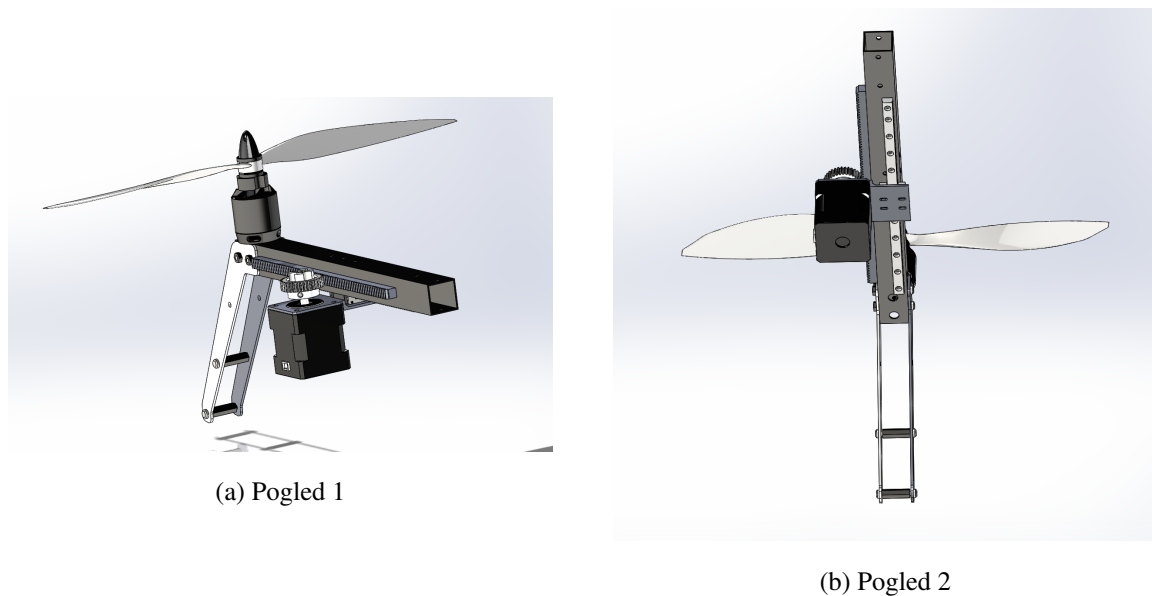
Za dizajniranje mehaničke konstrukcije korišten je CAD alat, koji omogućava 3D modeliranje svih dijelova od kojih je izrađena letjelica. Nakon dizajniranja svakog pojedinog dijela, prelazi se na spajanje dijelova u veće cjeline. Prednost 3D modeliranja je trenutni pregled izgleda konstrukcije, kao i mogućnost izvoza svakog pojedinog dijela u neki od standardnih formata.

U izradi nekih dijelova konstrukcije korištena je tehnologija 3D printanja. 3D printanje jednostavno je i efikasno rješenje u izradi prototipa. Nakon izrade 3D modela u nekom od CAD alata, radi se priprema pojedinog elementa za izradu. Priprema uključuje učitavanje elementa u poseban softver proizvođača 3D printera. Nakon postavljanja svih parametara izrade poput preciznosti, ispunjenosti i dr. slijedi izvoz

podataka u standardan *gcode* format koji koristi 3D printer. Nakon toga slijedi izrada koja je u potpunosti automatizirana.

Dodatno, za montažu kliznih mehanizama na aluminijske kvadratne cijevi potrebno je precizno izbušiti rupe, kroz koje će se pomoću vijka pričvrstiti klizni mehanizam. Zbog toga je korišten CNC stroj.

Nakon pripreme svih dijelova, slijedi montaža. Slikom 19 prikazan je konačni 3D model pokretne mase na kraku letjelice.



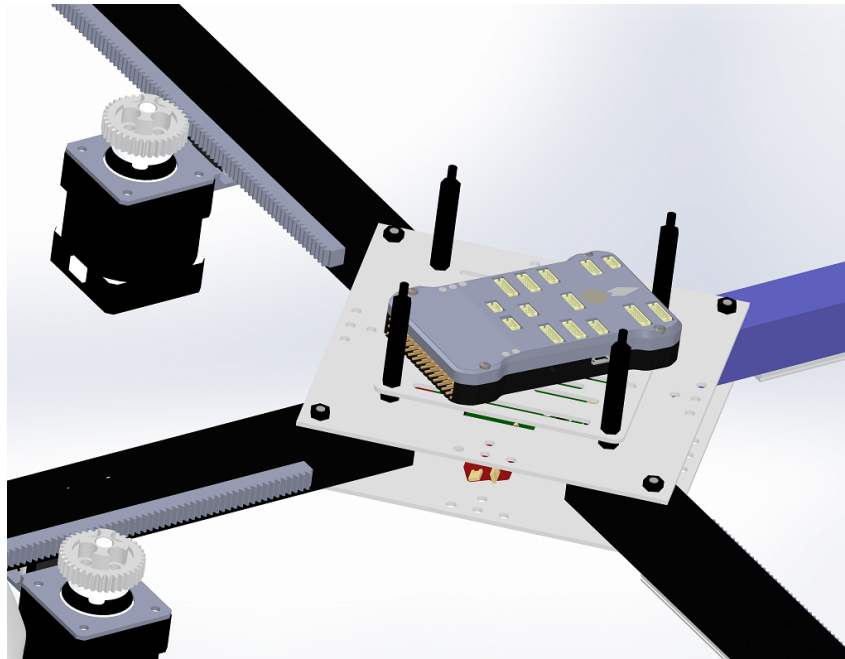
Slika 19: Prikaz 3D modela jednog kraka letjelice s pomičnom masom

## 6.3. Horizontalna montaža sastavnih dijelova letjelice

Modularni dizajn letjelice *ArduCopter* omogućava jednostavno proširenje letjelice. Iznad ravnine krakova moguće je dodavati razne slojeve. Slojevi su razmaknuti distancerima s navojem M3.

### 6.3.1. Sloj kontrolera leta

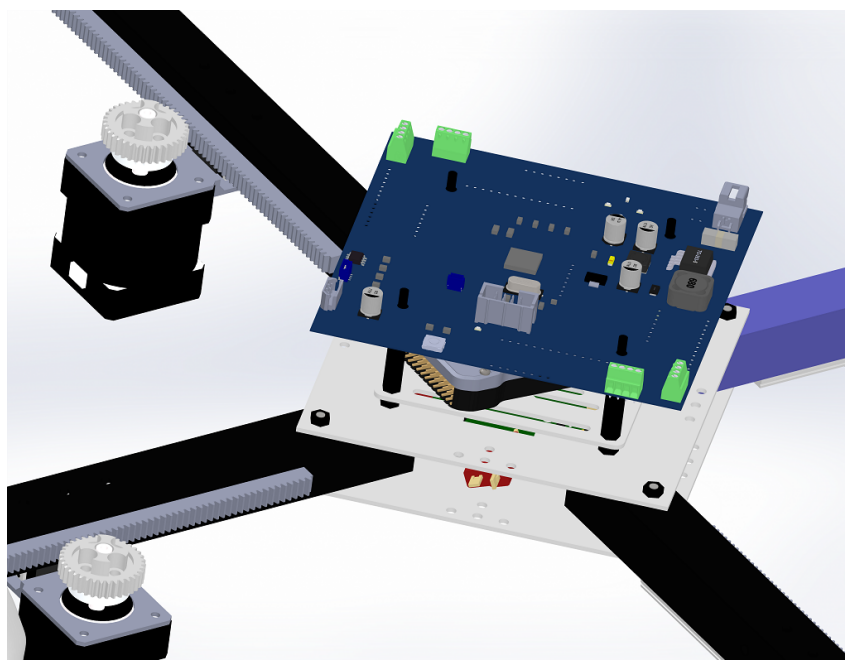
Kontroler leta *Pixhawk* se koristi za cjelokupno upravljanje letjelicom. U samom kontroleru su ugrađeni svi potrebni senzori za let, poput žiroskopa, akcelerometra i dr. Kontroler leta potrebno je postaviti što bliže osima rotacije letjelice. U ovom slučaju kontroler je postavljen neposredno iznad ravnine krakova. Položaj kontrolera leta prikazan je Slikom 20.



Slika 20: Sloj kontrolera leta

### 6.3.2. Sloj upravljačkog sklopovlja

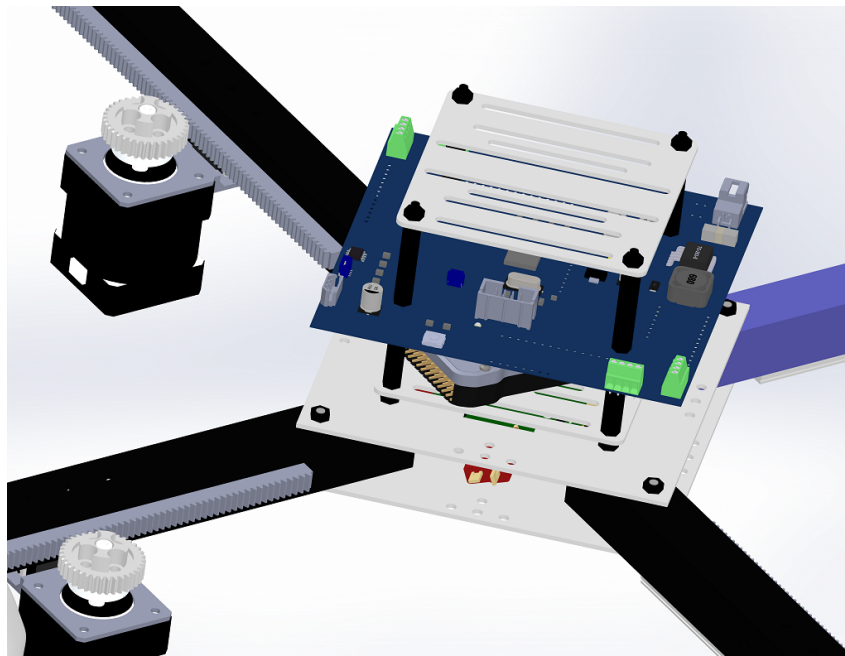
Iznad kontrolera leta postavljeno je posebno izrađeno elektroničko sklopovlje za upravljanje koračnim motorima. Dimenzija tiskane pločice jednaka je dimenziji bazne ploče koja se nalazi u ravnini krakova. Pločica je razmaknuta od kontrolera leta pomoću distancera. Pozicioniranje upravljačkog sklopovlja prikazano je Slikom 21.



Slika 21: Sloj upravljačkog sklopovlja

### 6.3.3. Sloj za proširenje

Iznad upravljačkog sklopovlja, nalazi se sloj za daljnja proširenja. Daljnja proširenja predstavlja dodavanje raznih senzora za pozicioniranje u prostoru i sl.

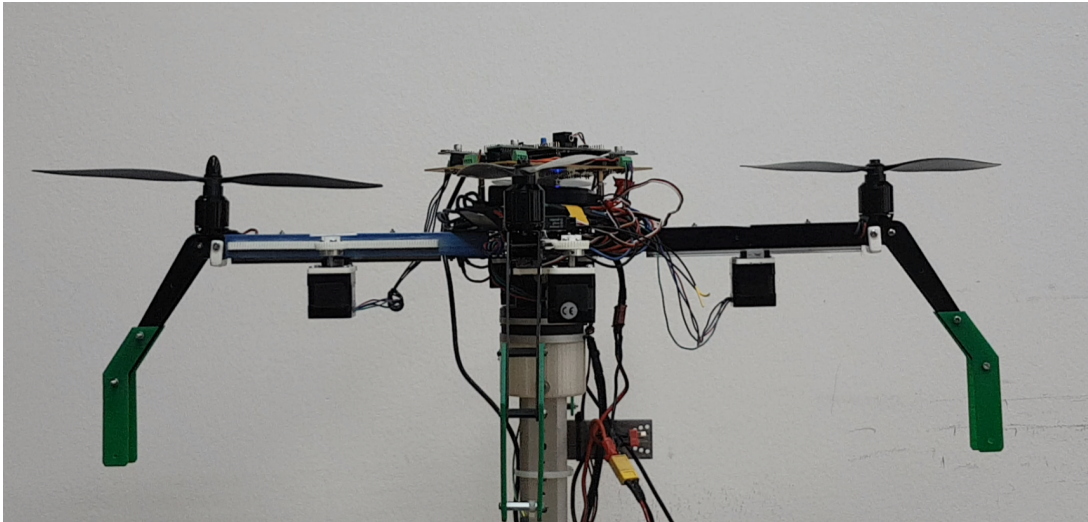


Slika 22: Sloj za proširenje

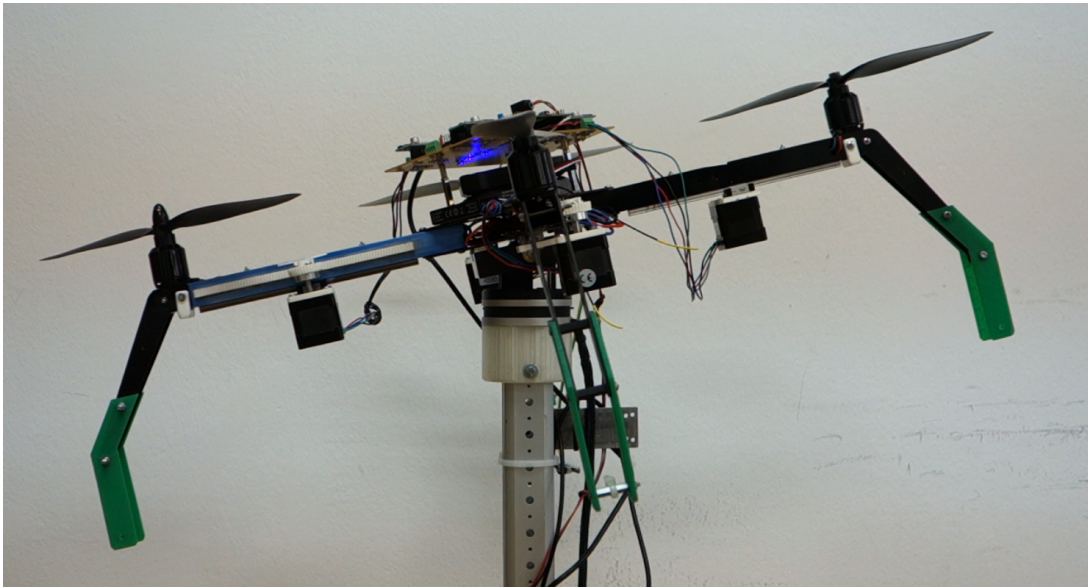
## 6.4. Prikaz realizacije mehaničke konstrukcije

Nakon izrade svih svih dijelova, uslijedila je montaža. Modificirana letjelica *ArduCopter* postavljena je na stalak, s omogućenim jednim stupnjem slobode. Konačni izgled letjelice postavljene na stalak prikazan je Slikom 23. Na Slici 24 prikazana je letjelica s odmakom iznosa  $0.2 \text{ rad}$  iz središnjeg položaja. Realizacija mehanizma pokretne mase prikazana je Slikom 25.

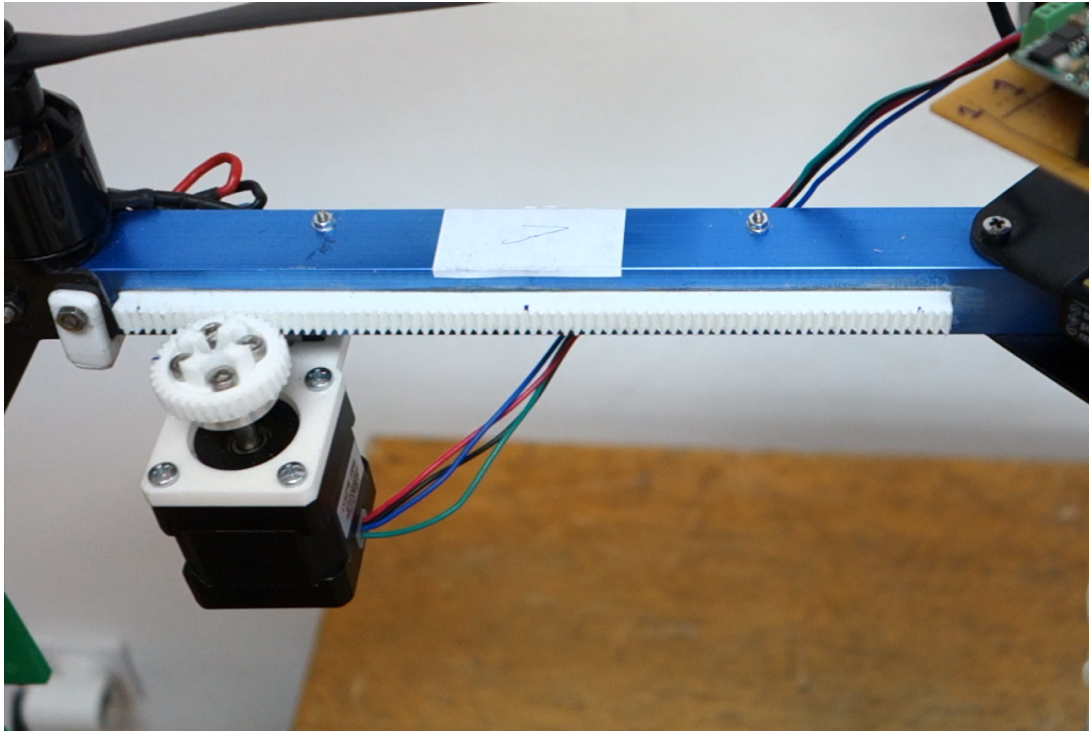




Slika 23: Prikaz laboratorijskog modela letjelice s pomičnom masom - središnji položaj



Slika 24: Prikaz laboratorijskog modela letjelice s pomičnom masom - odmak  $0.2 \text{ rad}$



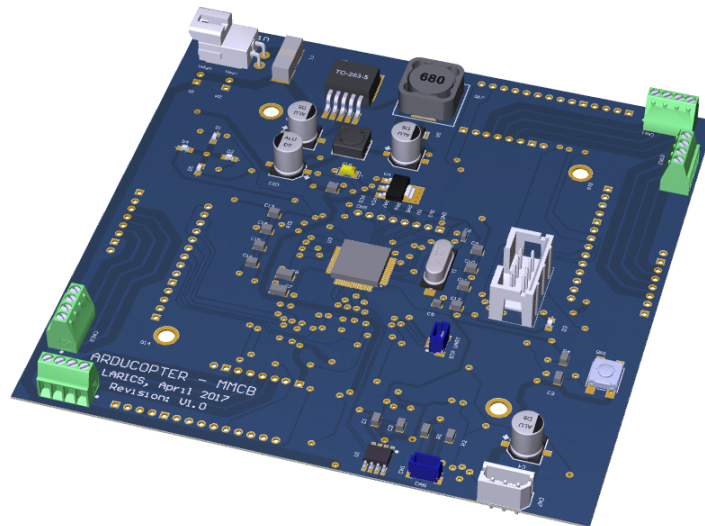
Slika 25: Prikaz laboratorijskog modela letjelice s pomičnom masom

## 7. Elektroničko sklopovlje

U ovom poglavlju predstavljen je dizajn i izrada elektroničkog sklopovlja potrebnog za upravljanje multirotorskom letjelicom s pomičnim masama. Elektroničko sklopovlje je ciljano dizajnirano za upravljanje koračnim motorima koji u ovom slučaju predstavljaju pokretne mase. Također, kao pripremu za daljnja proširenja, dodana su standardna sučelja za komunikaciju i *Dynamixel* servo motore. Jedna od primjena ovih aktuatora je aktuiranje robotskog manipulatora na letjelici, upravo zato elektroničko sklopovlje je pripremljeno za sva daljnja proširenja. Elektroničko sklopovlje je zasnovano na mikrokontroleru STM32 serije F4. Dodatno, na elektroničkom sklopovlju trebaju postojati izvodi napajanja standardnih iznosa 3.3V i 5V. Sklopovlje se napaja iz baterije nazivnog napona 12V.

Dizajn elektroničkog sklopovlja izrađen je u CAD alatu *Altium Designer*. Altium predstavlja standardni alat za izradu elektroničkog sklopovlja. U okviru ovog alata, definiraju se sve potrebne elektroničke komponente, s pripadnim fizičkim rasporedom veza i mogućnošću dodavanja 3D modela svake pojedine komponente. Prvo se pristupa projektiranju sklopovlja na shematskoj razini. U ovom koraku definiraju se sve sheme, određuju se komponente koje je kasnije potrebno kupiti sa svim pripadnim podacima. Nakon završetka prve faze projektiranja, slijedi fizički raspored komponenata na tiskanu pločicu i povezivanje svih električnih veza. U obje faze projekiranja, softver omogućava kontrolu prema zadanim postavkama te na taj način upozorava korisnika ukoliko je došlo do kršenja zadanih pravila, poput kratkih spojeva, prebliskih električnih vodova i slično.

Funkcionalnost elektroničkog sklopovlja i programske potpore provjerena je izradom prototipa. Prototip je realiziran perforiranom pločicom, na koju su postavljene i povezane sve bitne komponente, prvenstveno pogoni koračnih motora. Upravljanje pogonima koračnih motora omogućeno je razvojnom pločicom *STM Discovery*, baziranom na STM32 mikrokontroleru serije F4, koji je korišten i u konačnom posebno prilagođenom sklopovlju.



Slika 26: 3D model elektroničkog sklopovlja

## 7.1. Sastavni dijelovi elektroničkog sklopovlja

### 7.1.1. Napajanje

Napajanje elektroničkog sklopovlja je osigurano baterijom nazivnog napona 12 V. Na ulazu napajanja dodan je osigurač iznosa 10 A. Iznos osigurača je projektiran prema snazi koračnih motora. U sklopu modula napajanja, potrebno je osigurati stabilne iznose napona 3.3 V i 5V. Prva razina spuštanja ulaznog napona je osigurana 5V regulatorom napona, prekidačkog tipa. Specifikacije regulatora su prikazane Tablicom 3.

Tablica 3: Specifikacije 5V regulatora napona

<b>Proizvođač</b>	Texas instruments
<b>Model</b>	LM2592HVS-5.0
<b>Tip</b>	Prekidački regulator
<b>Minimalni ulazni napon</b>	4.5 V
<b>Maksimalni ulazni napon</b>	60 V
<b>Izlazni napon</b>	5 V
<b>Izlazna struja</b>	2 A
<b>Frekvencija rada</b>	150 kHz
<b>Maksimalna radna temperatura</b>	125°C

Nadalje, napon iznosa 3.3 V osiguran je snižavanjem napona iznosa 5V iz prethodno opisanog regu-

latora. U ovom slučaju korišten je linearni regulator. Korištenje ovog tipa regulatora je moguće, budući da je snaga potrošača spojenih na napajanje 3.3 V daleko manja od maksimalnog iznosa struje koju daje 5 V regulator. Specifikacije 3.3 V regulatora prikazane su Tablicom 4

Tablica 4: Specifikacije 3.3V regulatora napona

<b>Proizvođač</b>	ST Microelectronics
<b>Model</b>	LD1117S33TR
<b>Tip</b>	Linearni regulator s fiksnim izlaznim naponom
<b>Minimalni ulazni napon</b>	4.75 V
<b>Maksimalni ulazni napon</b>	15 V
<b>Izlazni napon</b>	3.3 V
<b>Izlazna struja</b>	800 mA
<b>Maksimalna radna temperatura</b>	125°C

U sklopu modula napajanja, potrebno je osigurati i napajanje koračnih motora te napajanje Dynamixel motora. U ovom slučaju, koristi se ulazni napon, kojemu su dodani jumperi, kako bi na jednostavan način bilo moguće odspojiti navedene potrošače u fazi programiranja elektroničkog sklopovlja.

### 7.1.2. Mikrokontroler

Elektroničko sklopovlje je bazirano na mikrokontroleru *STM32*, serije F4. Jezgra mikrokontrolera je zasnovana na jezgri *ARM® Cortex™ - M4*, 32-bit, RISC arhitekture. Na mikrokontroler su povezane sve komponente kojima je potrebno upravljati i s kojih je potrebno očitavati stanja. Specifikacije mikrokontrolera prikazane su Tablicom 5.

Tablica 5: Specifikacije STM mikrokontrolera

<b>Proizvođač</b>	ST Microelectronics
<b>Model</b>	STM32F405RGT6V
<b>Jezgra</b>	ARM® Cortex™ - M4, 32-bit, RISC
<b>CPU brzina</b>	168 MHz
<b>Veličina RAM memorije</b>	192 KB
<b>Broj pinova</b>	64
<b>Broj I/O jedinica</b>	51
<b>Ugrađena sučelja</b>	CAN, I2C, SPI, UART, USART, USB
<b>Minimalni napon napajanja</b>	1.8 V
<b>Maksimalni napon napajanja</b>	3.6 V

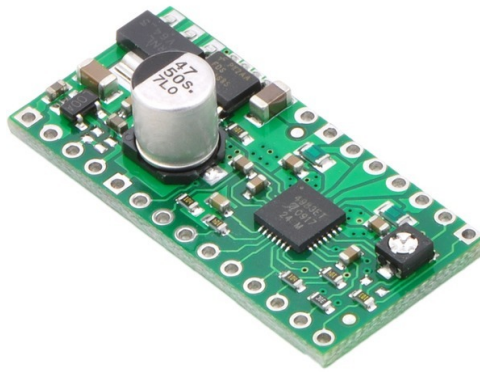
Napajanje mikrokontrolera osigurano je reguliranim naponom iznosa 3.3V. Dodatno stabiliziranje napona je osigurano dodavanjem kondenzatora različitih iznosa. Dodatni kondenzatori smješteni su u neposrednoj blizini mikrokontrolera na tiskanoj pločici. Kao izvor takta mikrokontrolera korišten je kristalni oscilator nazivne frekvencije 8 Mhz.

### 7.1.3. LED indikatori

Prilikom izrade prototipa elektroničkog sklopovlja utvrđena je potreba postojanja LED indikatora. LED indikatori koriste se u svrhu provjere ispravnosti rada programske potpore. U ovom slučaju, dane su 4 LED diode različitih boja. LED diode su spojene na mikrokontroler, a za izvor napajanja se koristi regulirani napon iznosa 5V. Upravljanje LED diodama je ostvareno mikrokontrolerom i bipolarnim NPN tranzistorom. Struja koja protječe LED diodom prilikom visoke razine upravljačkog signala iz mikrokontrolera je ograničena dodavanjem otpornika iznosa 500 Ohm.

### 7.1.4. Pogon koračnih motora

Pogon koračnih motora ostvaren je gotovim sklopom A4988, prikazan Slikom 27. Navedeni sklop ima sadržano upravljanje naponima i strujama svake faze koračnog motora. Pogonski sklop predstavlja međusklop između koračnog motora i mikroprocesora. Mikroprocesor, postavljanjem logičkih razina na predviđene pinove, upravlja smjerom vrtnje i rezolucijom koraka. Kretanje motora se izvodi generiranjem impulsnog signala. Generiranje impulsnog signala je ostvareno prikladnom programskom potporom mikrokontrolera. Specifikacije sklopa A4988 prikazane su Tablicom 6.



Slika 27: Prikaz pogona koračnog motora

Sklop *A4988* napaja se izravno s baterije, a napajanje logike ostvareno je korištenjem ugrađenih regulatora napona u samom sklopu. Mikrokontroler upravlja radom pogonskog sklopa pomoću 5 pinova:

- *STP* - impulsni signal broja koraka
- *DIR* - smjer vrtnje motora
- *MS1* - upravljanje rezolucijom koraka
- *MS2* - upravljanje rezolucijom koraka
- *MS3* - upravljanje rezolucijom koraka

Tablica 6: Specifikacije pogona koračnih motora

<b>Proizvođač</b>	Pololu
<b>Model</b>	A4988
<b>Veličina</b>	17.78mm x 35.56mm
<b>Masa</b>	3.3 g
<b>Minimalni ulazni napon</b>	8 V
<b>Maksimalni ulazni napon</b>	35 V
<b>Kontinuirana struja po fazi</b>	1 A, bez hladnjaka
<b>Maksimalna struja po fazi</b>	2 A, s hladnjakom
<b>Minimalni napon logike</b>	3 V
<b>Maksimalni napon logike</b>	5.5 V
<b>Rezolucija mikrokoraka</b>	puni korak, 1/2, 1/4, 1/8 i 1/16
<b>Zaštita obrnutog polariteta</b>	Da

### 7.1.5. Konektori

Za ispravno i sigurno povezivanje elektroničkog sklopovlja s okolnim uređajima potrebno je ispravno odabrati konektore. Konektori korišteni na ovom elektroničkom sklopu su:

- Konektor za DC napajanje, kutni. Navedeni konektor se koristi za spajanje elektroničkog sklopovlja na izvor napajanja. Specifikacije konektora zadovoljavaju navedenu primjenu, a prikazane su Tablicom 7.

Tablica 7: Specifikacije konektora DC napajanja

<b>Proizvođač</b>	Molex
<b>Model</b>	172310-1102
<b>Broj pinova</b>	2
<b>Način montaže</b>	Kroz rupu
<b>Pitch</b>	3.50 mm
<b>Maksimalni napon</b>	400 V
<b>Maksimalna struja</b>	14 A
<b>Otpor izolacije</b>	100 MOhm

- Konektor za programiranje mikrokontrolera. Spajanjem odgovarajućeg programatora na ovaj konektor, izvodi se programiranje mikrokontrolera.
- Konektor za serijsku vezu, korišten za upravljanje koračnim motorima. Navedeni tip konektora se koristi i na kontroleru leta Pixhawk. Zbog svog dizajna, kontroler je otporan na vibracije, što je izrazito bitno za primjenu na letjelici. Specifikacije konektora su prikazane Tablicom 8.

Tablica 8: Specifikacije konektora serijske veze

<b>Proizvođač</b>	JST
<b>Serijski proizvođač</b>	GH
<b>Dobavljač</b>	RS
<b>Broj pinova</b>	3
<b>Način montaže</b>	SMD
<b>Pitch</b>	1.25 mm
<b>Maksimalni napon</b>	50 V ac/dc
<b>Maksimalna struja</b>	1 A



- Konektor za *Dynamixel* motor. Zbog paralelnog načina spajanja motora, jedan konektor na programskom sklopovlju je dovoljan za upravljanje s više *Dynamixel* motora. Konektor koji se nalazi na ovom sklopovlju identičan je konektoru na *Dynamixel* motoru. Specifikacije konektora su prikazane Tablicom 9.

Tablica 9: Specifikacije konektora *Dynamixel* motora

<b>Proizvođač</b>	Molex
<b>Serijski broj</b>	SPOX 5267
<b>Broj pinova</b>	3
<b>Način montaže</b>	Kroz rupu
<b>Pitch</b>	2.5 mm
<b>Maksimalni napon</b>	250 V
<b>Maksimalna struja</b>	3 A

- Konektori za spajanje faza koračnih motora. Upravljanje naponima faza koračnih motora se ostvaruje pomoću 4 žice, dvije po fazi. Budući da na koračnim motorima ne postoji poseban konektor, odabran je jednostavni konektor u koji se žice faza koračnih motora fiksiraju pomoću vijka.

Tablica 10: Specifikacije blok konektor za spajanje koračnih motora

<b>Proizvođač</b>	Phoenix Contact
<b>Serijski broj</b>	MPT
<b>Broj pinova</b>	4
<b>Način montaže</b>	Kroz rupu
<b>Pitch</b>	2.54 mm
<b>Površina vodiča, CSA</b>	0.5 mm <sup>2</sup>
<b>Maksimalni napon</b>	125 V
<b>Maksimalna struja</b>	6 A

- Konektor za CAN komunikaciju. Navedeni konektor sadrži potrebne kontakte za napajanje i dvije podatkovne linije. Konektor je iste serije kao i konektor za serijsku vezu, a osnovna razlika je u broju pinova. Specifikacije konektora za CAN komunikaciju su prikazane Tablicom 11.

Tablica 11: Specifikacije konektora CAN komunikacije

<b>Proizvođač</b>	JST
<b>Seriya proizvoda</b>	GH
<b>Broj pinova</b>	4
<b>Način montaže</b>	SMD
<b>Pitch</b>	1.25 mm
<b>Maksimalni napon</b>	50 V ac/dc
<b>Maksimalna struja</b>	1 A

- Konektor za slobodne pinove. Na elektroničkom slopovlju postoje izvodi svih naponski razina kao i 5 izravnih spojeva na GPIO izlaze mikrokontrolera. Namjena ovog konektora je omogućiti buduće modifikacije i proširenja funkcionalnosti.

### 7.1.6. Dynamixel

Upravljanje Dynamixel motorima ostvaruje se prikladnom elektroničkom i programskom potporom. Osnova elektroničkog sklopovlja za Dynamixel komunikaciju je sklop za dvosmjernu komunikaciju. Mikrokontroler upravlja sklopom za dvosmjernu komunikaciju, koristeći 3 signala: *DYN\_SEL* (odabir smjera komunikacije), *DYN\_RX* (primanje podatka s Dynamixel motora) i *DYN\_TX* (slanje podatka na Dynamixel motore). Uz sklop za dvosmjernu komunikaciju postavljeni su odgovarajući otpornici i NPN tranzistori za usklađivanje napona logičkih razina. Napajanje je osigurano izravno s baterije, a stabilizacija napona je ostvarena kondenzatorom iznosa 220 uF. Kondenzator se na tiskanoj pločici nalazi neposredno pored konektora za Dynamixel.

Tablica 12: Specifikacije sklopa za dvosmjernu komunikaciju

<b>Proizvođač</b>	Texas Instruments
<b>Model</b>	SN74LVC2G241DCTR
<b>Način montaže</b>	SMD, SSOP-8
<b>Broj pinova</b>	8
<b>Minimalni napon napajanja</b>	1.65 V
<b>Maksimalni napon napajanja</b>	5.5 V

### 7.1.7. CAN

Fizički sloj CAN komunikacije ostvaren je primjenom posebnog sklopa za CAN komunikaciju. Specifikacije sklopa su prikazane Tablicom 13. Naveni sklop zadovoljava standard norme ISO 11898-2, za fizički sloj CAN komunikacije visoke brzine. Napajanje sklopa ostvareno je korištenjem reguliranog napona 3.3V, uz dodavanje dodatnih kondenzatora za stabilizaciju napona. Kondenzatori su na tiskanoj pločici postavljeni neposredno pored sklopa. Mikrokontroler upravlja primanjem i slanjem podataka pomoću dva signala (*DRV\_IN* - slanje, *DRV\_OUT* - primanje). Izlaz iz sklopa su dvije CAN linije, visoke i niske razine. Refleksije na kraju linije su spriječene dodavanjem otpornika iznosa 120 Ohm.

Tablica 13: Specifikacije sklopa za CAN komunikaciju

<b>Proizvođač</b>	Texas Instruments
<b>Model</b>	SN65HVD232D
<b>Način montaže</b>	SMD, SOIC
<b>Broj pinova</b>	8
<b>Minimalni napon napajanja</b>	3 V
<b>Maksimalni napon napajanja</b>	3.6 V

## 7.2. Tiskana pločica - PCB

### 7.2.1. Projektiranje tiskane pločice

Nakon izrade shema elektroničkog sklopovlja slijedi projektiranje tiskane pločice. Tiskana pločica je dvoslojna, a dimenzijama je identična dimenziji osnovne ploče smještene na tijelu letjelice. Projektiranje tiskane pločice se obavlja također u *Altium Designer* CAD alatu. U nastavku Tlijedi kratki pregled procesa projektiranja tiskane pločice:

- 1. Definiranje oblika, veličine pločice i broja slojeva.** Pločica je kvadratnog oblika, dimenzija 116mm x 116mm i sadrži 2 sloja bakra.
- 2. Raspored komponenata.** Na gornjoj strani pločice smješteni su svi konektori, pogoni koračnih motora, regulatori napona, LED diode, mikrokontroler i kristalni oscilator. Preostale komponente nalaze se na donjem sloju pločice. Prilikom raspoređivanja komponenata bitno je voditi računa o načinu spajanja svake komponente prema ostatku komponenata na sklopovlju. Na taj način se olakšava sljedeći korak, fizičko povezivanje komponenata bakrenim vodovima.

3. **Povezivanje komponenata bakrenim vodovima.** U ovom koraku bitno je ispravno definirati širinu pojedinih vodova, ovisno o očekivanom maksimalnom iznosu struje u vodiču. Širina bakrenih vodova prikazana je Tablicom 14.

Tablica 14: Specifikacije širina bakrenih vodova na tiskanoj pločici

	Min [mil]	Preporučeno [mil]	Max [mil]
Ulazno napajanje	50	<b>100</b>	200
Napajanje pogona koračnih motora	100	<b>100</b>	200
Faze koračnih motora	100	<b>100</b>	200
Napajanje Dynamixel motora	25	<b>80</b>	80
Regulirani napon 5V	25	<b>25</b>	50
Regulirani napon 3.3V	10	<b>25</b>	25
Signalni vodovi	10	<b>25</b>	25

4. **Povezivanje pinova mase, GND.** Doljnji sloj tiskane pločice koristi se kao sloj mase, što znači da su sve paznine koje postoje ispunjene bakrom i kratko spojene na masu. Na ovaj način osigurana je ispravna i stabilna masa elektroničkog sklopovlja.
5. **Automatska programska kontrola rasporeda komponenata i vodova opcijom *Altium Designer alata.*** CAD alat omogućava provjeru ispravnosti dizajnirane tiskane pločice na način da provjerava zadane kriterije poput, kratkih sojeva, međusobne udaljenosti vodova, širine klasa vodova i slično.

## 8. Programska struktura

U sklopu razvoja letjelice razvijena je potrebna programska podrška. Zbog specifičnosti ovakvog pristupa upravljanju multirotorskim letjelicama postojeća programska rješenja ne zadovoljavaju specifične zahtjeve ovakvog načina upravljanja. Stoga je razvijeno vlastito programsko rješenje za predstavljeni problem. Zbog specifične sklopovske arhitekture letjelice, razvijena je programska potpora za dva različita sustava: upravljačku pločicu koračnih motora i Pixhawk kontroler leta. U nastavku je dan detaljniji pregled programskih rješenja za obje platforme.

### 8.1. Programska podrška za upravljačku pločicu koračnih motora

Sklopovljem za pogon koračnih motora upravlja 32-bitni mikrokontroler STM32F4 familije (ARM M4 arhitekture). Zadaća upravljačkog sustava ove razine je slijeđenje proslijeđene reference pozicije pomičnih masa na kraku letjelice. Upravljački algoritam na mikrokontroleru generira impulsne signale i potrebne logičke signale koji se prosljeđuju na upravljačko sklopovlje koračnih motora.

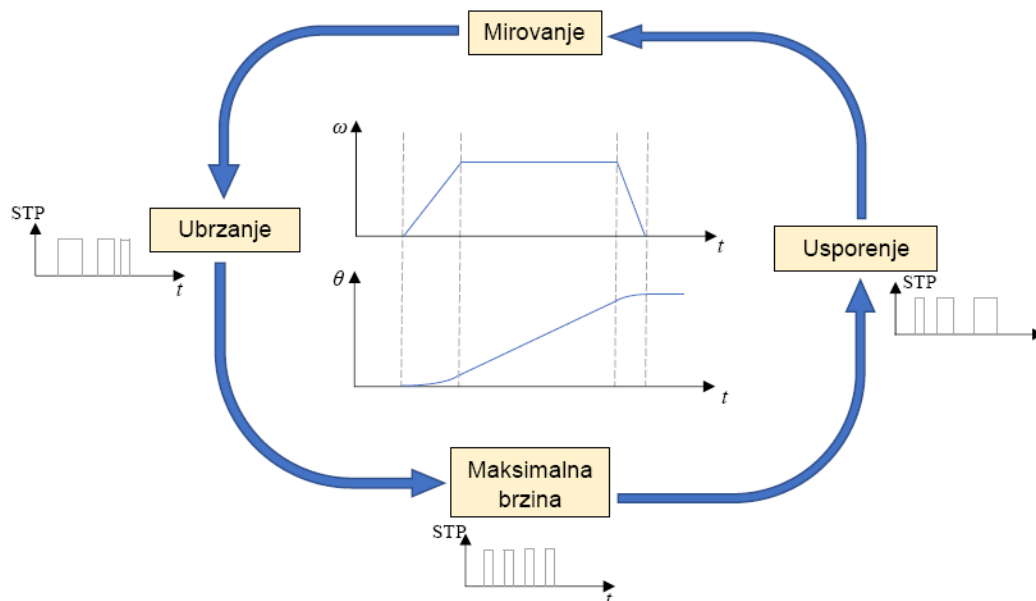
#### 8.1.1. Upravljanje koračnim motorima

Gibanje motora definirano je profilom brzine. Stoga je zadaća upravljačkog algoritam stvaranje impulsa u točnim vremenskim razmacima kako bi se osiguralo slijeđenje zadanog profila brzine, a time i pravilno gibanje motora.

Na Slici 28 ilustriran je automat stanja kojim se ostvaruje željena dinamika koračnih motora. Kako je brzina motora proporcionalna frekvenciji impulsnog signala koraka STP (Slika 28), variranjem frekvencije impulsa ostvaruje se promjena brzine vrtnje motora. Nakon primjene reference položaja podiže se frekvencija impulsa te motor ubrzava do maksimalne brzine gdje je frekvencija impulsa konstantna. Približavanjem referentnom položaju usporava se frekvencija impulsa, a time i motor.

Kontrola vremenskog razmaka impulsa ostvarena je korištenjem vremenskog sklopa mikrokontrolera (eng. *timer*) TIM4. Iz potrebne brzine motora računa se vremenski razmak između impulsa signala STP izražen u broju otkucaja takta vremenskog sklopa. Istekom vremenskog intervala vremenski sklop postavlja zahtjev za prekid čime se pokreće prekidna rutina. U prekidnoj rutini mijenja se stanje impulsnog signala i postavlja se odgovarajuća vrijednost signala DIR koji određuje smjer rotacije motora, a time i smjer gibanja mase na kraku letjelice. Nakon postavljanja vrijednosti logičkih signala, postavlja se novi

vremenski razmak nakon kojeg ponovo dolazi do zahtjeva za prekid i ponavljanja iste rutine.



Slika 28: Logička stanja za generiranje impulsnog signala koraka motora

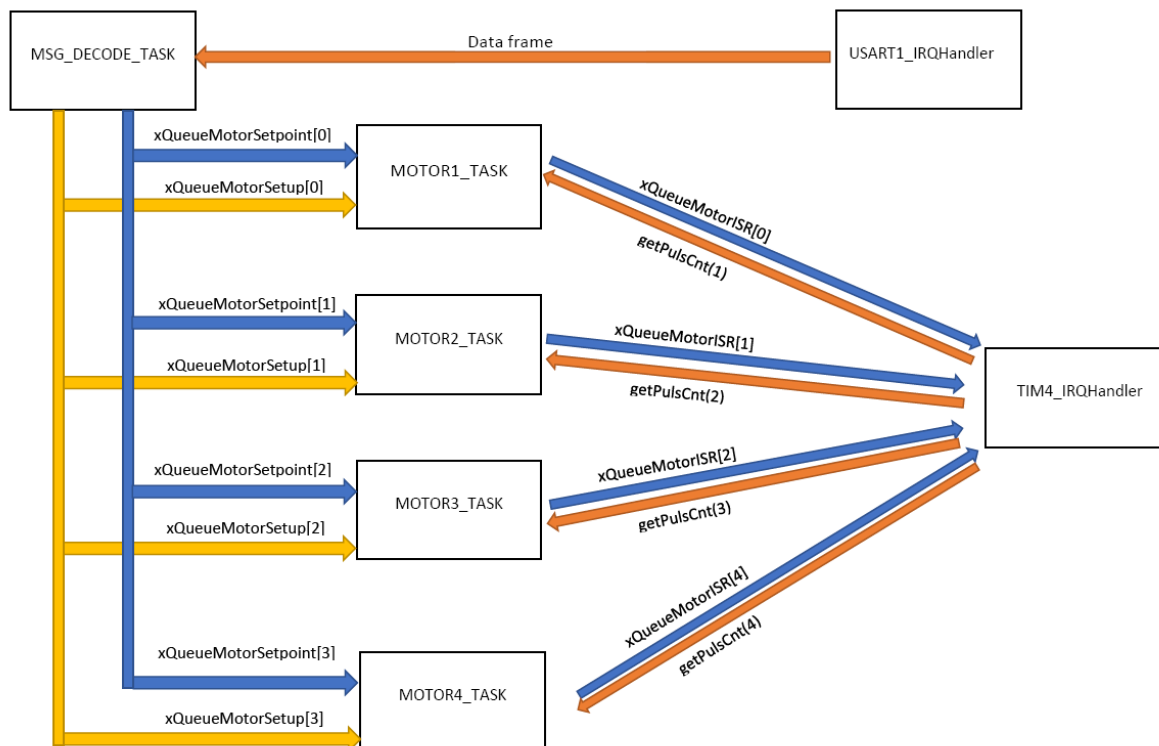
### 8.1.2. Ostale komponente programske podrške upravljačke pločice koračnih motora

Pored automata stanja za generiranje impulsnog signala koraka, programski kod sadrži sljedeće module:

- modul serijske komunikacije,
- modul za upravljanje prekidnim sustavom,
- modul za upravljanje vremenskim sklopovljem mikrokontrolera,
- modul za upravljanje ulazno/izlaznim sklopovljem mikrokontrolera.

Zbog potrebe istovremenog upravljanja četiri koračna motora, u izradi upravljačkog programa iskorišten je *real-time* operacijski sustav otvorenog koda *FreeRTOS*<sup>TM</sup>. Korištenje operacijskog sustava olakšalo je implementaciju paralelnog izvođenja upravljačkog algoritma motora. Na Slici 29 prikazana je struktura i interakcija programskih modula u sustavu. U modulima naziva *MOTORn\_TASK* ostvaren je upravljački algoritam motora, modulom *MSG\_DECODE\_TASK* dekodira se komunikacijski paket primljen putem serijske veze, a modulom *TIM4\_IRQHandler* upravlja se stanjima izlaznih logičkih signala i vremenskim sklopom mikrokontrolera. Programski moduli napravljeni su kao samostalne cjeline, a sa ostalim

modulima komuniciraju korištenjem redova poruka (eng. *message queues*). Cjeloviti programski kod je javno dostupan na GitHub servisu. <sup>1</sup>



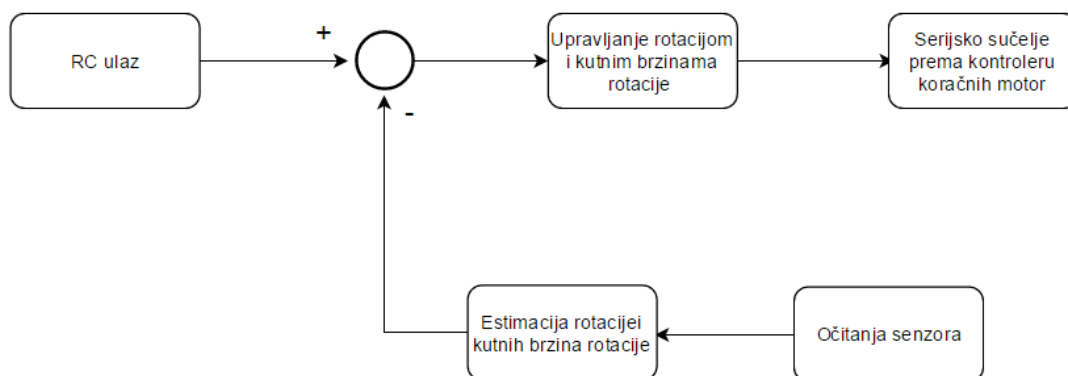
Slika 29: Prikaz modula i tokova podataka u programskoj podršci upravljačke pločice koračnih motora

## 8.2. Programska podrška za Pixhawk kontroler leta

Pixhawk kontroler leta je komercijalno dostupan sklop koji u paketu dolazi s vlastitim programskim kodom. Programski kod Pixhawk kontrolera (*PX4 firmware*) prilagođen je sklopovskoj platformi na kojoj se nalazi i omogućuje upravljanje velikim brojem letjelica različitih konfiguracija. Iako podržava velik broj konfiguracija letjelica, PX4 ne pruža gotovo rješenje za specifičan način upravljanja prikazan u ovom radu. PX4 je programsko rješenje otvorenog koda i dozvoljeno je raditi modifikacije programskog koda prema BSD licenci [4]. PX4 programska platforma je modularna te nije potrebno razvijati cjelokupnu programsku potporu već samo module specifične za upravljanje zasnovano na pomičnim masama. Kod razvoja programske podrške, osim modula PX4 platforme, korišteni su i moduli za kontrolu položaja letjelice razvijeni u Laboratoriju za robotiku i inteligentne sustave upravljanja (LARICS). Dodatno je razvijen programski modul za serijsku komunikaciju kojim se ostvaruje sučelje prema upravljačkoj jedinici za kontrolu koračnih motora [2]. Očitane vrijednosti izlaza upravljačkih algoritama rotacije letjelice oko osi valjanja i poniranja i odgovarajućih izlaza upravljačke petlje brzina rotacije oko istih osi prevode se u naredbe zakreta koračnog motora te se pakiraju u odgovarajuću strukturu podataka. Strukture podataka

<sup>1</sup><https://github.com/mbedekovic/stepperControl>

šalju se serijskom vezom prema upravljačkoj pločici koračnih motora. Ilustracija interakcije programskih modula sustava upravljanja prikazana je na Slici 30.



Slika 30: Prikaz interakcije programskih modula sustava upravljanja



## 9. Eksperimentalni rezultati

U svrhu verifikacije sustava upravljanja letjelica je postavljena na stalak s jednom osi rotacije (eng. *single axis gimbal*). Os rotacije stalka postavljena je što bliže centru mase letjelice kako bi se osiguralo ponašanje što sličnije letu. Ovim pristupom omogućeno je fino podešavanje koeficijenata regulacijskih petlji pojedinačnih osi letjelice. Kao početna točka u postupku uzeti su parametri regulatora izračunati iz matematičkog modela letjelice. Mijenjanjem koeficijenata upravljačkih petlji ispitano je ponašanje sustava na promjenu reference kuta i reakcija sustava na poremećaj. Poremećaj na letjelicu ostvaren je kao impuls vanjske sile na krak letjelice pri čemu dolazi do odmak od zadanih vrijednosti kuta poniranja ili valjanja. Cilj postupka je pronaći dobar odnos između brzine odziva na promjenu referentne vrijednosti i kvalitete kompenzacije poremećaja.

Opisanim postupkom podešavanja parametara odabrani su parametri regulatora prikazani u Tablici 15.

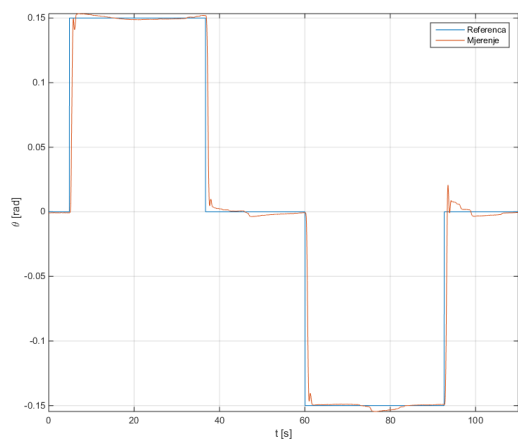
Tablica 15: Parametri regulatora

Vanjska petlja			Unutarnja petlja		
P	I	D	P	I	D
1.3	0	0.03	0.1083	0.00583	0

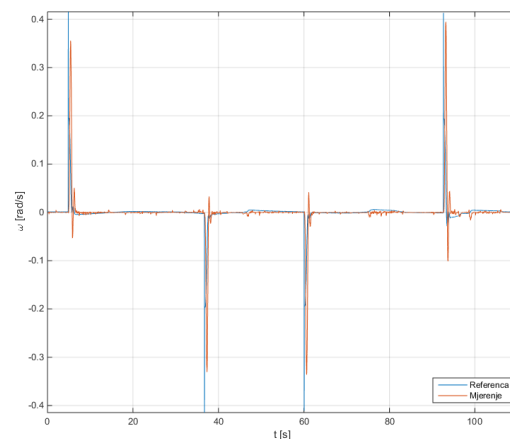
Nakon odabira parametara regulatora provedena su tri eksperimenta prikazana u nastavku.

### 9.1. Eksperiment odskočne pobude

U ovom eksperimentu zadana je odskočna referenca kuta iznosa  $\theta_{ref} = 0.15 \text{ rad}$  u pozitivnom i negativnom smjeru. Snimljeni odziv kuta letjelice prikazan je na Slici 31a, a odziv kutne brzine prikazan je na Slici 31b. Vrijeme porasta odziva na skokovitu promjenu reference iznosi 0.4155 sekundi dok letjelica dostiže postavljenu vrijednost za 3.6384 sekunde. Nadvišenje odziva na skokovitu pobudu iznosi 2.26 %. Slika 31b prikazuje impulsne promjene kutne brzine što potvrđuje brzinu odziva na skokovitu pobudu. Reakcija letjelice na promjenu reference zadovoljavajuće je brza za potrebe stabilnog leta.



(a) Kut

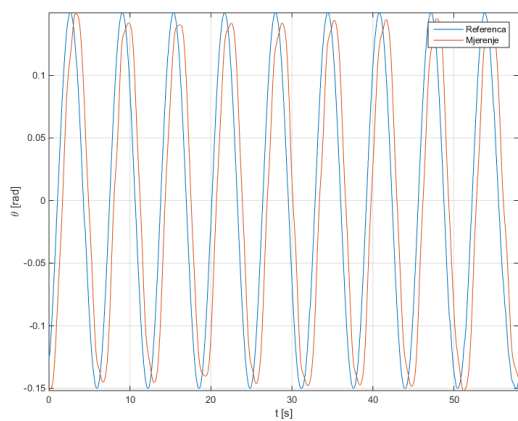


(b) Kutna brzina

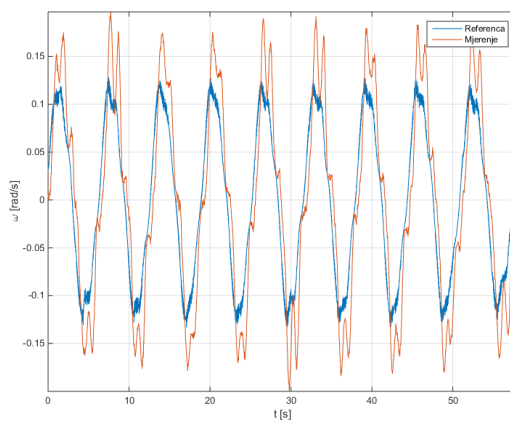
Slika 31: Prikaz kuta i kutne brzine u eksperimentu odskočne pobude

## 9.2. Eksperiment sinusne pobude

Ovim eksperimentom ispituje se sposobnost praćenja kontinuirano promjenljivog referentnog signala kuta. Zadana je referenca kuta kao sinusni signal amplitude  $0.15 \text{ rad}$  i perioda  $6.5 \text{ sekundi}$ . Snimljeni odzivi kuta i kutne brzine letjelice prikazani na Slici 32.



(a) Kut



(b) Kutna brzina

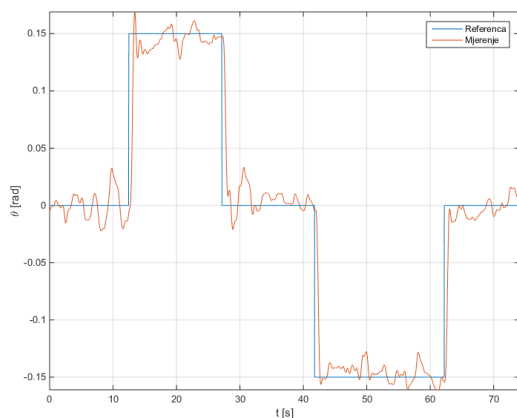
Slika 32: Prikaz kuta i kutne brzine u eksperimentu sinusne pobude

Iz prikazanih odziva vidljivo je da letjelica dobro prati stalno promjenjivu referencu kuta. Signal odziva kuta blago je prigušen i fazno zaostaje  $31.6^\circ$  za referentni signalom.

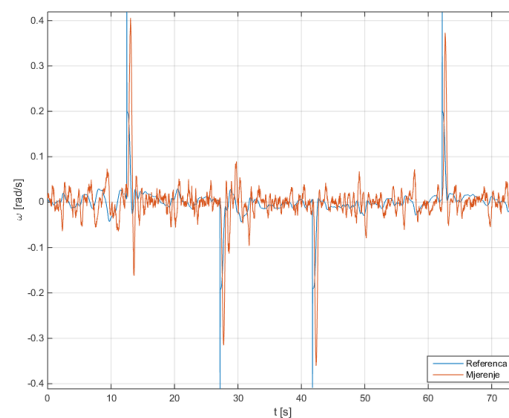
### 9.3. Eksperiment upravljanja kutom uz uključene rotore

Prethodnim eksperimentima ispitano je ponašanje sustava upravljanja uz isključene rotore. Uspješnim izvođenjem prethodnih eksperimenata, ispitano je ponašanje sustava upravljanja uz potisak koji stvara rotacija četiri rotora letjelice.

Eksperiment je izveden tako da operater pomoću upravljačke konzole uključi rotore i podigne njihovu brzinu rotacije. Pri tome se prati uspješnost stabilizacije letjelice na poremećaj koji stvara potisak rotora. Zatim operater daje referencu kuta poniranja koja se sastoji od sekvence pozitivnog i negativnog pomaka iznosa  $0.15 \text{ rad}$ . Slika 33 prikazuje odziv kuta i kutne brzine uz opisanu referencu kuta. Iz snimljenih odziva vidljivo je da sustav upravljanja zadržava stabilnost uz uključene rotore, ali je utjecaj rotora prisutan u odzivu. Brzina odziva na skokovitu promjenu reference nije narušena utjecajem rotora, ali su zbog vibracija rotora signali zašumljeniji.



(a) Kut



(b) Kutna brzina

Slika 33: Prikaz kuta i kutne brzine u eksperimentu upravljanja uz uključene rotore

Provedenim eksperimentima potvrđena je uspješnost projektiranja sustava upravljanja. Snimljeni odzivi potvrđuju ispravnost i stabilnost ponašanja letjelice. Video snimka eksperimenta dostupna je na *Youtube* servisu [6].

## 10. Zaključak

U ovom radu predstavljeno je projektiranje i izrada laboratorijskog modela letjelice upravljane novim konceptom upravljanja predstavljenim u [14]. Dio projekta MORUS je izrada multirotorske letjelice velike nosivosti pogonjene benzinskim motorima i upravljane promjenom centra mase pomičnim masama na krakovima letjelice. Kako bi se olakšao proces razvoja MORUS letjelice, ukazana je potreba za manjim laboratorijskim modelom multirotorske letjelice s upravljanjem zasnovanim na pomičnim masama. Modifikacijom postojeće laboratorijske letjelice *ArduCopter*, izrađen je manji model multirotorske letjelice pogonjene beskolektorskim istosmjernim električnim motorima i upravljane promjenom centra mase.

U radu je predstavljen matematički model letjelice koji je osnova projektiranja sustava upravljanja. Linearizacijom matematičkog modela letjelice oko radne točke ostvarena je prijenosna funkcija sustava, koja je početni korak projektiranja sustava upravljanja. Parametri prijenosne funkcije sustava identificirani su eksperimentalno. Nakon identifikacije sustava, uslijedilo je projektiranje sustava upravljanja, a jedna od korištenih metoda je krivulja mjesta korijena, predstavljena člankom [15].

Nadalje, postojeća letjelica *ArduCopter* modificirana je dodavanjem kliznih mehanizama za pokretne mase. Sve mehaničke modifikacije projektirane su u CAD alatu te nakon toga izrađene i montirane na letjelicu. Modifikacije letjelice odnose se i na projektiranje elektroničkog sklopovlja i pripadne programske potpore, čija je osnovna zadaća upravljanje radom koračnih motora. Dodatno, uz upravljanje koračnim motorima, elektroničko sklopovlje je prošireno standardnim komunikacijskim i aktuatorskim sučeljima čime je omogućeno naknadno nadograđivanje letjelice. Programska potpora projektirana je za mikrokontroler *STM32* serije F4, a pravovremeno izvršavanje zadataka osigurano je primjenom operativnog sustava za rad u stvarnom vremenu *FreeRTOS*.

Rezultat ovog rada je funkcionalna zračna platforma za testiranje i verificiranje novog koncepta upravljanja multirotorskom letjelicom. Eksperimentalni rezultati potvrdili su ispravnost novog koncepta upravljanja letjelicom. Modificirana letjelica *ArduCopter* postaje platforma za sve buduće algoritme upravljanja, uključujući planiranje i izvođenje trajektorija, manipulaciju objektima i sl.

# Zahvale

Zahvaljujemo se mentoru prof. dr. sc. Stjepanu Bogdanu za svestranu pomoć koju nam je pružio tijekom izrade ovog rada. Posebnu zahvalnost dugujemo doc. dr. sc. Matku Orsagu i Tomislavu Hausu, mag. ing. koji su nam svojim znanjem i susretljivošću nesebično pomogli u izradi ovog rada.

# Literatura

- [1] A. Aglič Aljinović, N. Elezović, D. Žubrinić, *Linearna algebra*, Element, Zagreb 2014.
- [2] J. Šribar, B. Motik, *Demistificirani C++*, Element, Zagreb 2014.
- [3] J. C. Lagarias, J. A. Reeds, M. H. Wright, and P. E. Wright., *Convergence Properties of the Nelder-Mead Simplex Method in Low Dimensions.*, SIAM Journal of Optimization. Vol. 9, Number 1, 1998, pp. 112–147.
- [4] L. Meier et al., *PX4 Development Guide*, <https://dev.px4.io/>, 27. 4. 2017.
- [5] M. Baotić, *Sveučilišni priručnik - Sinteza linearnih sustava upravljanja*, Sinteza linearnih sustava upravljanja, Fakultet elektrotehnike i računarstva, Zagreb 2016.
- [6] M. Bedeković, B. Marić, M. Tomić, *Youtube Video snimka eksperimenta*, <https://www.youtube.com/playlist?list=PL0ZESIBIB0IuBxcsYqmibSO8v66QWYTk>, 28. 4. 2017.
- [7] N. Perić, I. Petrović *Teorija estimacije - Postupci identifikacije*, Teorija estimacije, Fakultet elektrotehnike i računarstva, Zagreb 2016.
- [8] N. Perić, J. Matuško *Upravljanje elektromotornim pogonima - Predavanja*, Upravljanje elektromotornim pogonima, Fakultet elektrotehnike i računarstva, Zagreb 2014.
- [9] N. Perić, Z. Vukić, M. Baotić, M. Vašak, N. Mišković *Automatsko upravljanje - Predavanje 10 - Nule, polovi i vremenski odzivi*, Automatsko upravljanje, Fakultet elektrotehnike i računarstva, Zagreb 2016.
- [10] N. Elezović, *Funkcije kompleksne varijable - Kompleksna analiza*, Element, Zagreb 2010.
- [11] S. Bogdan, *Zračna robotika: Bespilotne letjelice (UAVs)*, Upravljanje robotskim sustavima, Fakultet Elektrotehnike i Računarstva, Zagreb 2009/2010.
- [12] S. Ilijić, *Mehanika*, Fizika 1, Fakultet Elektrotehnike i Računarstva, Zagreb 2017.
- [13] S. Pleslić, *Priprema za predavanja iz Fizike 1*, Fizika 1, Fakultet Elektrotehnike i Računarstva, Zagreb 2014.
- [14] T. Haus, N. Prkut, K. Borovina, B. Marić, M. Orsag, S. Bogdan, *A novel concept of attitude control for large multirotor-UAVs based on moving mass control*, 24th Mediterranean Conference on Control and Automation (MED), 2016.

- [15] T. Haus, M. Orsag, S. Bogdan, *Design considerations for a large quadrotor with moving mass control*, International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS), 2016.
- [16] T. Haus, M. Orsag, S. Bogdan, *Mathematical modelling and control of an unmanned aerial vehicle with moving mass control concept*, J Intell Robot Syst, March 2017.
- [17] Z. Kovačić, S. Bogdan, V. Krajči, *Osnove Robotike*, Graphis, Zagreb 2002.
- [18] Z. Vukić, Lj. Kuljača, *Automatsko upravljanje - Analiza linearnih sustava*, Kigen, Zagreb 2005.

# Sažetak

Autori: Matija Bedeković, Bruno Marić, Martina Tomić

Ime rada: Dizajn i razvoj male multirotorske letjelice s upravljanjem zasnovanim na pomičnim masama

Ovim radom predstavljeno je projektiranje i izrada laboratorijskog modela letjelice upravljane novim konceptom upravljanja. Potreba za novim konceptom proizlazi iz zahtjeva projekta MORUS, koji obuhvaća izradu autonomnog sustava za maritimnu sigurnost i nadzor stanja okoliša. Klasična multirotorska letjelica s električnim motorima zamijenjena je novom letjelicom pogonjenom benzinskim motorima i upravljanom promjenom centra mase. Zbog testiranja i verificiranja novog koncepta letjelice, u fokusu ovog rada je izrada laboratorijskog modela, koji predstavlja platformu za sva daljnja istraživanja. Sustav je opisan nelinearnim matematičkim modelom, koji je nakon linearizacije osnova za projektiranje sustava upravljanja. Projektiranje sustava upravljanja zasniva se na primjeni krivulje mjesta korijena. Nadalje, predstavljena je modifikacija postojeće letjelice *ArduCopter*, koja obuhvaća dodavanje mehanizama pokretnih masa, projektiranje i izradu elektroničkog sklopovlja i programske potpore. Modifikacije mehaničke konstrukcije projektirane su u CAD alatu i potom izrađene primjenom tehnologije 3D printanja. Pogon i upravljanje koračnim motorima osigurano je projekiranjem i izradom elektroničkog sklopovlja i pripadne programske potpore, čija je osnova mikrokontroler *STM32* serije F4. Nakon modifikacije letjelice *ArduCopter*, laboratorijski model eksperimentalno je identificiran, nakon čega je uslijedila analiza i sinteza sustava upravljanja. Izrađeni model, s pripadajućom mehaničkom, sklopovskom i programskom modifikacijom eksperimentalno je ispitan u laboratorijskim uvjetima.

Ključne riječi: multirotorska letjelica, bespilotna letjelica, sustav upravljanja, pokretne mase



# Summary

Authors: Matija Bedeković, Bruno Marić, Martina Tomić

Title: Design and development of a small scale multirotor aerial vehicle with moving mass control

In this paper we present design and development of a small scale multirotor aerial vehicle (MAV) with moving mass control concept. This concept is introduced in the MORUS project, the goal of which is to develop an unmanned robotic system for maritime security and environmental monitoring. MORUS project proposes a new quadrotor concept, powered by internal combustion engines and stabilized through the shift of the center of gravity. To experimentally verify this concept and test the proposed algorithms, a small scale laboratory model of the MORUS vehicle concept is built within this work. We present a nonlinear mathematical model of the developed vehicle and identification results of important system parameters. Mathematical model linearized around hover condition is used as a basis for the control system design. The laboratory model is based on an existing ArduCopter aerial vehicle, for which we present mechanical modifications, hardware as well as software design which were required to build the new concept MAV. Mechanical modifications are constructed using CAD design tools and fabricated with a 3D printer. Moving mass control is achieved through custom built hardware and software design, based on STM32F4 microcontroller. Finally, the experimental results are presented, which demonstrate validity of the new aerial vehicle platform.

Key words: multirotor aerial vehicle, unmanned aerial vehicle, control system, moving mass control