

Modelsko prediktivno upravljanje bespilotnim zrakoplovom s fiksnim krilima

Spudić, Josip

Master's thesis / Diplomski rad

2024

Degree Grantor / Ustanova koja je dodijelila akademski / stručni stupanj: **University of Zagreb, Faculty of Electrical Engineering and Computing / Sveučilište u Zagrebu, Fakultet elektrotehnike i računarstva**

Permanent link / Trajna poveznica: <https://urn.nsk.hr/urn:nbn:hr:168:026956>

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

Download date / Datum preuzimanja: **2025-03-29**



Repository / Repozitorij:

[FER Repository - University of Zagreb Faculty of Electrical Engineering and Computing repository](#)



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET ELEKTROTEHNIKE I RAČUNARSTVA

DIPLOMSKI RAD br. 81

**MODELSKO PREDIKTIVNO UPRAVLJANJE BESPILOTNIM
ZRAKOPLOVOM S FIKSNIM KRILIMA**

Josip Spudić

Zagreb, lipanj 2024.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET ELEKTROTEHNIKE I RAČUNARSTVA

DIPLOMSKI RAD br. 81

**MODELSKO PREDIKTIVNO UPRAVLJANJE BESPILOTNIM
ZRAKOPLOVOM S FIKSNIM KRILIMA**

Josip Spudić

Zagreb, lipanj 2024.

DIPLOMSKI ZADATAK br. 81

Pristupnik: **Josip Spudić (0036522654)**
Studij: Informacijska i komunikacijska tehnologija
Profil: Automatika i robotika
Mentor: prof. dr. sc. Stjepan Bogdan

Zadatak: **Modelsko prediktivno upravljanje bespilotnim zrakoplovom s fiksnim krilima**

Opis zadatka:

Radom na zadatku potrebno je projektirati modelski prediktivni regulator za bespilotni zrakoplov s fiksnim krilima. Pri projektiranju regulatora koristiti parametre ranije izrađenog modela zrakoplova u 3D simulatoru. Funkcionalnost razvijenog regulatora potrebno je ispitati simulacijama leta bespilotnog zrakoplova po unaprijed zadanim putanjama. U završnom dijelu rada na diplomskom zadatku potrebno je razmotriti mogućnost implementacije razvijenog modelskog prediktivnog regulatora na letnom računalu bespilotnog zrakoplova s fiksnim krilima.

Rok za predaju rada: 28. lipnja 2024.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET ELEKTROTEHNIKE I RAČUNARSTVA

DIPLOMSKI RAD br. 81

**MODELSKO PREDIKTIVNO UPRAVLJANJE
BESPILOTNOM LETJELICOM S FIKSNIM
KRILIMA**

Josip Spudić

Zagreb, rujan, 2024.

DIPLOMSKI ZADATAK br. 81

Pristupnik: **Josip Spudić (0036522654)**
Studij: Informacijska i komunikacijska tehnologija
Profil: Automatika i robotika
Mentor: prof. dr. sc. Stjepan Bogdan

Zadatak: **Modelsko prediktivno upravljanje bespilotnim zrakoplovom s fiksnim krilima**

Opis zadatka:

Radom na zadatku potrebno je projektirati modelski prediktivni regulator za bespilotni zrakoplov s fiksnim krilima. Pri projektiranju regulatora koristiti parametre ranije izrađenog modela zrakoplova u 3D simulatoru. Funkcionalnost razvijenog regulatora potrebno je ispitati simulacijama leta bespilotnog zrakoplova po unaprijed zadanim putanjama. U završnom dijelu rada na diplomskom zadatku potrebno je razmotriti mogućnost implementacije razvijenog modelskog prediktivnog regulatora na letnom računalu bespilotnog zrakoplova s fiksnim krilima.

Rok za predaju rada: 28. lipnja 2024.

Mami, tati, bratu i sestri

Sadržaj

1. Uvod	3
2. Pregled sustava	4
3. Simulacija i Letjelica	7
3.1. Simulacija	7
3.2. Letjelica s fiksnim krilima	9
3.3. Koordinatni sustavi	9
3.4. Varijable stanja letjelice	11
3.5. Kinematika	12
3.6. Podešavanje parametara	15
3.7. Identifikacija valjanja	17
4. Dubins algoritam	19
4.1. Planiranje putanje	19
4.2. Prijelaz između zadanih točaka	20
4.3. Pronalaženje željene točke na putanji	21
5. Modelsko prediktivno upravljanje (MPC)	23
5.1. Matematička formulacija	23
5.2. MPC implementacija na letjelici	25
5.3. Podešavanje parametara MPC-a	27
6. Sustav upravljanja ukupnom energijom (TECS)	31
6.1. Matematička formulacija	31
6.2. Podešavanje parametara TECS-a	35

7. Eksperimentalni rezultati	37
7.1. Rezultati lateralnog upravljanja	37
7.2. Rezultati longitudinalnog i vertikalnog upravljanja	40
7.3. Rezultati kombiniranog upravljanja	41
8. Zaključak	46
Literatura	47
Sažetak	50
Abstract	51

1. Uvod

Autonomne bespilotne letjelice (Unmanned aerial vehicle, UAV) sve se više koriste u širokom rasponu industrija, uključujući geodetska mjerenja, transport poštanskih paketa, dostavu hrane i slične zadatke. Postoje različiti tipovi navedenih letjelica, svaki sa specifičnim prednostima i izazovima ovisno o njihovom dizajnu i namjeni. Najčešće korištene bespilotne letjelice su multirotori. Popularni su zbog svoje jednostavnosti upravljanja, stabilnosti i izvrsne manevarabilnosti, s mogućnošću vertikalnog polijetanja i slijetanja, što eliminira potrebu za pistama. Međutim, multirotori imaju značajna ograničenja, kao što su ograničeni domet te veća potrošnja energije[1], što ih čini suboptimalnima za zadatke poput poljoprivrednih pregleda ili transporta paketa na duge udaljenosti.

Drugi tip letjelica su letjelice s fiksnim krilima koje su više prikladnija za duge misije poput nadzor poljoprivrednih usjeva [2], inspekciju naftovoda[3] ... Unatoč prednosti velikog dometa i manjoj potrošnji energije, navedeni tip letjelice karakterizira manja stabilnost i manja manevarabilnost u odnosu na multirotorske letjelice. Jednostavni kontroleri poput PID (*Proportional – Integral – Derivative*) kontrolera najčešće se koriste u bespilotnim letjelicama. Međutim, polako se zamjenjuju kontrolerima poput Modelsko prediktivno upravljanje koji mogu optimizirati kontrolu i predvidjeti buduće ponašanje te sustavom upravljanja ukupnom energijom za upravljanje brzinom te visinom letjelice.

U ovom radu je predstavljena implementacija navedenih metoda kontrole za lateralno i longitudinalno te vertikalno upravljanje letjelice s fiksnim krilima. Algoritmi za upravljanje na višoj razini razvijeni su unutar Robotsko operacijskog sustava (ROS) te ispitani u simulacijskom okruženju *Gazebo*. Na nižim razinama upravljanja je korišten ugrađeni program (*firmware*) *ArduPilot*.

2. Pregled sustava

Razvijeni sustav implementiran je kako bi omogućio autonomni let bespilotne letjelice. Funkcionira na način da prima niz zadanih točaka koje određuju željenu putanju letjelice. Svaka zadana točka sadrži x i y koordinate unutar globalnog koordinatnog sustava, željenu orijentaciju letjelice ψ te visinu h koju zrakoplov treba održavati prilikom prolaska kroz tu točku.

S obzirom na to da je letjelica s fiksnim krilima neholonomsko vozilo, zadane točke moraju biti planirane uzimajući u obzir fizička ograničenja zrakoplova, kao što su maksimalna brzina, brzina ulaska u zastoje i minimalni radijus skretanja.

Autonomni sustav je podijeljen na dva primarna podsustava za upravljanje: lateralno upravljanje i longitudinalno-vertikalno upravljanje. Ovakva podjela pojednostavljuje složenost upravljanja kretanjem zrakoplova u trodimenzionalnom prostoru, tako da svakom podsustavu omogućuje da se usredotoči na specifične aspekte kretanja zrakoplova. Integracija lateralnog, longitudinalnog i vertikalnog podsustava ključna je da letjelica učinkovito slijedi planiranu putanju. Slika 2.1. prikazuje arhitekturu sustava i tijek informacija unutar njega.

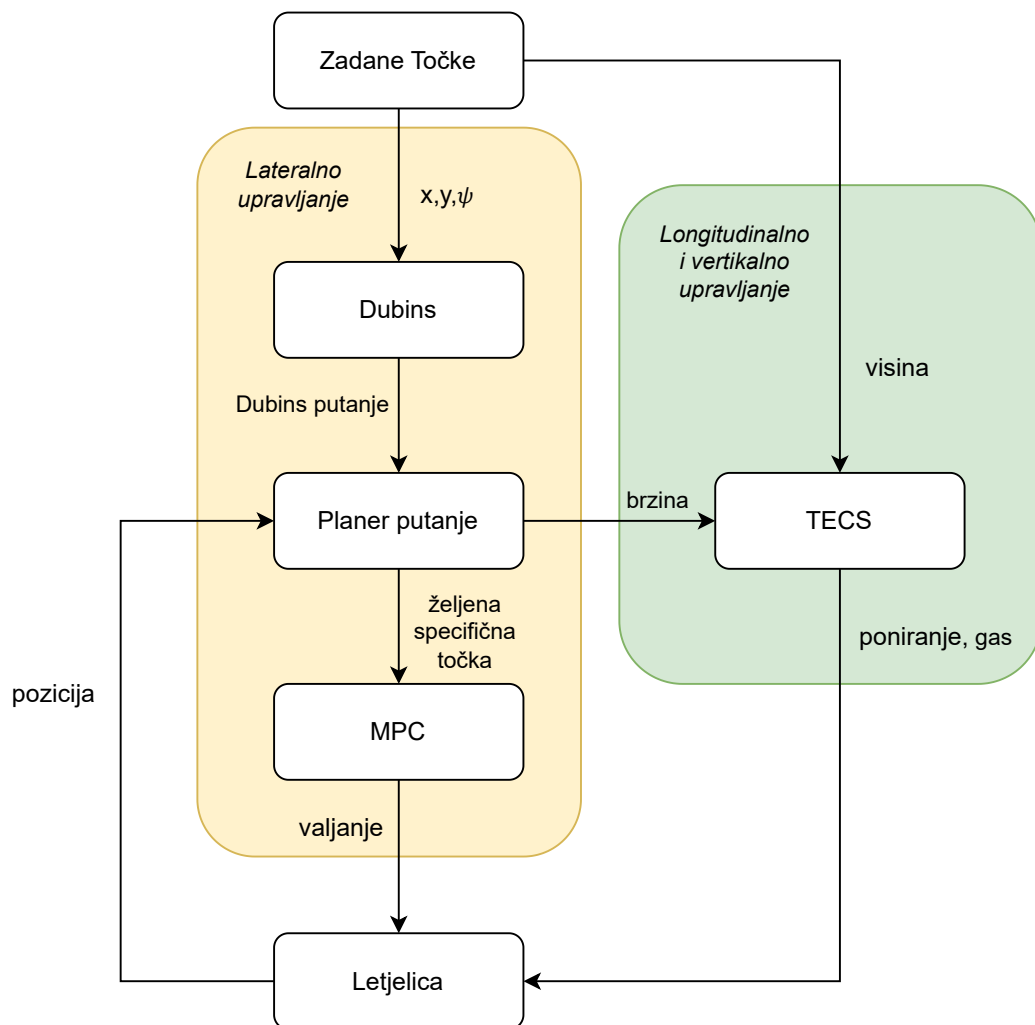
Laterarno upravljanje

Podsustav lateralnog upravljanja odgovoran je za upravljanje horizontalnim kretanjima zrakoplova, posebno za kontrolu skretanja ulijevo-udesno. Podsustav izračunava optimalnu putanju koju zrakoplov treba slijediti kako bi prošao kroz svaku zadanu točku. Planiranje putanje provodi se pomoću Dubinsovog algoritma, koji se koristi za dobivanje optimalnog puta kod neholonomskog vozila.

Iz dobivene Dubinsonove putanje se dalje obrađuju podaci i određuje spe-

cifičnu točku na putanji koju letjelica treba slijediti. Specifična točka neće biti najbliža točka putanje od letjelice, već će biti određena prediktivno kako bi bila u skladu sa lateralnim kontrolerom.

Kontroler za lateralno upravljanje je modelski prediktivni kontroler (MPC). MPC je tehnika upravljanja koja predviđa buduće ponašanje letjelice u vremenskom horizontu. Na temelju predviđanja, MPC izračunava optimalnu vrijednost ulaza za valjanje kako bi letjelica došla na željenu putanju.



Slika 2.1. Arhitektura sustava i dijagram tijeka kontrole za autonomnu letjelicu

Longitudinalno i vertikalno upravljanje

Podsustav za longitudinalno i vertikalno upravljanje koristi algoritam za upravljanje ukupnom energijom (TECS) kako bi upravljao raspodjelom energije zrakoplova između po-

tencijalne i kinetičke energije, čime kontrolira visinu i brzinu. TECS je predložen jer je pogodan za navedene osi upravljanje. PID i slični kontroleri kontroliraju poniranje i brzinu letjelice odvojeno. Premda promjena u poniranju donosi promjene u brzini i obrnutu. TECS izračunava potrebne naredbe za gas i kut poniranja kako bi održao željene razine energije, osiguravajući da zrakoplov slijedi profile visine i brzine određene zadanim točkama.

Integracija ovih komponenti omogućuje letjelici da autonomno navigira kroz složene putanje na temelju ulaza iz kontrolnih algoritama i ograničenjima letjelice. Detaljan opis TECS i MPC algoritama nalazi se u pripadajućim poglavljima unutar ovog rada.5. 6.

3. Simulacija i Letjelica

3.1. Simulacija

U razvoju sustava autonomnih vozila, simulacija igra ključnu ulogu u osiguravanju pouzdanosti i sigurnosti algoritama prije njihove primjene u stvarnom svijetu. Korišteno razvojno okruženje integrira nekoliko moćnih alata, poput ArduPilot, ROS i Gazebo. Ovi alati zajedno čine robusnu platformu za testiranje i usavršavanje autonomnih kontrolnih sustava razvijenih za bespilotne letjelice.

ArduPilot

ArduPilot je napredni open-source softverski paket koji pruža autonomne mogućnosti upravljanja za širok raspon vozila. Izvorno razvijen za upravljanje dronovima, ArduPilot je evoluirao u jednu od najsvestranijih i najšire prihvaćenih platformi za autonomno upravljanje. Podržava širok spektar tipova vozila, nudeći opsežne mogućnosti prilagodbe i konfiguracije za specifične misije. Njegove temeljne funkcionalnosti uključuju preciznu navigaciju, stabilizaciju i upravljanje, što je ključno za sigurnu i učinkovitu operaciju autonomnih vozila. ArduPilot je opremljen bogatim skupom značajki poput navigacije putem zadanih točaka, načina leta, mehanizama za sigurnosno zaustavljanje i podrške za telemetriju, što ga čini moćnim alatom za istraživačke i komercijalne primjene. Njegova modularna arhitektura omogućuje integraciju različitih senzora i komunikacijskih sustava, čime se omogućuju složene misije u različitim okruženjima.

SITL

Jedna od najistaknutijih značajki ArduPilota je njegova sposobnost simulacije putem *Software in the Loop* (SITL). SITL omogućuje razvojnim inženjerima simulaciju ponašanja autonomnog vozila unutar virtualnog okruženja bez potrebe za fizičkim hardverom.

To se postiže tako što ArduPilot firmware radi na računalu, gdje komunicira sa simuliranim okruženjem kao da upravlja stvarnim vozilom.

SITL je posebno koristan tijekom faza razvoja i testiranja, jer pruža sigurno i kontrolirano okruženje u kojem se nove značajke mogu testirati, greške identificirati i otkloniti, a misije simulirati prije nego se softver primijeni na stvarnom hardveru. To ne samo da smanjuje rizik od oštećenja fizičkih vozila, već i ubrzava razvojni ciklus omogućujući kontinuirano testiranje i usavršavanje.

Integracija s ROS-om i Gazebo-om

ArduPilot ima razvijenu integraciju s ROS-om i Gazebo simulatorom. Ova kombinacija stvara snažnu i fleksibilnu platformu za razvoj, testiranje i usavršavanje sustava upravljanja autonomnim vozilima.

ROS (Robot Operating System) je široko prihvaćen u zajednici za robotiku koji pruža zbirku alata, biblioteka i konvencija dizajniranih za pojednostavljenje zadatka stvaranja složenih i robusnih ponašanja robota. ROS omogućuje komunikaciju između različitih dijelova robotskog sustava, omogućujući modularni razvoj i jednostavnu integraciju novih komponenti. Podržava različite programske jezike i nudi opsežnu dokumentaciju i podršku zajednice, što ga čini idealnim izborom za razvoj sofisticiranih robotskih sustava.

Gazebo je simulacijsko okruženje koje se najčešće koristi s ROS-om. Pruža realističko 3D okruženje u kojem se mogu testirati roboti i drugi autonomni sustavi. Gazebo simulira fizička svojstva svijeta, uključujući gravitaciju, osvjetljenje i povratne informacije senzora, nudeći točnu reprezentaciju stvarnih uvjeta.

Zajedno ovi alati stvaraju robusno i fleksibilno razvojno okruženje, izuzetno pogodno za iterativno testiranje i usavršavanje koje je potrebno u razvoju autonomnih vozila. Ova konfiguracija omogućuje simulaciju složenih misija, uključujući one s više vozila ili složene interakcije s okolinom, pružajući vrijedne uvide u performanse sustava prije implementacije.

3.2. Letjelica s fiksnim krilima

U simulaciji je korišten klasični Gazebo model poznat kao Zephyr Delta Wing[4]. Ovaj model letjelice je mali UAV s nepokretnim krilima, opremljen ArduPilot autopilot sustavom, što pruža realističnu platformu za testiranje i razvoj unutar simulacijskog okruženja.

Zephyr Delta Wing

Zephyr Delta Wing je kompaktna bespilotna letjelica mase 1.5 kg, a raspon krila 1.4 metra. Krila imaju klasičnu konfiguraciju delta krila, koja uključuje dva zakrilca (*elevonsi*). Na krilu se nalazi i električni motor s propelerom koji daje potisak letjelici. Motor je kontroliran gasom. Ove komponente su ključne za dinamičko upravljanje letjelice.

Uz motor s propelerom, Zephyr Delta Wing koristi dva servo motora za upravljanje zakrilcima. Ovi servo motori precizno podešavaju zakrilca, omogućujući letjelici izvođenje složenih manevara finim podešavanjem poniranja i valjanja tijekom leta. Preciznost i brzina odziva ovih servo motora ključni su za održavanje učinkovite manevriranosti i stabilnosti, posebno u dinamičnim uvjetima leta.

Elevoni zamjenjuju dvije tradicionalne komponente na letjelici: krilca (*aileron*) i visinsko kormilo (*elevator*). Kada su *elevoni* podešeni pod istim kutom, djeluju kao visinsko kormilo, kontrolirajući kut poniranja zrakoplova (θ) i tako omogućujući vertikalne prilagodbe na putanji leta. Uz kut poniranja, elevoni kontroliraju i kut valjanja zrakoplova (ϕ) djelujući kao krilca. Zato su na letjelici poniranje i valjanje letjelice zavisni upravljački elementi, no u mnogim radovima pa tako i u ovom radu se razvijaju nezavisni kontroleri za upravljanje poniranjem i valjanjem.

3.3. Koordinatni sustavi

Razumijevanje koordinatnih sustava korištenih za opis bespilotne letjelice ključno je za precizno modeliranje njezine dinamike i upravljanja. Za lakši opis stanja UAV-a i odnosa između različitih referentnih okvira, opisani su korišteni koordinatni sustavi.

Inercijalni koordinatni sustav

Inercijalni koordinatni sustav je referentni okvir fiksiran na Zemlji s ishodištem na definiranoj početnoj lokaciji, koja je u simulaciji točka polijetanja. Ovaj okvir ima usmjerenje ENU (istok-sjever-gore). Jedinični vektor \mathbf{i}^i je usmjeren prema istoku, \mathbf{j}^i usmjeren je prema sjeveru, a \mathbf{k}^i usmjeren je prema gore.

Koordinatni sustav letjelice

Koordinatni sustav letjelice centriran je u središtu mase letjelice, a njegove osi paralelne su onima u inercijalnom sustavu. Koordinatni sustav letjelice koristi NED (sjever-istog-dolje) usmjerenje. Jedinični vektor \mathbf{i}^v usmjeren je prema sjeveru, \mathbf{j}^v usmjeren je prema istoku, a \mathbf{k}^v usmjeren je prema dolje. Koordinatni sustav letjelice se kreće zajedno s letjelicom, održavajući paralelno poravnanje s osima inercijalnog koordinatnog sustava. Služi kao međureferentni okvir, olakšavajući prijelaz s globalnih na lokalne koordinate. Rotacija transformacije iz inercijalnog u koordinatni sustav letjelice dana je:

$$\mathbf{R}_i^v = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} \quad (3.1)$$

Koordinatni sustav tijela

Koordinatni sustav tijela se uspostavlja rotacijom koordinatnog sustava letjelice oko \mathbf{k}^v osi za kut ψ . Zatim rotacijom oko osi koja izlazi iz krila letjelice (kad je kut zakreta ψ jednak nuli to je ona je paralelna s \mathbf{j}^v osi) za kut poniranja θ . I na kraju rotacijom oko osi koja izlazi iz nosa letjelice (kad je kut skretanja ψ i kut poniranja θ jednak nuli ta os je paralelna s \mathbf{i}^v) za kut valjanja ϕ . Koordinatni sustav tijela prikazan je na slici 3.1., a rotacijska matrica iz koordinatnog sustava tijela u koordinatni sustav letjelice dana je u formuli 3.3

Detaljniji opis koordinatnih sustava u letjelici dan je u [5].

3.4. Varijable stanja letjelice

Dinamika letjelice prikazana je kroz dvanaest varijabli stanja. Varijable stanja opisuju položaj letjelice, i translacijska i rotacijska kretanja. Zato su ključne za razumijavanje letjelice i njezinu kontrolu.

Stanja translacije

Translacijsko gibanje opisano je sa šest varijabli stanja:

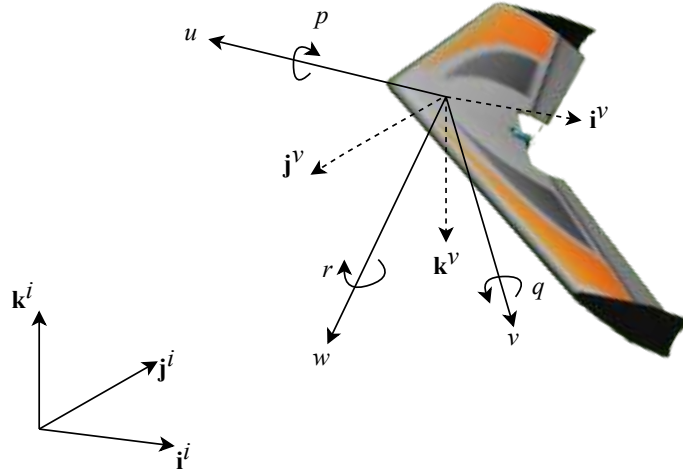
- **Varijable stanja pozicije** (p_e, p_n, p_u): Ove varijable stanja predstavljaju relativni položaj letjelice u odnosu na inercijalni okvir. Konkretno, p_e označava položaj u smjeru istoka, p_n u smjeru sjevera, a p_u predstavlja visinu, tj. položaj u smjeru prema gore.
- **Varijable stanja brzine gibanja** (u, v, w): Ove varijable predstavljaju linearne brzine letjelice u koordinatnom sustavu tijela. Brzina u je duž longitudinalne osi letjelice (smjer prema nosu), v je duž lateralne osi (smjer desnog krila), a w je duž vertikalne osi (smjer prema dolje ili prema trupu). Ova stanja opisuju kako se letjelica kreće kroz svoje okruženje.

Stanja rotacije

Rotacijsko kretanje letjelice opisano je sa šest dodatnih varijabli stanja.

- **Varijable stanja orijentacije** (ϕ, θ, ψ): Ove varijable opisuju orijentaciju letjelice u prostoru. Konkretno, ϕ predstavlja kut valjanja (rotacija oko longitudinalne osi), θ predstavlja kut poniranja (rotacija oko bočne osi), a ψ predstavlja kut skretanja (rotacija oko vertikalne osi).
- **Varijable stanja rotacijskog gibanja** (p, q, r): Ove varijable opisuju brzine promjene kutnih položaja u koordinatnom sustavu letjelice. Kutna brzina p odgovara brzini rotacije oko longitudinalne osi (brzina valjanja), q brzini rotacije oko lateralne osi (brzina poniranja), a r brzini rotacije oko vertikalne osi (brzina skretanja). Ova stanja su ključna za razumijevanje koliko brzo se letjelica rotira oko svake od svojih osi.

Varijable stanja zajednički pružaju sveobuhvatan opis kretanja letjelice, kako u smislu njenog položaja i orijentacije u prostoru, tako i brzina promjena tih veličina. Odnosi između ovih stanja bit će dodatno objašnjeni u dijelu o kinematici letjelice.



Slika 3.1. Letjelica u ENU sustavu sa prikazanim koordinatnim sustavom letjelice (isprekidane crtice) i varijabla stanja u koordinatnom sustavu tijela

3.5. Kinematika

U ovom radu se zanemaruje utjecaj vjetrova. To implicira da su aerodinamička brzina i brzina u odnosu na zemlju jednake te je oznaka za obje brzine V . Ova pretpostavka pojednostavljuje kinematiku letjelice što omogućuje fokusiranje na implementiranje upravljačkih kontrola.

Kao što je raspravljeno u odjeljku o koordinatnim sustavima, stanja položaja letjelice s nepokretnim krilima definirana su unutar inercijalnog koordinatnog sustava (globalni koordinatni sustav), dok su vektori brzine letjelice predstavljeni unutar koordinatnog sustava tijela. Kako bi se opisala kinematika letjelice, potrebno je uspostaviti odnos između derivacije stanja položaja (definiranih u globalnom okviru) i brzine letjelice (mjenjenih u koordinatnom sustavu letjelice). Taj odnos matematički se izražava putem rotacijske transformacije, koja uzima u obzir orijentaciju letjelice u odnosu na globalni okvir.

Transformacija se može predstaviti kao:

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} p_n \\ p_e \\ p_d \end{bmatrix} = \mathbf{R}_b^v \mathbf{R}_v^i \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (3.2)$$

\mathbf{R}_b^v je matrica rotacije koja transformira vektor brzine iz koordinatnog sustava tijela u koordinatni sustav letjelice, \mathbf{R}_v^i je matrica rotacije iz koordinatnog sustava tijela u inercijalni koordinatni sustav. Množenjem tih dviju matrica dobijemo rotacijsku transformaciju iz koordinatnog sustava tijela u inercijalni sustav. To omogućuje da se brzine u koordinatnom sustavu tijela pretvore u odgovarajuće brzine položaja unutar inercijalnog koordinatnog sustava.

Transformacijska matrica \mathbf{R}_b^i definirana je kao:

$$\begin{bmatrix} \dot{p}_n \\ \dot{p}_e \\ \dot{p}_d \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c_\theta c_\psi & s_\phi s_\theta c_\psi - c_\phi s_\psi & c_\phi s_\theta c_\psi + s_\phi s_\psi \\ c_\theta s_\psi & s_\phi s_\theta s_\psi + c_\phi c_\psi & c_\phi s_\theta s_\psi - s_\phi c_\psi \\ -s_\theta & s_\phi c_\theta & c_\phi c_\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (3.3)$$

gdje se koristi skraćena notacija $c_x = \cos(x)$ i $s_x = \sin(x)$. Vidljivo je da matrica rotacija obuhvaća kombinirane učinke kutova poniranja (θ), valjanja (ϕ) i skretanja (ψ) letjelice.

Slično tome, odnos između stanja kutnog položaja i brzina rotacije tijela letjelice s fiksnim krilima može se opisati isto pomoću rotacijske transformacije. Odnos između kuteva i brzine promjene stanja rotacije izražava se kao:

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi \sec \theta & \cos \phi \sec \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (3.4)$$

Ova transformacija je ključna za razumijevanje kako se promjene u orijentaciji letjelice događaju tijekom vremena na temelju brzina rotacije tijela.

Detaljniji opis matrica rotacije i kinematike letjelice, može se pronaći u literaturi [5].

Koordinirani zaokret

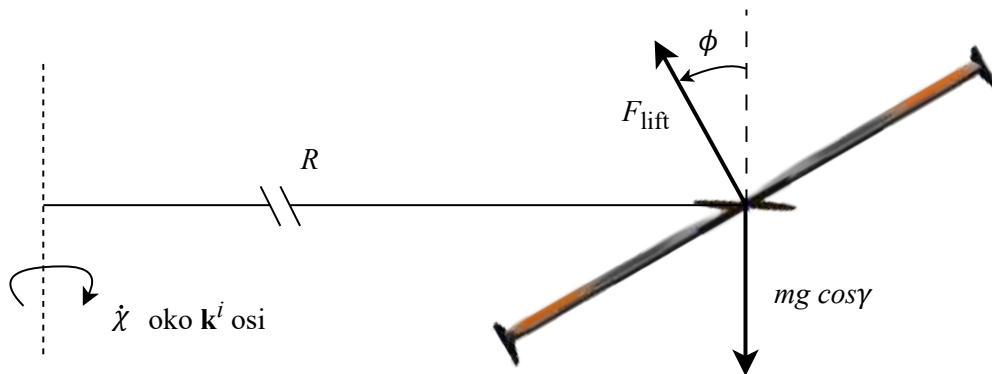
U aerodinamici, brzina promjene kursa letjelice usko je povezana s kutom nagiba, a uspostavljanje pojednostavljenog odnosa između ovih varijabli ključno je za razumijevanje koordiniranih zaokreta. Tijekom koordiniranog zaokreta, kut valjanja ϕ podešava se tako da nema neto bočne sile koja djeluje na letjelicu. Kao što je prikazano na slici 3.2., centrifugalna sila koja djeluje na letjelicu uravnotežena je horizontalnom komponentom uzgona. Ova ravnoteža dana je formulom:

$$F_{\text{lift}} \sin \phi = m \frac{v^2}{R} \quad (3.5)$$

$$= m v \omega \quad (3.6)$$

$$= m (V \cos \gamma) \dot{\chi} \quad (3.7)$$

gdje je F_{lift} sila uzgona, V je brzina letjelice, γ je kut putanje leta, a χ je kut kursa.



Slika 3.2. Koordinirani zaokret sa pripadajućim silama na letjelicu

Slično tome, zbrajanjem vertikalnih komponenti sile dobiva se:

$$F_{\text{lift}} \cos \phi = mg \cos \gamma \quad (3.8)$$

Iz ove dvije jednadžbe dobiva se izraz za brzinu promjene smjera tijekom koordiniranog zaokreta:

$$\dot{\chi} = \frac{g}{V} \tan \phi \quad (3.9)$$

Ova jednadžba opisuje koordinirani zaokret u generalnim uvjetima. Međutim, kao što je spomenuto u našem istraživanju, mjerenja se provode bez prisustva vjetra, što implicira da je kut kursa ψ jednak kutu kursa χ . To pojednostavljuje izraz na uobičajeniji oblik koji se koristi za koordinirane zaokrete:

$$\dot{\psi} = \frac{g}{V} \tan \phi \quad (3.10)$$

Ova relacija je ključna za razumijevanje kako kut nagiba utječe na brzinu zaokreta letjelice te služi kao osnova za strategije upravljanja koje se koriste u autonomnom letu.

Kao što je navedeno u [5], lateralna kinematika letjelice s nepokretnim krilima u inercijalnom okviru može se opisati sljedećim jednadžbama:

$$\dot{p}_n = V \cos \psi \quad (3.11)$$

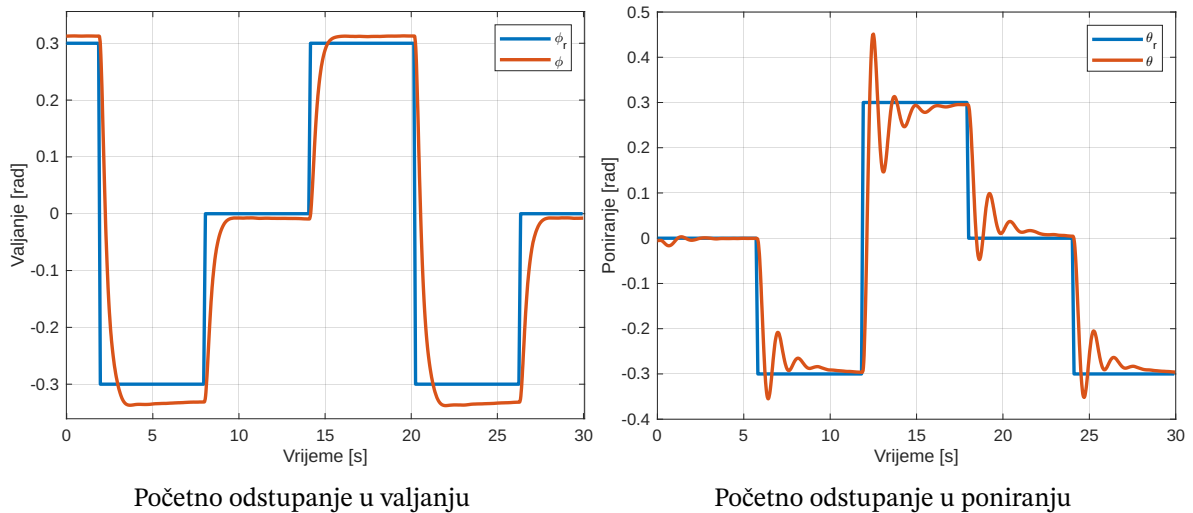
$$\dot{p}_e = V \sin \psi \quad (3.12)$$

$$\dot{\psi} = \frac{g}{V} \tan \phi \quad (3.13)$$

Jednadžbe kinematike pružaju sažet matematički model kretanja letjelice u inercijalnom okviru, povezujući položaj i brzinu promjene kursa s brzinom letjelice i kutom nagiba. Ovaj model je ključan za razvoj i validaciju kontrolnih algoritama koji se koriste u autonomnim sustavima leta.

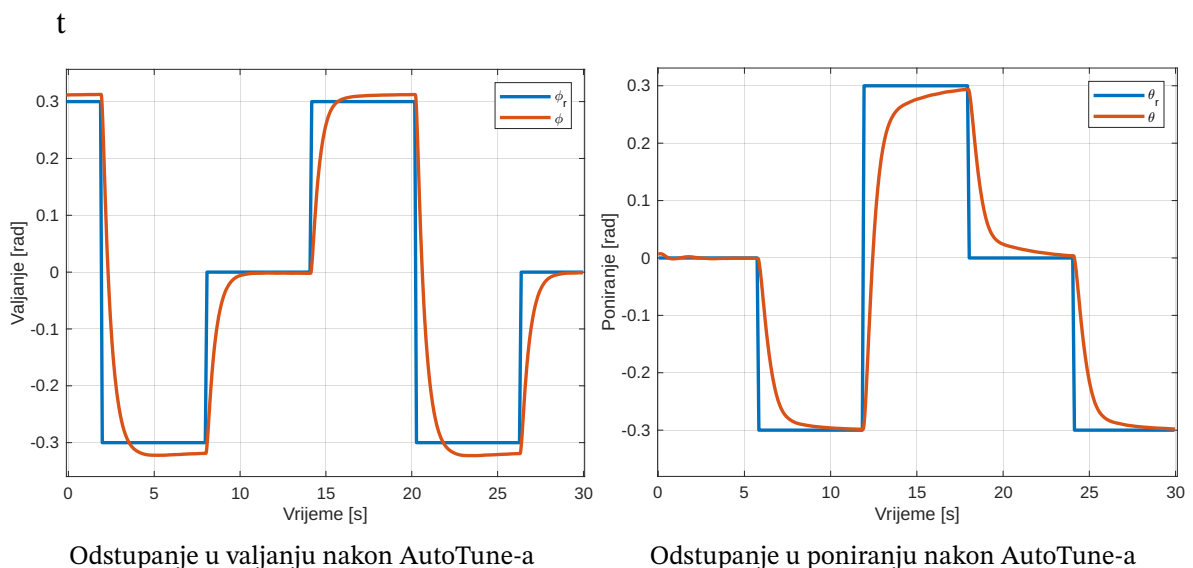
3.6. Podešavanje parametara

U početku, tijekom testiranja Zephyr letjelice u simulaciji, uočeno je da postoji primjetno odstupanje od referentnih vrijednosti u kutovima valjanja i poniranja. Odstupanja i oscilacije kod upravljanja s nagibom i rotacijom letjelice ukazuju na potrebu za pravilnim podešavanjem niskorazinskog regulatora letjelice.



Slika 3.3. Odstupanja i oscilacije na početku testiranja s letjelicom

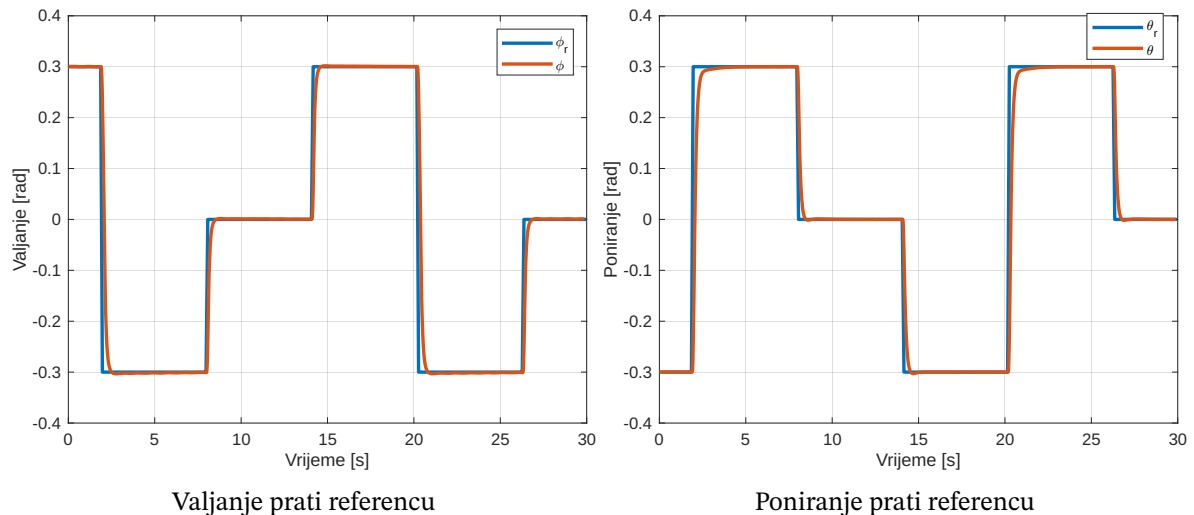
ArduPilot ima implementirani način rada *AutoTune* (Automatsko podešavanje) koji je dizajniran za automatsko podešavanje niskorazinskog upravljanja. Ova značajka se aktivira prebacivanjem letjelice u *AutoTune* način rada, tijekom kojeg sustav zahtijeva od pilota da izvodi nagle pokrete palicom daljinskog upravljača na kanalima za poniranje i valjanje. S vremenom, *ArduPilot* izračunava po njemu odgovarajuće parametre za upravljanje niže razine. Na slici 3.4. dani su odzivi na valjanje i poniranje nakon *AutoTune*-a. Vidljivo je da je kut poniranja izgubio oscilacije, ali valjanje još uvijek ima značajno odstupanje od referentne vrijednosti.



Slika 3.4. Odstupanja nakon automatskog podešavanja

S obzirom na suboptimalne rezultate *AutoTune*-a, dodatno je provedeno ručno po-

dešavanje upravljanja na nižoj razini, odnosno ručno podešavanje PID parametara. Proces ručnog podešavanja započeo je prilagodbom proporcionalnog (P) parametra, zatim integralnog (I) parametra, i na kraju derivativnog (D) parametra. Nakon nekoliko pokušaja, postignuta je konfiguracija koja je omogućila stabilan let bez odstupanja u valjnjju i poniranju. Finalne vrijednosti PID parametra za valjanje su $P=1.0$, $I=2.0$ i $D=0$, a za poniranje $P=1.1$, $I=1.0$ i $D=0$. Odzivi nakon ručnog podešavanja prikazani su na slici 3.5.



Slika 3.5. Ispravno podešeni parametri niskorazinskog upravljanja

3.7. Identifikacija valjanja

Upravljanje valjanja potrebno je opisati jer će se njezino ponašanje koristiti u složenom MPC kontroleru. Također, potrebno je identificirati prijenosnu funkciju $\frac{\phi}{\phi_r}(s)$, gdje je (ϕ_r) ulazna vrijednost kuta valjanja, a (ϕ) rezultirajući kut valjanja izmjeren tijekom leta.

Cilj identifikacije sustava je određivanje dinamike valjanja letjelice. Prije identifikacije, niskorazinski kontroler mora biti adekvatno podešen, što je postignuto u prijašnjem poglavlju 3.6.

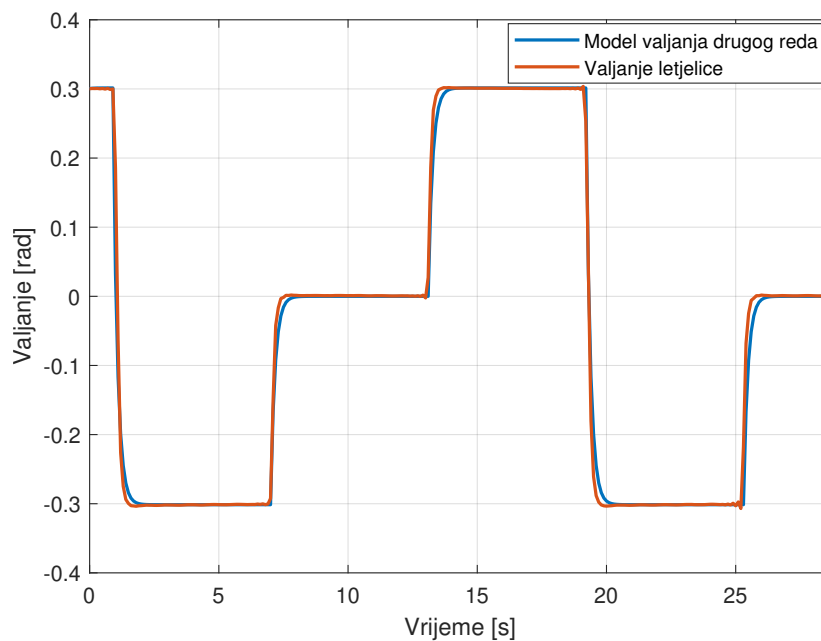
Tijekom identifikacije valjanja, kut poniranja držan je konstantnim na 0° , a gas je postavljen na 80% maksimalne snage kako bi se održao stabilan let. Kut valjanja mijenjan je na način 2-1-1 manevra [6] s amplitudom od 0.3 rad.

Prijenosna funkcija za dinamiku valjanja prilagođena je modelu drugog reda. Iako bi se mogli koristiti modeli višeg reda, model drugog reda odabran je na temelju preporuka

iz literature [7], gdje je utvrđeno da pruža dobar omjer između točnosti modela i složenosti prijenosne funkcije. Opći oblik prijenosne funkcije drugog reda dan je izrazom:

$$\frac{\phi(s)}{\phi_r(s)} = \frac{b_0}{s^2 + a_1s + a_0}$$

Na slici 3.6. prikazan je model valjanja drugog reda i kut valjanja letjelice za iste ulazne vrijednosti. Vrijednosti parametra prijenosne funkcije drugog reda su $b_0 = 189.7$, $a_1 = 27.6$ i $a_0 = 189.6$.



Slika 3.6. Valjanje drugog reda

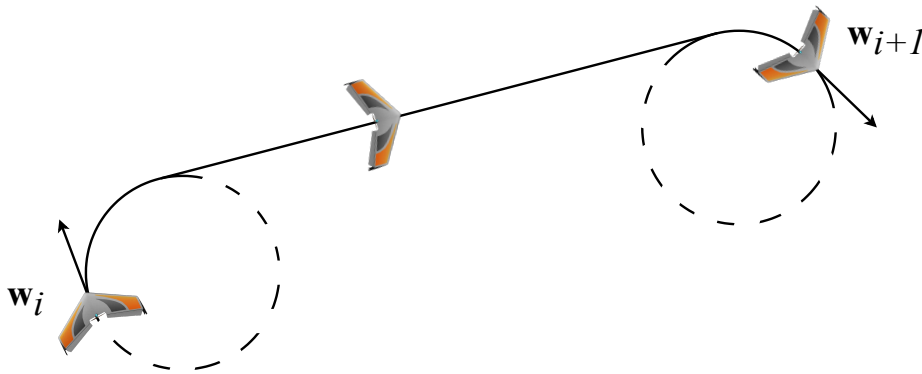
Parametri za dinamiku valjanja dobiveni su korištenjem MATLAB-ovog alata za identifikaciju sustava (*System Identification Toolbox*).

4. Dubins algoritam

Planiranje putanje je temeljni zadatak u autonomnoj navigaciji, koji uključuje izračun optimalne rute kojom vozilo treba putovati između unaprijed zadanim točaka. Planiranje putanje posebno je izazovan za vozila koja djeluju pod određenim ograničenjima kretanja. Određivanje putanje letjelice s fiksnim krilima često se koristi Dubins-ov algoritam, što je i slučaj u ovom radu. Generirana putanja se sastoji od kružnih lukova i ravnih segmenata, što algoritam čini posebno prikladnim za vozila koja se ne mogu kretati bočno i moraju navigirati sa zaokretima.

4.1. Planiranje putanje

Planiranje putanje uključuje navigaciju između unaprijed definiranih zadanih točaka. Svaka zadana točka specificirana je svojim koordinatama (x_p, y_p) i orijentacijom ψ_p zapisuje se u obliku vektora $\mathbf{w}_i = [x_p, y_p, \psi_p]^T$, gdje indeks i označuje redoslijed zadanih točaka. S obzirom na to da se visina kontrolira zasebno putem TECS kontrolera 6., putanja dobivena Dubins algoritmom će biti referentni ulaz MPC lateralnog upravljanja.



Slika 4.1. Primjer Dubins putanje RSR

Algoritam za dobivanje optimalne putanje koji se koristi u radu je Dubinsov algoritam. Dubinsova putanja sastoji se od tri segmenta: kružnog luka (u smjeru kazaljke na satu ili suprotno od nje), ravnog segmenta i još jednog kružnog luka. Ova konfiguracija putanje osigurava da vozilo poštuje ograničenja radijusa okretanja dok postiže najkraću moguću putanju između zadanih točaka.

Dubinsov algoritam identificira četiri osnovne konfiguracije putanje:

LSL: Lijevi (*Left*) zavoj - Ravna (*Straight*) linija - Lijevi zavoj

LSR: Lijevi zavoj - Ravna linija - Desni (*Right*) zavoj

RSL: Desni zavoj - Ravna linija - Lijevi zavoj

RSR: Desni zavoj - Ravna linija - Desni zavoj

Detaljan opis Dubinsovog algoritma dan je referencom [8], gdje su opisane i druge konfiguracije Dubinsove putanje. Međutim, u ovom radu fokusira se na četiri osnovne konfiguracije (LSL, LSR, RSL, RSR), dok se ostale konfiguracije izostavljaju jer se pretpostavlja da su zadane točke dovoljno udaljene jedna od druge. Dubinsov algoritam izračunava putanju za navedene četiri osnovne kombinacije te se odabire najkraća putanja. Smatra se da je najkraća putanja ujedno i optimalna putanja, te se ista prosljeđuje na daljnju obradu kako bi se odredila željena točka na putanji koja će biti poslana kontroleru za lateralno upravljanje.

4.2. Prijelaz između zadanih točaka

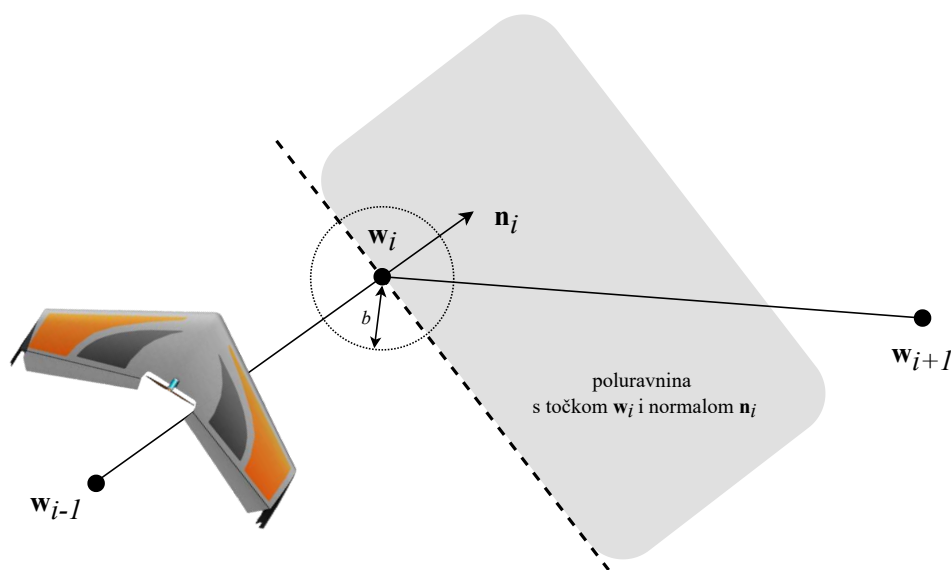
Na svakom od tri segmenta Dubinsove putanje, letjelica se ponaša drugačije. Zato je važno znati kada letjelica prelazi iz jednog u drugi segment putanje. Jedan od pristupa je provjera je li se položaj letjelice nalazi dovoljno blizu zadane točke, tj. je li se nalazi unutar određenog radijusa b oko te točke, vidi sliku 4.3. Međutim, ova metoda može biti nepouzdana u prisutnosti poremećaja kao što su vjetar, neispravna kontrola ili ako je radijus previše malen.

Metoda koja je robusnija na neželjene poremećaje je provjera prelaska kroz poluravninu. Ovaj kriterij uključuje definiranje poluravnina koje određuju kada je letjelica došla u drugi segment putanje. Svaka poluravnina prolazi kroz zadanu točku i orijentirana je okomito na liniju koja povezuje prethodnu i trenutnu zadanu točku. Normala polurav-

nine zadane je kao:

$$\mathbf{n}_i = \mathbf{w}_i - \mathbf{w}_{i-1} \quad (4.1)$$

Primjer zadanih točaka i odgovarajućih poluravnina prikazan je na slici 4.3. Slika prikazuje scenarij u kojem je poluravnina definirana u odnosu na zadane točke. Također na slici je prikazan radijus oko zadane točke koja bi mogla biti od metoda za potvrdu dolaska do zadane točke. Metoda poluravnine pruža sigurniju i pouzdaniju opciju za određivanje kada treba prijeći na sljedeći segment Dubinsove putanje.



Slika 4.2. Poluravnina sa zadanim točkama

4.3. Pronalaženje željene točke na putanji

Odabir točke na putanji

Lateralno upravljanje letjelicom zahtijeva definiranje točke na Dubinsovoj putanji do koje letjelica treba doći. Korištenje zadanih točaka kao željene točke na putanji u MPC-u predstavlja dobar pristup, ali u tom slučaju letjelica neće slijediti željenu Dubinsovu putanju, već će se usmjeravati prema instrukcijama kontrolera. Stoga je točka na putanji ažurirana svakim ciklusom i zadana kao željena točka na putanji u MPC kontroleru.

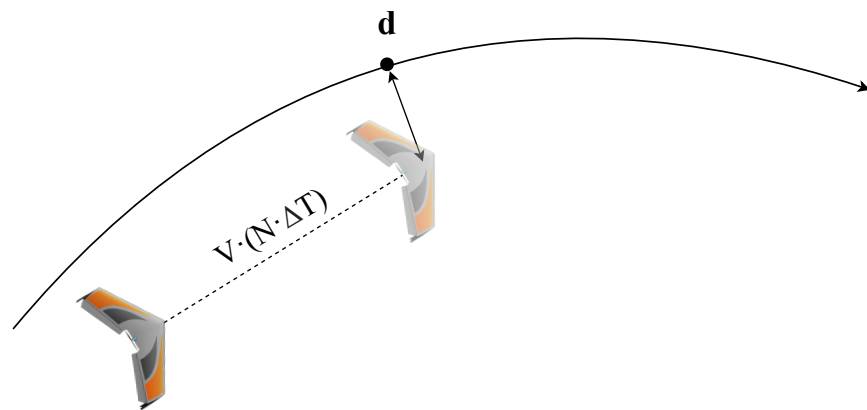
Odabir najbliže točke na putanji može se činiti ispravnim i jednostavnim pristupom, ali ne uzima u obzir dinamičko ponašanje letjelice. MPC se oslanja na predviđanje bu-

dućih stanja kako bi optimizirao ulaze za upravljanje, tako da zadavanjem najbliže točke na putanji od letjelice može dovesti do neželjenog ponašanja i odstupanja od željene putanje.

Planiranje putanje

Kod planiranja putanje, željena točka je prilagođena horizontu predviđanja MPC kontrolera i dinamičkim karakteristikama letjelice. Planiranje uključuje predviđanje budućeg položaja letjelice na temelju njegove trenutne brzine i smjera. Ovo predviđanje obuhvaća vremensko razdoblje jednako horizontu predviđanja MPC-a. U osnovi, planer putanje procjenjuje gdje će se letjelica nalaziti ako se nastavi kretati trenutnom brzinom (V) i smjerom tijekom trajanja horizonta predviđanja (N). Iz te predviđene pozicije, planer putanje identificira najbližu točku na putanji kao željenu točku (\mathbf{d}).

Kao grafička ilustracija, slika 4.3. prikazuje kako odabir željene točke predviđa poziciju letjelice u N koraka unaprijed. ΔT predstavlja trajanje jednog koraka, a on za $N = 20$ iznosi otprilike 0.5 sekundi. Ova metoda planiranja putanje usklađuje putanju letjelice s njegovom predviđenom putanjom, što rezultira boljom kontrolom i praktičnije je za MPC upravljanje.



Slika 4.3. Odabir željene točke u ovisnosti brzine (V) i horizonta predviđanja(N)

5. Modelsko prediktivno upravljanje (MPC)

Modelsko prediktivno upravljanje (MPC) je napredno upravljanje koje se široko koristi u područjima kao što su zrakoplovstvo [9], automobilska industrija [10] i procesna kontrola [11]. Pogodan je zbog svoje sposobnosti upravljanja viševarijabilnim sustavima s ograničenjima. Za razliku od tradicionalnih metoda upravljanja, MPC koristi model sustava za predviđanje budućeg ponašanja i optimizaciju upravljačkih naredbi tijekom konačnog horizonta.

U svakom vremenskom koraku, MPC rješava optimizacijski problem na temelju trenutnog stanja sustava kako bi minimizirao unaprijed definiranu funkciju troška, dok istovremeno uzima u obzir ostala ograničenja. Funkcija troška je glavna komponenta MPC-a i utječe na ponašanje letjelice. Sastoji se od izraza koji kažnjavaju odstupanja od željenog referentnog stanja i prevelike upravljačke ulaze. Rezultat je niz upravljačkih akcija koje letjelica treba ostvariti kako bi minimizirala funkciju troška, ali se koristi samo prva akcija. Ovaj se proces ponavlja pri svakom vremenskom koraku, uzimajući u obzir ažurirana stanja i mjerenja sustava.

5.1. Matematička formulacija

Kod MPC-a, referentni vektor stanja \mathbf{x}_{ref} predstavlja željeni cilj, tj. stanje u koje letjelica treba doći. Cilj je smanjiti odstupanje referentnog vektora stanja od stanja sustava \mathbf{x}_i u i -tom koraku horizonta uz poštivanje granica vektora stanja (ograničenja sustava). Odstupanje se smanjuje minimiziranjem funkcije troška.

Funkcija troška J u MPC-u penalizira odstupanja od referentnog stanja \mathbf{x}_{ref} te preko-

mjerne upravljačke napore \mathbf{u}_i , što je definirano izrazom:

$$J = \sum_{i=k}^{k+N-1} [(\mathbf{x}_i - \mathbf{x}_{\text{ref}})^\top \mathbf{Q}(\mathbf{x}_i - \mathbf{x}_{\text{ref}}) + \mathbf{u}_i^\top \mathbf{R}\mathbf{u}_i] \quad (5.1)$$

Matrice \mathbf{Q} i \mathbf{R} su pozitivno semidefinitne te kontroliraju intenzitet kažnjavanja odstupanja stanja i upravljačkih napora.

Horizont predviđanja N definira broj budućih vremenskih koraka u kojem se provodi optimizacija, gdje veći N omogućuje bolje predviđanje uz veću računalnu složenost, dok manji N smanjuje zahtjeve, ali može dovesti do suboptimalnih rezultata.

Slijed predviđenih stanja \mathbf{x}_i generira se iterativnom primjenom dinamike sustava:

$$\mathbf{x}_{i+1} = f(\mathbf{x}_i, \mathbf{u}_i) \quad (5.2)$$

što omogućuje MPC kontroleru da procijeni upravljačke akcije tijekom horizonta i odabere optimalan niz $\{\mathbf{u}_k, \mathbf{u}_{k+1}, \dots, \mathbf{u}_{k+N-1}\}$ koji minimizira trošak J .

Ograničenja na stanja i upravljačke ulaze su:

$$\mathbf{x}_i \in \mathcal{X}, \mathbf{u}_i \in \mathcal{U}, \quad \forall i \in \{k, k+1, \dots, k+N-1\}$$

gdje $\mathcal{X} \subseteq \mathbb{R}^{1 \times n}$ i $\mathcal{U} \subseteq \mathbb{R}^{1 \times m}$ označavaju izvedive skupove stanja i upravljačkih ulaza.

Cijeli problem MPC-a može se formulirati kao optimizacijski problem:

$$\begin{aligned} \min_{\{\mathbf{u}_k, \mathbf{u}_{k+1}, \dots, \mathbf{u}_{k+N-1}\}} & \sum_{i=k}^{k+N-1} [(\mathbf{x}_i - \mathbf{x}_{\text{ref}})^\top \mathbf{Q}(\mathbf{x}_i - \mathbf{x}_{\text{ref}}) + \mathbf{u}_i^\top \mathbf{R}\mathbf{u}_i] \\ \text{s.t.} & \mathbf{x}_{i+1} = f(\mathbf{x}_i, \mathbf{u}_i), \quad \forall i \in \{k, k+1, \dots, k+N-1\} \\ & \mathbf{x}_i \in \mathcal{X}, \quad \forall i \in \{k, k+1, \dots, k+N-1\} \\ & \mathbf{u}_i \in \mathcal{U}, \quad \forall i \in \{k, k+1, \dots, k+N-1\} \end{aligned} \quad (5.3)$$

Nakon optimizacije, koristi se samo prvi upravljački vektor \mathbf{u}_k , dok se ostali zanemaruju. MPC algoritam će se izvoditi pri svakom vremenskom koraku, ponovno izraču-

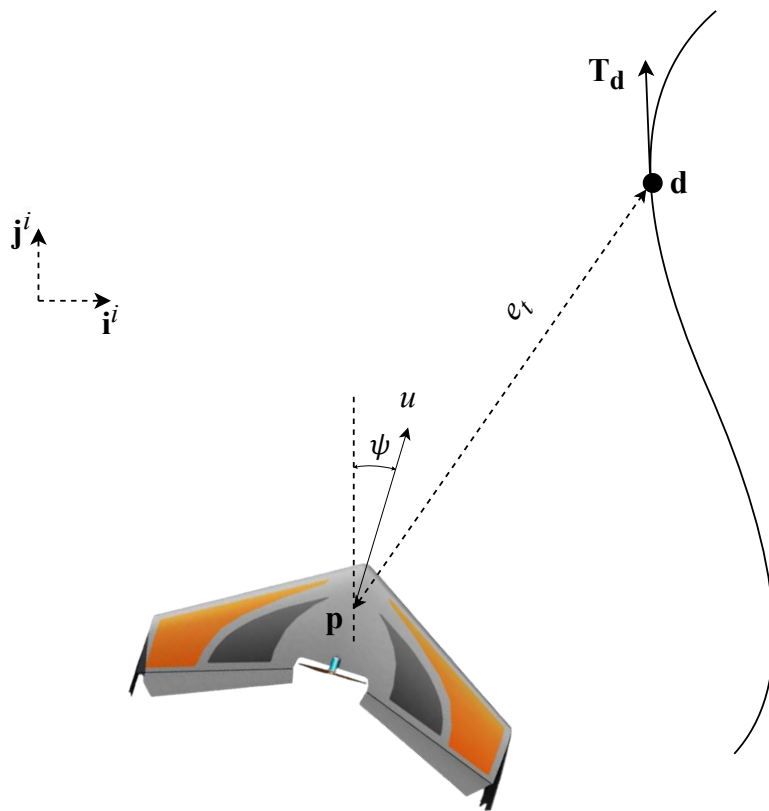
navajući upravljački vektor. Ovaj iterativni proces omogućuje upravljanju prilagodbu u promjenjivim uvjetima i smetnjama, kontinuirano usavršavajući upravljačke ulaze kako bi se postigla što bolja izvedba. Opširnije o MPC algoritmu [12].

5.2. MPC implementacija na letjelici

MPC kontroler prima informacije o sljedećoj željenoj točki na putanji \mathbf{d} , koja je N koraka ispred trenutnog položaja letjelice 4.3. Kako bi održao ispravnu putanju, letjelica će minimizirati pogrešku položaja, koja se definira kao:

$$e_t = |(\mathbf{d} - \mathbf{p}) \times \mathbf{T}_d| \quad (5.4)$$

gdje je $\mathbf{d} = [d_n, d_e]^\top$ željena točka na putanji s koordinatama u globalnom koordinatnom sustavu, a \mathbf{p} je trenutni položaj letjelice $\mathbf{p} = [p_n, p_e]^\top$. Jedinični vektor duž putanje u ovoj točki označen je s \mathbf{T}_d .



Slika 5.1. Letjelica sa željenom točkom i greškom pozicije i orijentacije

Dodatno, kako bi se osiguralo da smjer kretanja vozila χ bude usklađen sa željenim smjerom putanje χ_d , potrebno je minimizirati pogrešku orijentacije, smjer orijentacije ψ i smjer kretanja vozila χ su u ovom radu jednaki jer nema prisutnosti vjetra:

$$e_\chi = \chi_d - \chi \quad (5.5)$$

gdje je $\chi_d = \text{atan2}(\mathbf{T}_{d_e}, \mathbf{T}_{d_n}) \in [-\pi, \pi]$.

Vektor stanja sustava korišten kod MPC-a je $\mathbf{x} = [p_n, p_e, \mu, \zeta, \dot{\mu}]$, gdje su varijable stanja: p_n (položaj prema sjeveru), p_e (položaj prema istoku), μ (kut valjanja), ζ (kut skretanja) i $\dot{\mu}$ (brzina promjene kuta valjanja). Međutim, ovaj vektor stanja neće se izravno koristiti u funkciji troška MPC-a. Za učinkovito održavanje putanje, praktičnije je koristiti izvedenu pogrešku položaja i pogrešku orijentacije. Ove pogreške pružaju jasniju mjeru koliko dobro letjelica prati svoju putanju.

Novi vektor stanja koji će se koristiti u jednadžbi funkcije troška je $\mathbf{y} = [e_t, e_\chi, \dot{\mu}]^\top$. Varijable u vektoru stanja \mathbf{y} su već pogreške od referentnih vrijednosti i brzina promjene kuta valjanja. Zato referentni vektor stanja \mathbf{y}_{ref} ima vrijednost $\vec{0}$.

Vektor ulaza za upravljanje je kut valjanja μ , jer je to predviđeni aktuator u letjelici odgovoran za kontrolu lateralnih kretanja. Funkcija troška za lateralno upravljanje letjelicom može se zapisati kao:

$$\begin{aligned} \min_{\{\mathbf{u}_k, \mathbf{u}_{k+1}, \dots, \mathbf{u}_{k+N-1}\}} \quad & \sum_{i=k}^{k+N-1} [(\mathbf{y}_i - \mathbf{y}_{\text{ref}})^\top \mathbf{Q}(\mathbf{y}_i - \mathbf{y}_{\text{ref}}) + u_i^\top \mathbf{R}u_i] \\ \text{s.t.} \quad & \mathbf{x}_{i+1} = f(\mathbf{x}_i, \mathbf{u}_i), \quad \forall i \in \{k, k+1, \dots, k+N-1\} \\ & \mathbf{y}_i = h(\mathbf{x}_i, \mathbf{u}_i) \\ & \mathbf{y}_i \in \mathcal{Y}, u_i \in \mathcal{U} \quad \forall i \in \{k, k+1, \dots, k+N-1\} \end{aligned}$$

Vektor ulaza je ograničen zbog ograničenja zakrilaca letjelice, $\mathcal{U} \in [-0.42, 0.42]$. Navedene vrijednosti dobivene su iz maksimalnog raspona otklona zakrilaca letjelice. Budući da vektor stanja uključuje kut nagiba, μ , i on je ograničen unutar istog raspona. Ostali elementi vektora stanja, kao što su pogreške u položaju i orijentaciji, nemaju definirana specifična ograničenja.

5.3. Podešavanje parametara MPC-a

Učinkovitost MPC kontrolera uvelike ovisi o pažljivom podešavanju nekoliko ključnih parametara. Pravilno podešavanje osigurava da kontroler može učinkovito upravljati ponašanjem sustava, pritom zadovoljavajući ograničenja i optimizirajući performanse.

U ovom dijelu istražit će se ključni parametri podešavanja MPC-a, uključujući horizont predikcije N i težinske matrice (\mathbf{Q} i \mathbf{R}). Ovi parametri imaju ključnu ulogu u oblikovanju odgovora kontrolera i njegove sposobnosti upravljanja dinamikom sustava i ograničenjima.

Težinska matrica stanja - \mathbf{Q}

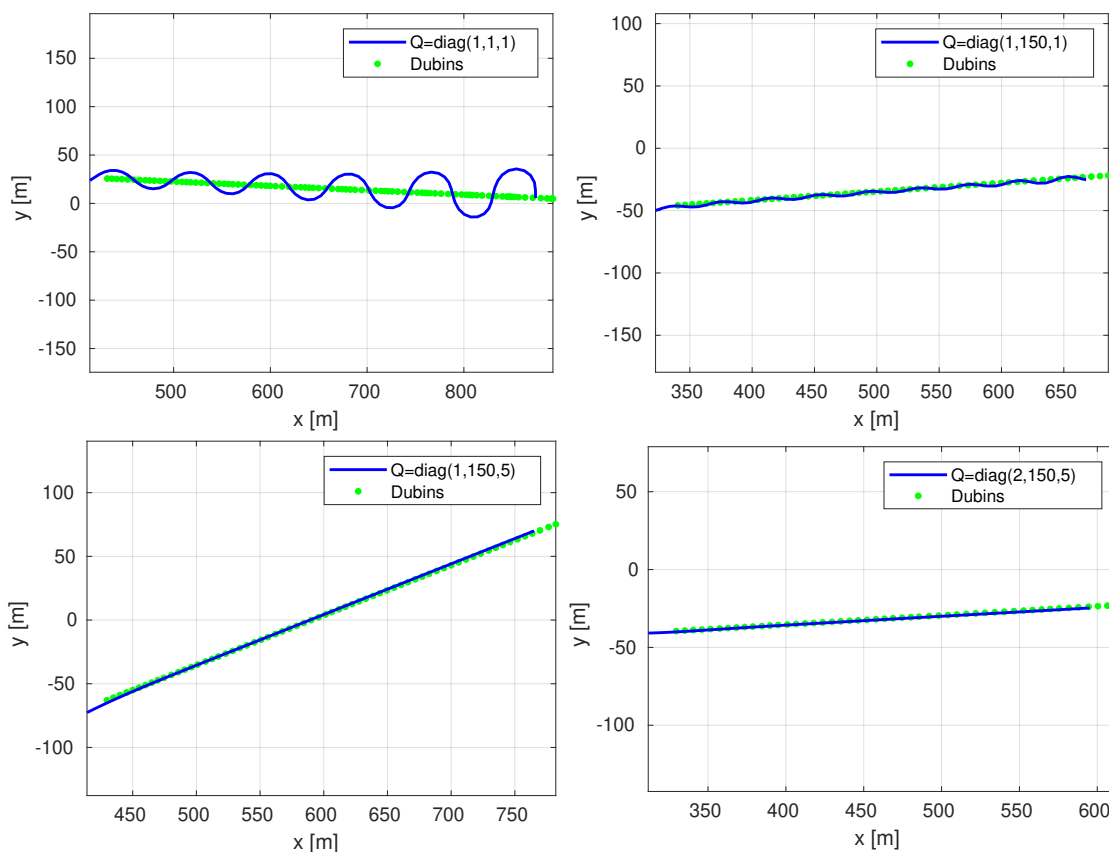
Na početku će se podešavanje parametara provoditi na ravnoj liniji koju letjelica treba pratiti. Na taj način se olakšava razumijevanje utjecaja različitih parametara na ponašanje letjelice. Početne vrijednosti matrice \mathbf{Q} bit će jedinična matrica, a promjene će se vršiti na vrijednostima na dijagonali matrica.

Matrica \mathbf{Q} definira se kao kvadratna matrica čije dimenzije odgovaraju broju stanja sustava. Vektor stanja sustava zadan je izrazom: $\mathbf{y} = [e_t, e_\chi, \dot{\mu}]^\top$. Svaki element na dijagonali matrice \mathbf{Q} pridružuje se odgovarajućem stanju sustava prema redoslijedu iz vektora stanja. Veće vrijednosti na dijagonali matrice \mathbf{Q} impliciraju jaču penalizaciju tog stanja. U slučaju kada se želi da sustav precizno prati smjer kretanja (e_χ), potrebno je povećati drugu vrijednost na dijagonali matrice, budući da je e_χ drugi element vektora stanja.

Ponašanje letjelice za vrijednosti $\mathbf{Q} = \text{diag}(1, 1, 1)$ prikazano je na slici 5.2., gore lijevo. Uočava se da letjelica prati zadanu putanju, no dolazi do nestabilnih oscilacija. Kako bi se smanjile oscilacije, predlaže se povećanje vrijednosti penalizacije smjera kretanja (e_χ), čime bi letjelica zadržavala usmjerenje i smanjila odstupanja od smjera kretanja.

Drugo snimanje letjelice s vrijednostima $\mathbf{Q} = \text{diag}(1, 150, 1)$ prikazano je na slici 5.2., gore desno. Uočava se da povećanje penalizacije smjera kretanja rezultira smanjenjem oscilacija te letjelica preciznije prati zadanu putanju. Dodatnim povećanjem penalizacije smjera kretanja moglo bi se smanjiti ostale oscilacije, ali predlaže se povećanje druge varijable, tj. povećanje penalizacije brzine promjene kuta valjanja. Time bi se moglo

sprejčiti nagle promjene kuta valjanja i dodatno smanjiti oscilacije.



Slika 5.2. Tragovi letjelice za različite vrijednosti horizonta predviđanja

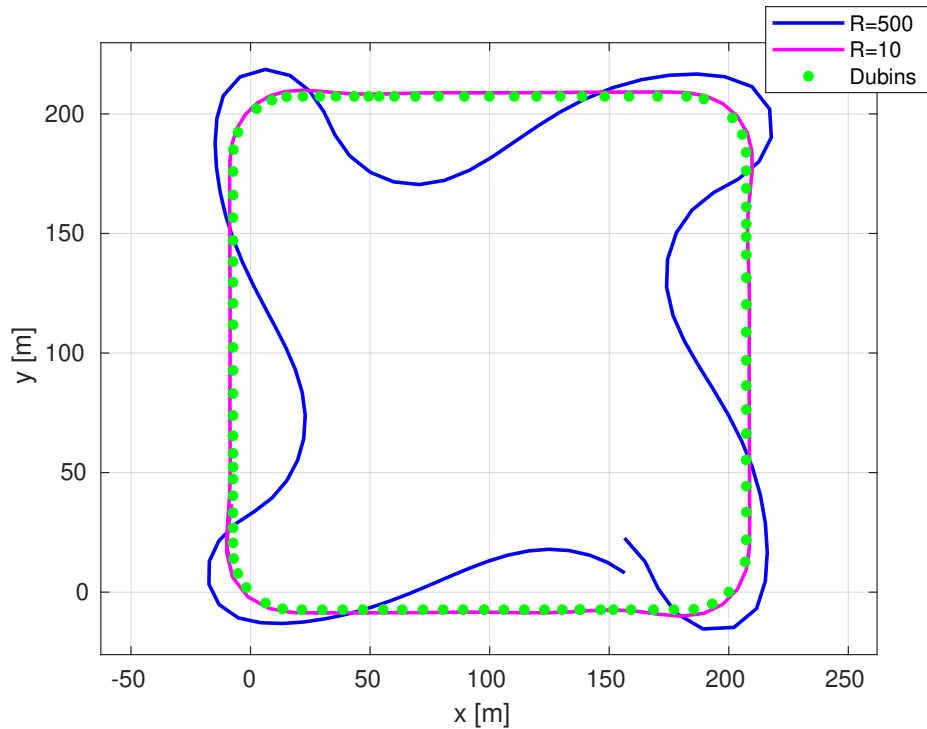
Povećanjem penalizacije brzine promjene kuta valjanja eliminirane su oscilacije. Međutim, primjećuje se da letjelica ne prati točno zadanu putanju, već pokazuje blago odstupanje, što je prikazano na slici 5.2. dolje-lijevo.

Kako bi letjelica preciznije slijedila putanju, predlaže se povećanje penalizacije položaja letjelice duž putanje. Povećanjem penalizacije položaja dobiva se prilagođena težinska matrica stanja za lateralnu kontrolu letjelice. Praćenje putanje s ispravno podešenom matricom Q prikazano je na slici 5.2., dolje-desno.

Težinska matrica za upravljačkih signala - R

Matrica R je matrica dimenzije 1×1 jer penalizira samo upravljački vektor za valjanje. Inače, upravljački vektori se penaliziraju kada njihova amplituda ima veliki utrošak energije poput gasa kod automobila [13]. Aktuatori za kontrolu kuta valjanja su zakrilca spojena sa servo motorima koji ne troše puno energije i zato nije potrebno penalizirati valjanje letjelice. U sklopu rada prikazana je ovisnost putanje letjelice i težinske matrice

\mathbf{R} te su dana dva prikaza slijeđenja željenih točaka. Magenta linija prikazuje putanju letjelice za vrijednost matrice $\mathbf{R} = 10$, a druga linija prikazuje putanju letjelice za vrijednost matrice $\mathbf{R} = 500$.



Slika 5.3. Putanje letjelice za različite vrijednosti težinske matrice \mathbf{R}

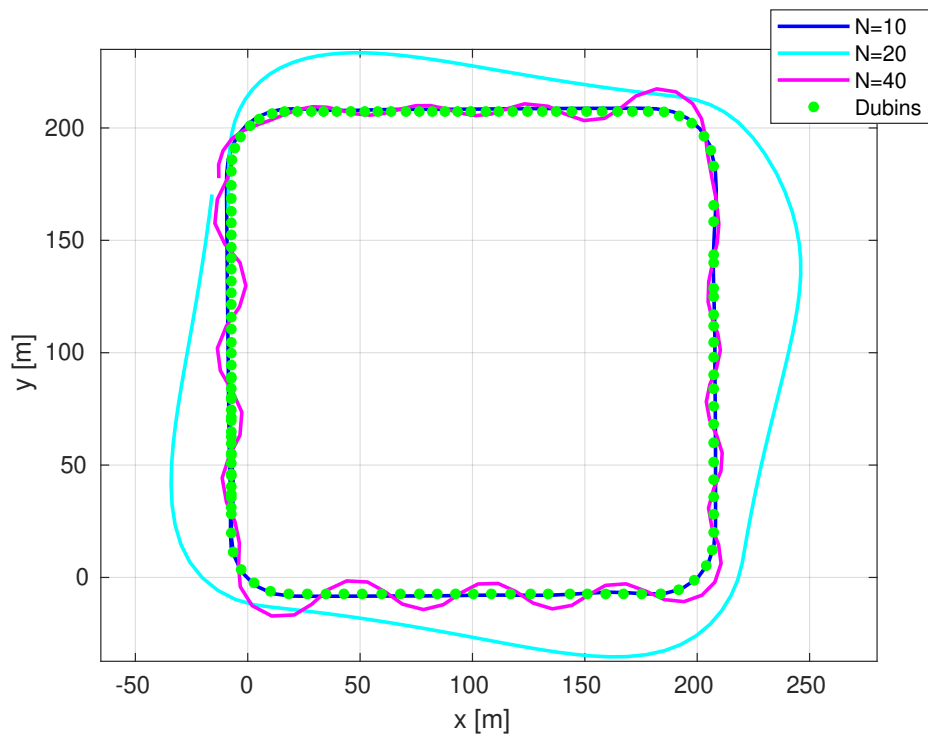
Primjećuje se da za niži \mathbf{R} letjelica prati željenu putanju. Povećanjem vrijednosti matrice \mathbf{R} , MPC penalizira amplitudu u valjanju i zato letjelica postaje tromija u lateralnom gibanju.

Podేశavanje horizonta predviđanja - N

Odabir horizonta predviđanja N predstavlja kompromis između performansi upravljanja i računalne složenosti. N bi trebao biti dovoljno dug kako bi MPC mogao predvidjeti ključne promjene u dinamici sustava, ali ne predug, kako bi se izbjeglo povećanje složenosti optimizacije.

Na slici 5.4. dane su tri različite putanje letjelice s različitim horizontom predviđanja. Kod manje vrijednosti $N = 10$, putanja pokazuje značajno odstupanje, a ponašanje letjelice je tromo. To se događa jer je horizont predviđanja prekratak da bi MPC mogao vidjeti dovoljno unaprijed i pravilno predvidjeti promjene u dinamici sustava. Kod veće vrijed-

nosti $N = 40$, optimizacija traje predugo, a vrijeme potrebno za izračunavanje željenog kuta valjanja je predugo. Horizont od $N = 40$ traje otprilike 1.1 sekundu, za razliku od $N = 20$ gdje horizont traje 0.4 sekunde. To dovodi do zakašnjelih upravljačkih akcija i pojave oscilacija. Za vrijednost $N = 20$ letjelica prati putanju bez oscilacija i drugih grešaka.



Slika 5.4. Putanje letjelice za različite vrijednosti horizonta predviđanja

6. Sustav upravljanja ukupnom energijom (TECS)

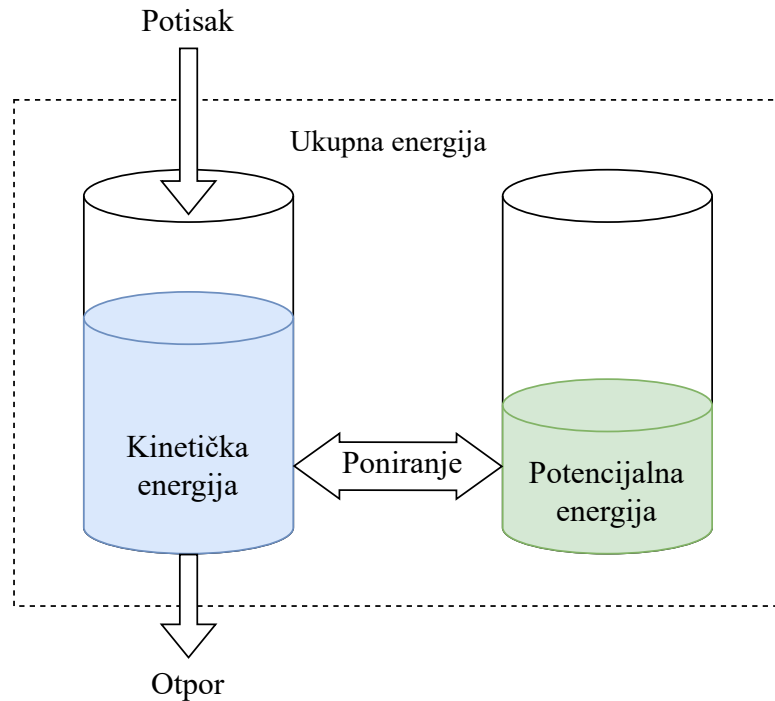
Tradicionalni kontroleri upravljaju brzinom i visinom odvojeno, koristeći poniranje za promjenu visine i gas za prilagodbu brzine. Međutim, nagib i gas nisu neovisni; promjena jednog utječe na oba, i visinu i brzinu. Npr. povećanjem gasa motora, dovodi do povećanja brzine letjelice, ali i povećanja visine. Stoga, ako oba nezavisna kontrolera nisu pravilno usklađena, to može dovesti do suboptimalne izvedbe i nestabilnosti. Metoda Sustav upravljanja ukupnom energijom (*TECS-Total energy control system*), koncept koji je uveo Lambregts [14], rješava ovu međuzavisnost kontroliranjem vertikalne putanje leta i brzine zrakoplova putem integriranog pristupa. To postiže upravljanjem ukupnom energijom letjelice, koja je zbroj njezine potencijalne energije (povezane s visinom) i kinetičke energije (povezane s brzinom). Pravilnom raspodjelom ovih energetskih komponenti, TECS omogućuje precizniju kontrolu nad nagibom i potiskom zrakoplova, poboljšavajući ukupne performanse leta.

6.1. Matematička formulacija

TECS koristi principe potencijalne i kinetičke energije za upravljanje performansama sustava. Umjesto da izravno kontrolira visinu i brzinu, TECS upravlja ukupnom energijom sustava. Gas se koristi za povećanje energije sustava, dok se mijenjanjem kuta poniranja preraspodjeljuje energija između njezinih kinetičkih i potencijalnih oblika.

Letjelica tijekom leta stalno gubi energiju, prvenstveno zbog otpora zraka. U stabilnom letu, ovaj gubitak energije se nadoknađuje energetskim unosom iz gasa. Kada se letjelica podiže (poniranje prema gore), gubi kinetičku energiju jer se dio te energije pretvara u potencijalnu energiju, što rezultira penjanjem. Suprotno tome, poniranje prema dolje dovodi do gubitka potencijalne energije, koja se tada ponovno pretvara u kinetičku

energiju, uzrokujući ubrzanje letjelice. Pojednostavljeni shematski prikaz metode može se vidjeti na 6.1.



Slika 6.1. Grafički prikaz toka i preaspodijele energije u sustavu letjelice, [15]

Kinetička energija letjelice je $E_K = \frac{1}{2}mV^2$, a potencijalna energija letjelice je $E_P = mgh$. m predstavlja masu letjelice, V brzinu letjelice, h visinu letjelice, a g gravitacijsko ubrzanje. Ukupna energija letjelice predstavlja zbroj ova dva elementa, izražena kao $E_T = E_P + E_K$.

$$E_T = \frac{1}{2}mV^2 + mgh \quad (6.1)$$

$$\dot{E}_T = mV\dot{V} + mg\dot{h} \quad (6.2)$$

Deriviranjem jednadžbe ukupne energije 6.1 u vremenskoj domeni dobiva se 6.2. Dobivena jednadžba opisuje kako se ukupna energija mijenja tijekom vremena, uključujući i brzinu promjene kinetičke i potencijalne energije. \dot{E}_T predstavlja brzinu promjene ukupne energije, \dot{V} je brzina promjene brzine (tj. ubrzanje), a \dot{h} je brzina promjene visine (tj. vertikalna brzina).

Kako bi se dobila specifična brzina promjene energije, jednadžba 6.2 se normalizira.

$$\frac{\dot{E}_T}{mgV} = \frac{\dot{V}}{g} + \frac{\dot{h}}{V} \quad (6.3)$$

$$\dot{E} = \frac{\dot{V}}{g} + \sin(\gamma) \quad (6.4)$$

$$\dot{E} = \frac{\dot{V}}{g} + \gamma \quad (6.5)$$

Izraz $\frac{\dot{h}}{V}$ zamijenjen je s $\sin(\gamma)$, gdje je γ kut putanje leta (kut između vektora brzine i horizontalne ravnine). Pretpostavljajući da je kut putanje leta γ dovoljno malen, može ga se aproksimirati kao $\sin(\gamma) \approx \gamma$. \dot{E} predstavlja brzinu promjene specifične energije sustava.

Promjena energije unutar sustava određena je potiskom, koji dodaje energiju, i otporom, koji raspršuje energiju. Ova jednadžba predstavlja ravnotežu sila za zrakoplov duž njegove putanje leta. Taj se odnos može izraziti kao:

$$\text{Potisak} - \text{Otpor zraka} = mg \left(\frac{\dot{V}}{g} + \gamma \right) \quad (6.6)$$

U letu, početni potisak se podešava kako bi se suprotstavio otporu zrakoplova. Posljedično, učinkoviti način upravljanja potiskom uključuje formuliranje inkrementalne naredbe za potisak na sljedeći način:

$$\Delta T_c = mg \left(\left(\frac{\dot{V}}{g} \right)_e + \gamma_e \right) \quad (6.7)$$

gdje indeks e označava pogrešku povezanu s tom varijablom, ($\gamma_e = \gamma_{ref} - \gamma$).

Dakle, iz 6.6 i 6.7 zaključuje se da će promjena potiska zrakoplova proporcionalno prilagoditi brzinu promjene specifične energije, čime će ubrzanje duž putanje leta. Posljedično, potisak se koristi za kontrolu ukupne energije zrakoplova. Na temelju ovog principa, izvedeno je jednostavno proporcionalno-integralno (PI) upravljanje[16] koje povezuje željenu brzinu promjene energije s naredbama za potisak:

$$T_c = \left(KTP + \frac{KTI}{s} \right) \dot{E}_e \quad (6.8)$$

Kod učinkovitog upravljanja energijom sustava, ključno je ne samo kontrolirati ukupnu energiju, već i upravljati preraspodjelom energije između kinetičke i potencijalne. Na sličan način kao i kod pristupa za kontrolu ukupne energije, započinje se definiranjem i izvođenjem razlike u energiji (E_D):

$$E_D = E_K - E_P. \quad (6.9)$$

$$E_D = \frac{1}{2}mV^2 - mgh \quad (6.10)$$

$$\dot{E}_D = mV\dot{V} - mg\dot{h} \quad (6.11)$$

\dot{E}_D predstavlja vremensku derivaciju razlike energije. Kako bi se upravljalo preraspodjelom energije između kinetičkih i potencijalnih oblika, izvodi se specifična brzina raspodjele energije L :

$$\dot{L} = \frac{\dot{V}}{g} - \gamma \quad (6.12)$$

Isto kao kod specifične energije sustava, kontroler (PI) za pogrešku u brzini raspodjele energije \dot{L}_e kontrolira odgovarajuću naredbu za kut poniranja. Upravljanje visinskim kormilom (kutom poniranja) dano je sa:

$$\Theta_e = \left(KEP + \frac{KEI}{s} \right) \dot{L}_e \quad (6.13)$$

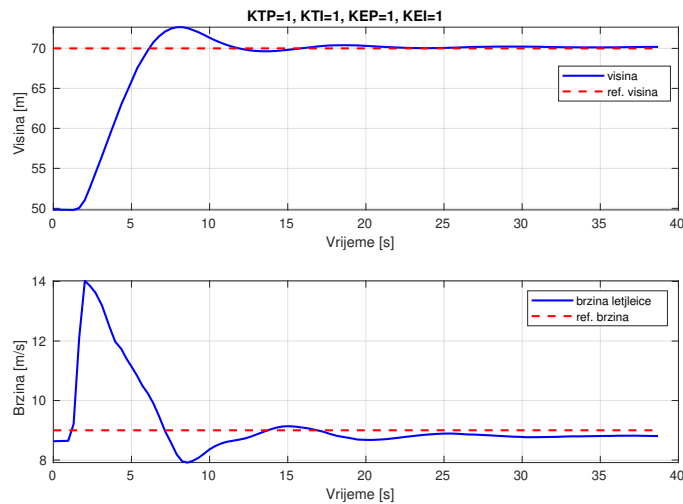
U ovom sustavu, potisak se prvenstveno koristi za upravljanje ukupnom energijom, dok se visinsko kormilo koristi za kontrolu preraspodjele energije između kinetičkih i potencijalnih oblika. Potisak je uzrokovan gasom koji se zadaje letjelici skaliranjem T_c između 0 i 1.

Rješavanjem problema ukupne energije i njezine preraspodjele, TECS nudi snažan alat za optimizaciju performansi i stabilnosti letjelice. Ova metoda poboljšava učinkovitost leta te pruža sustavni pristup upravljanju složenom interakcijom kinetičke i potencijalne energije u različitim uvjetima leta.

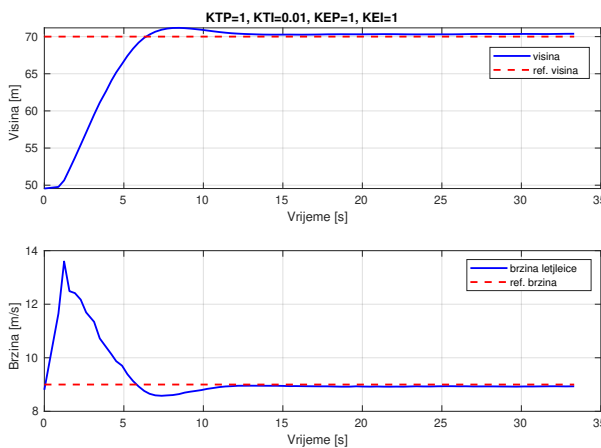
6.2. Podešavanje parametara TECS-a

Kod TECS-a potrebno je pravilno podesiti PI parametre za upravljanje energijom. Cilj je kontrolirati visinu letjelice pri konstantnoj brzini. Podešavanje parametara provedeno je postavljanjem referentne visine na 70 metara i brzine letjelice na 9 m/s. Letjelica polazi iz početne pozicije u zraku, pri visini od 50 metara i brzini od 9 m/s.

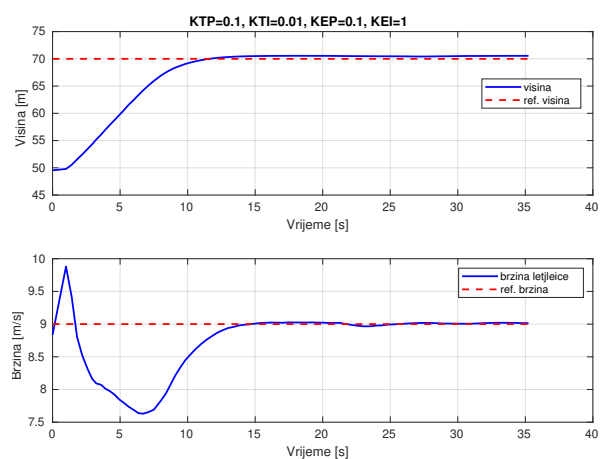
Parametrira se PI regulator, pri čemu su oznake sljedeće: KTP - proporcionalni dio potiska, KTI - integralni dio potiska, KEP - proporcionalni dio poniranja i KEI - integralni dio poniranja.



Slika 6.2. Odzivi visine i brzine letjelice na početku podešavanja parametara TECS-a



Slika 6.3. Odzivi visine i brzine letjelice nakon prvog koraka podešavanja parametara



Slika 6.4. Odzivi visine i brzine letjelice bez premašaja, ali s ponorom u brzini

Na početku su svi parametri na regulatoru postavljeni na jedinice te će se podešavati po potrebi. Na slici 6.2. prikazani su odzivi brzine i visine. U odzivu brzine primjećuje se veliki porast iznad referentne vrijednosti pri penjanju letjelice. To je zato što TECS kontroler za povećanje visine koristi i gas i poniranje letjelice. Također se na slici 6.2. primjećuje premašaj visine iznad referentne visine.

Daljnje podešavanje parametara je izazovno jer se koristi MIMO kontroler, pri čemu promjena jednog parametra utječe na odziv svih izlaza.

U sljedećem koraku smanjen je integralni dio potiska. Vrijednosti parametara prikazane su zajedno s odzivima na slici 6.3. Primjećuje se da s novim parametrima visina ima manji premašaj, dok brzina letjelice brže dolazi do referentne vrijednosti.

I dalje postoji značajno odstupanje brzine prilikom penjanja letjelice. Smanjenjem vrijednosti parametara smanjit će se i amplituda gasa i kuta poniranja. Na slici 6.4. prikazano je ponašanje brzine i visine letjelice pri smanjenim parametrima.

7. Eksperimentalni rezultati

U ovom poglavlju predstavljene su rezultati eksperimentalne validacije lateralnog (MPC) te longitudinalnog i vertikalnog (TECS) upravljanja na bespilotnoj letjelici. Fokus je na analizi odziva letjelice na različite upravljačke komande, kod lateralnog upravljanja na valjanje (ϕ), a kod longitudinalno-vertikalnog na potisak i poniranje (θ). Analiza se provodi na različitim specifičnim putanjama kao što su kvadratna putanja, *lawn mower* i druge. Ovi rezultati pružaju uvid u točnost predloženog MPC-a i TECS-a u stabilizaciji i upravljanju letjelicom. U nastavku se detaljno analiziraju odzivi sistema i ponašanje letjelice u jednostavnim i čestim scenarijima.

7.1. Rezultati lateralnog upravljanja

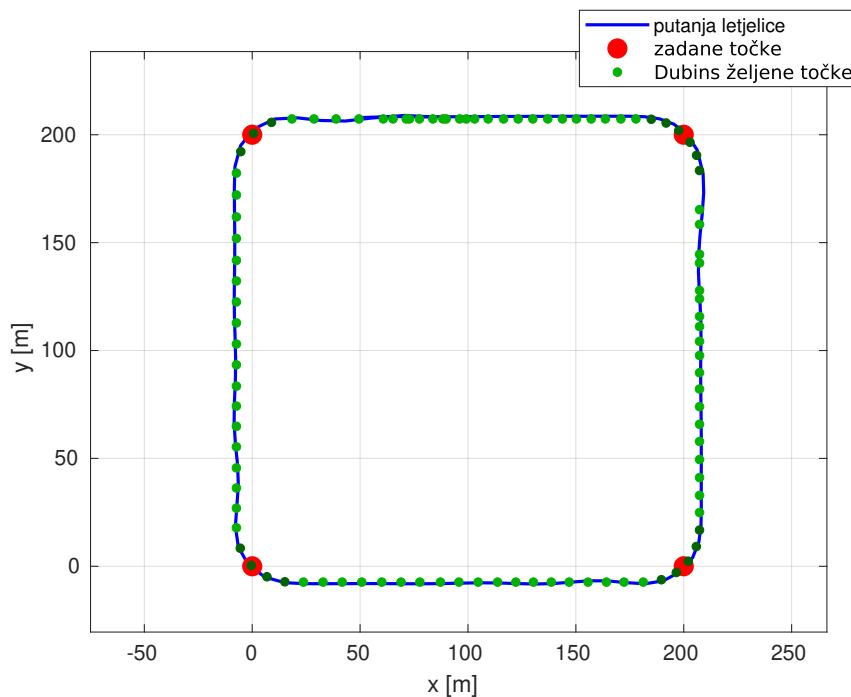
Prije nego što se provedu mjerenja kombiniranog upravljanja svake osi podsustava, analizirane su pojedinačne kontrole. Lateralno upravljanje koristi se za navođenje letjelice u horizontalnoj ravnini, pri čemu su ključni parametri koji se mjere: putanja u inercijalnom koordinatnom sustavu, skretanje i valjanje letjelice.

Za skretanje, analiziramo ponašanje kuta skretanja u odnosu na referentni kut skretanja. Referentni kut skretanja dobiven je pomoću Dubinsove krivulje i označava tangentu željene točke. Drugi graf 7.2. prikazuje ponašanje valjanja letjelice u odnosu na referentno valjanje. Referentno valjanje je dobivena vrijednost iz lateralnog MPC kontrolera.

Kvadratna putanja

Kvadratna putanja odabrana je kao jednostavan testni scenarij za procjenu sposobnosti letjelice da precizno prati zadane točke. Pri praćenju kvadratne putanje, letjelica vrši

skretanja isključivo u jednom smjeru, čime se omogućava evaluacija stabilnosti i preciznosti upravljanja prilikom izvođenja ponovljenih manevra pod identičnim uvjetima.



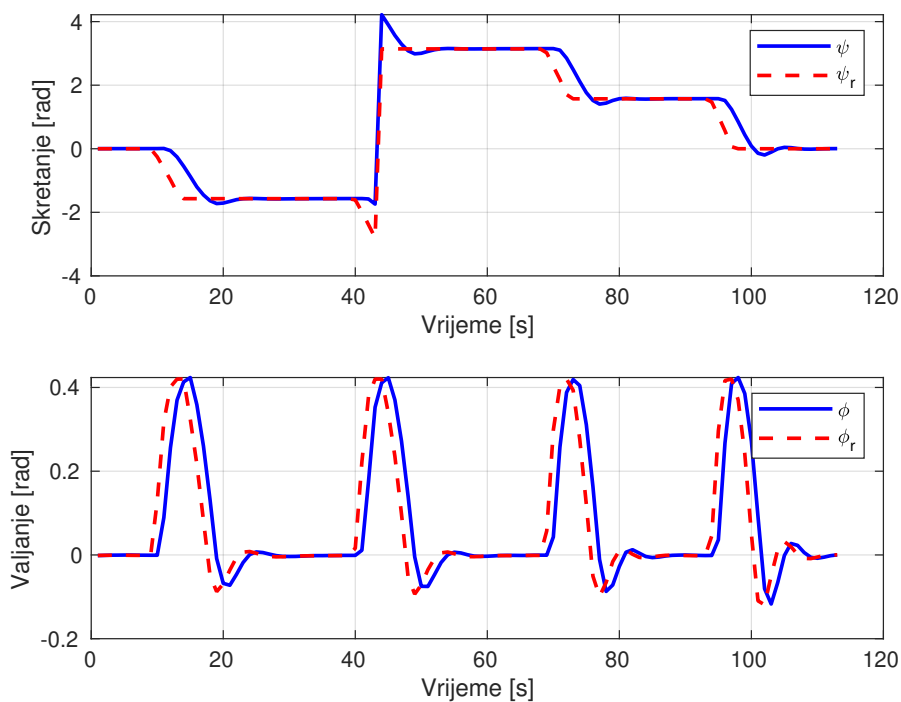
Slika 7.1. Lateralno praćenje kvadratne putanje

Na slici 7.1. prikazano je lateralno praćenje kvadratne putanje, gdje plava linija predstavlja stvarnu putanju letjelice, dok su crvenim iksevima označene zadane točke. Može se primijetiti da letjelica uspješno prolazi kroz sve zadane točke, prateći optimalnu putanju koja je definirana pomoću Dubinsovog algoritma. Objašnjenje o odabiru Dubins željenih točaka na putanji dan je u 4.3. Željene točke nemaju pravilan razmak između sebe jer ovise o duljini trajanja koraka. Svakim korakom se određuje zadana točka, a na 7.1. je vidljivo da korak zna varirati. Razlika u duljini koraka je zbog računski zahtjevnog MPC algoritma koji zna varirati, ali njegova varijabilnost ne utječe na pravilno ponašanje letjelice. Također željene točke su označene drugačijom bojom gdje zelena označuje željenu točku na ravnom segmentu, a tamno zelene točke označuju željene točke na zavoju Dubins putanje.

Kutevi skretanja i valjanja tijekom praćenja kvadratne putanje prikazani su na slici 7.2. Referentni kutevi skretanja (isprekidana crvena linija) prate tangente željenih točaka koje su definirane u poglavlju [ref na poglavlje]. Može se primijetiti da kut skretanja letjelice zaostaje za referentnim kutem, što je očekivano zbog inercije letjelice. Ipak,

bitno je naglasiti da kut skretanja ne pokazuje oscilacije niti značajna odstupanja od referentnog kuta, što ukazuje na zadovoljavajuće praćenje referentne putanje.

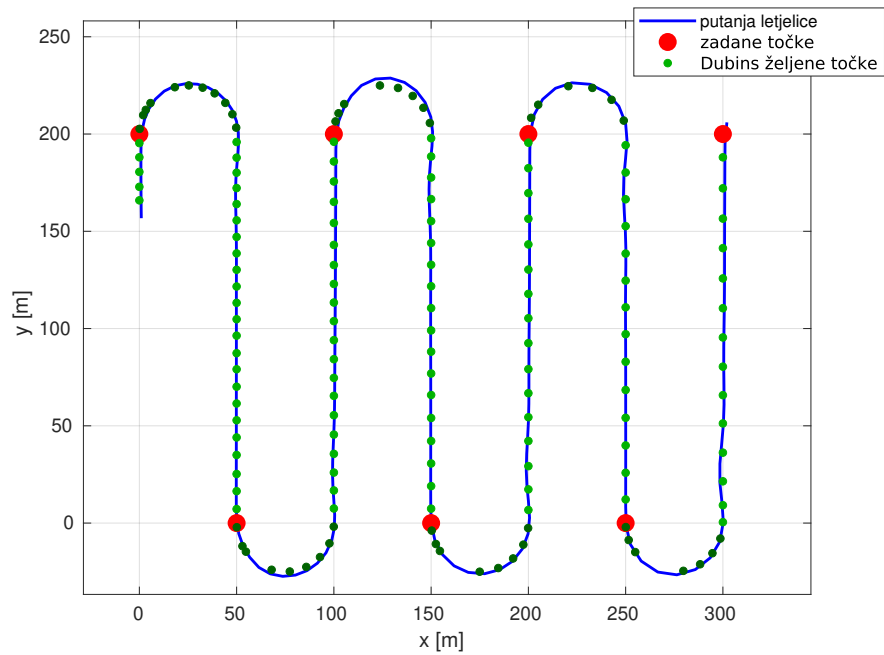
Referentni kut valjanja ϕ_r predstavlja vrijednost valjanja generiranu MPC kontrolerom. Uočljivo je da tijekom skretanja letjelice referentni kut valjanja dostiže maksimalnu dozvoljenu vrijednost, koja je ograničena postavkama u kontroleru. Vrijednosti valjanja letjelice prate referentne vrijednosti precizno, zahvaljujući dobro podešenom niskorazinskom kontroleru valjanja.



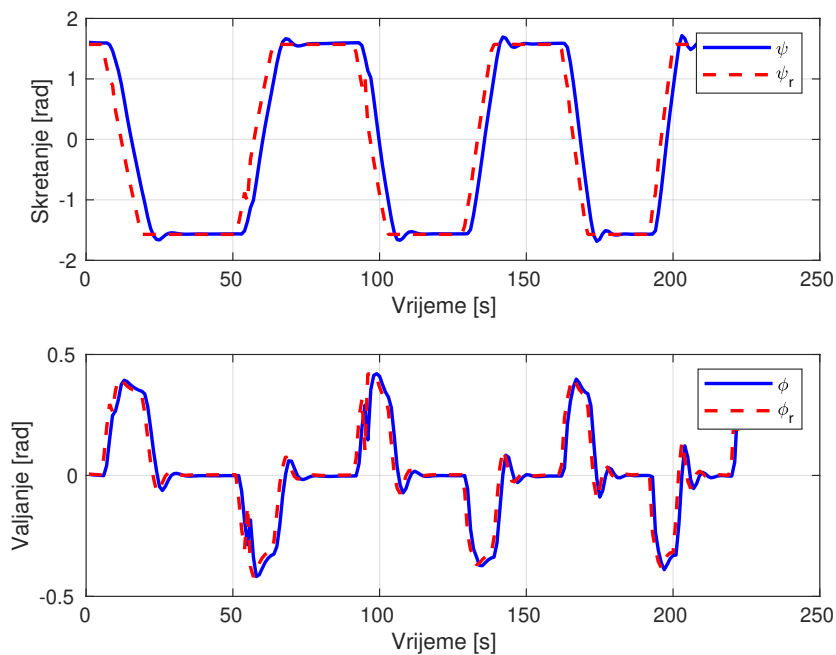
Slika 7.2. Skretanje i valjanje letjelice s referentnim vrijednostima, praćenja kvadrata

Lawn mower

Uz praćenje kvadratne putanje, provedeno je i mjerenje za putanju poznatu kao 'Lawn mower', koja imitira način na koji kosilica kosi travnjak. Ova putanja je nešto složenija u odnosu na kvadratnu putanju, ali letjelica je savladava bez značajnih poteškoća. Dobiveni rezultati prikazani su na slikama 7.3. i 7.4., pri čemu je legenda identična kao u prethodnom primjeru s kvadratnom putanjom.



Slika 7.3. Lateralno praćenje imitacije košnje travnjaka

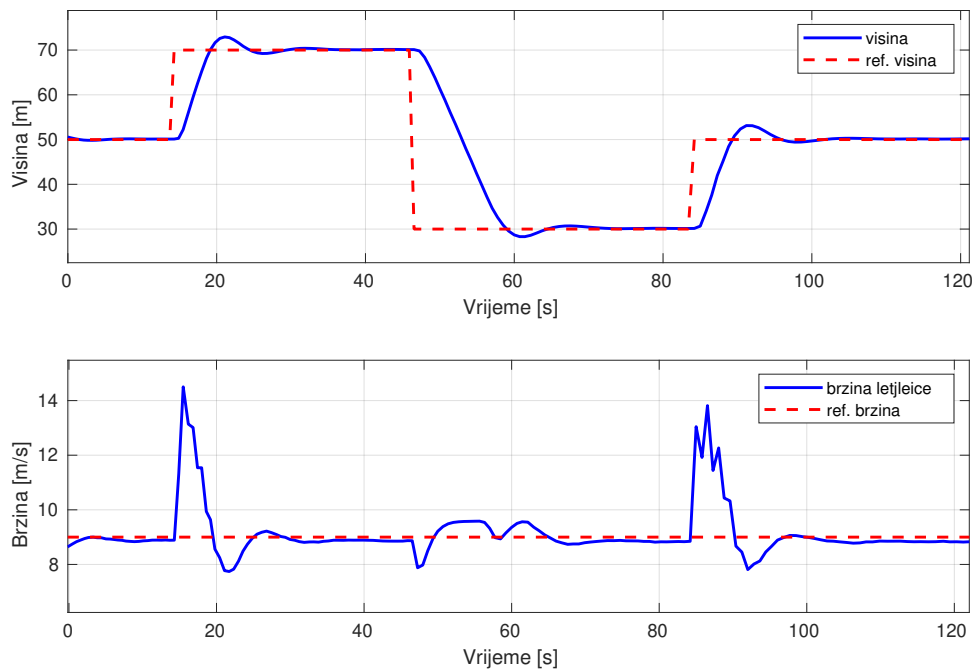


Slika 7.4. Skretanje i valjanje letjelice s referentnim vrijednostima, košnja travnjaka

7.2. Rezultati longitudinalnog i vertikalnog upravljanja

Longitudinalno-vertikalno upravljanje kontrolira brzinu i visinu letjelice, prilagođavajući kut poniranja i potisak motora. Varijable koje se mjere i analiziraju su, naravno, brzina i visina letjelice, a dodatno se prati i kut poniranja. Provest će se analiza promjene

visine letjelice s konstantnom brzinom.



Slika 7.5. Odzivi visine i brzine letjelice tijekom praćenja referentne visine pomoću TECS kontrolera

Graf koji prikazuje visine i brzine letjelice nalazi se na slici 7.5. U procesu upravljanja zabilježene su male oscilacije, što sugerira potrebu za boljim podešavanjem TECS kontrolera kako bi se oscilacije minimizirale, što je komentirano u poglavlju [refern]. Zanimljivo je primijetiti da, kada se referentna visina poveća, letjelica odmah povećava svoju brzinu kako bi osigurala dovoljno energije za postizanje veće visine. Istovremeno, s povećanjem brzine dolazi i do dodatnog povećanja visine letjelice.

Pri smanjenju visine, može se uočiti da letjelica inicijalno gubi brzinu, ali nakon što se prilagodi kut poniranja, letjelica ponovno dobiva na brzini, prelazeći referentnu vrijednost brzine. Ovakvo ponašanje ukazuje na međuzavisnost brzine i visine u sustavu upravljanja.

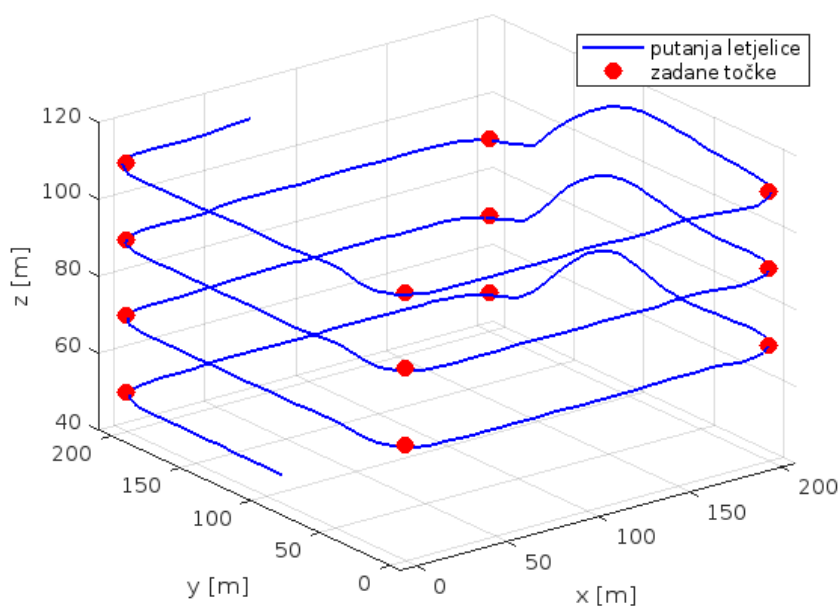
7.3. Rezultati kombiniranog upravljanja

Utvrđeno je da longitudinalno, lateralno i vertikalno upravljanje funkcioniraju ispravno, . Za ispravan rad letjelice, oba kontrolera moraju raditi usklađeno. Analiza obaju kon-

trolera provedena je na primjerima praćenja spirale i osmice, gdje se visina mijenja dok se prate zadane točke.

Putanja letjelice na spirali

Na slici 7.6. prikazana je putanja letjelice s definiranim zadanim točkama. Iz slike je vidljivo da letjelica prolazi kroz svaku zadanu točku te održava stabilan let tijekom misije. Visinske razine na kojima letjelica izvodi kvadratni oblik nalaze se na visinama od 50,

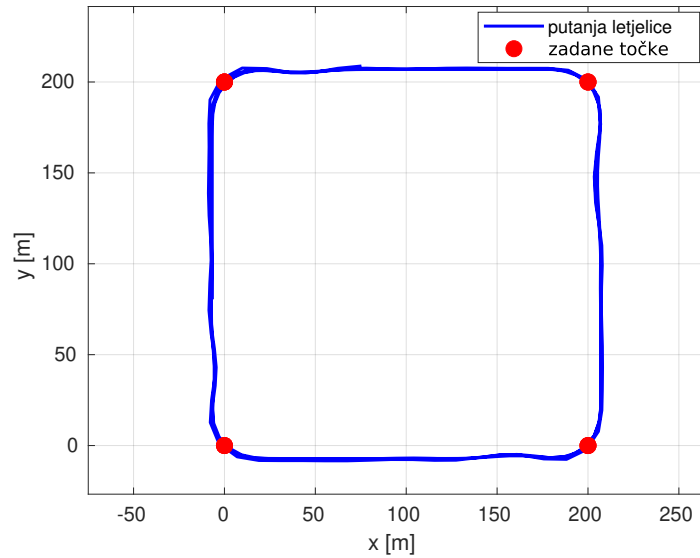


Slika 7.6. Spiralna putanja letjelice s danim zadanim točkama

70, 90 i 110 metara. Može se primijetiti da prilikom promjene visine letjelica pokazuje prekoračenje u odnosu na referentnu visinu, što je zabilježeno u okviru TECS kontrolera. Ipak, letjelica u cjelini ispravno leti, te se može zaključiti da je sinkronizirani rad TECS i MPC kontrolera zadovoljavajući.

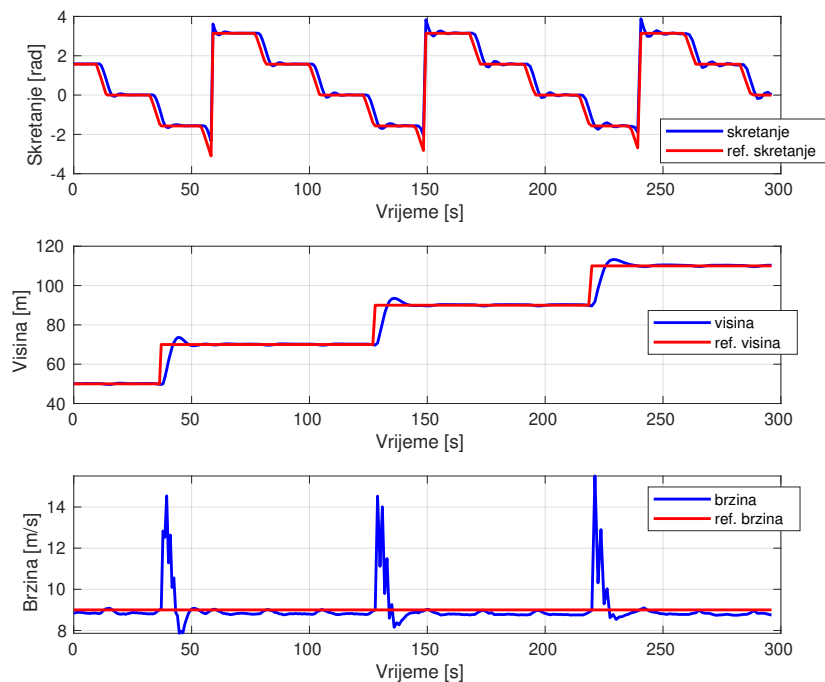
Slika 7.7. prikazuje putanju letjelice u xy-ravnini. Letjelica prolazi više puta kroz točke koje se nalaze na istim xy-koordinatama, ali na različitim visinama. Iz prikaza je jasno da letjelica ispravno prolazi kroz sve zadane točke, održavajući stabilnu putanju. Uočljiva je učinkovita lateralna kontrola, uz kombinirano upravljanje koje omogućuje precizno pozicioniranje letjelice u prostoru.

Longitudinalno ponašanje letjelice s kombiniranim kontrolerom prikazano je na slici



Slika 7.7. Prikaz spiralne putanje u xy-ravnini

7.8. Može se primijetiti da letjelica, prilikom promjene visine, ubrzava tijekom kratkog vremenskog perioda kako bi prikupila dovoljno energije za savladavanje uspona. Tijekom skretanja jedva je zamjetan manji gubitak visine. Kombinirani kontroler pokazuje ispravnost u radu i uspješno upravlja letjelicom.

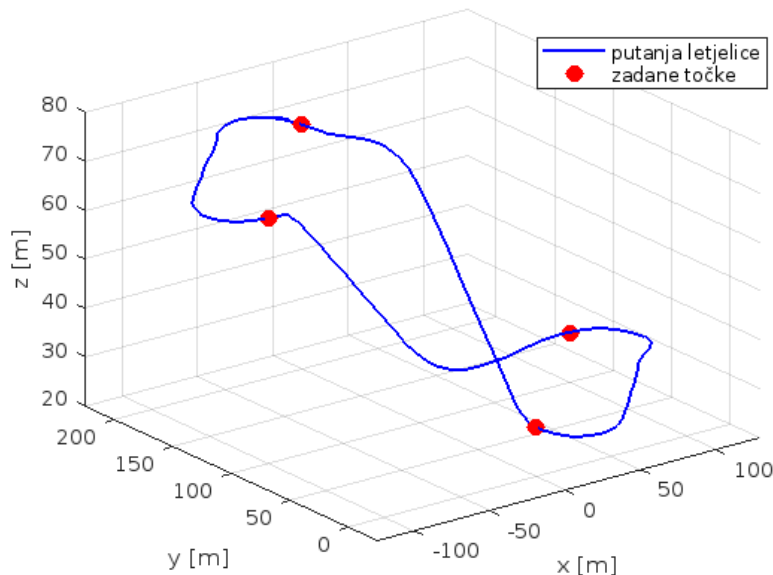


Slika 7.8. Skretanje, visina i brzina uz njihove referentne vrijednosti tijekom spiralne putanje

Putanja letjelice na osmici

Praćenje putanje spirale je jednostavan zadatak jer se letjelica uvijek zakreće u istu stranu. Kako bi se provjerilo ispravno funkcioniranje lateralnog kontrolera u kombinaciji s longitudinalnim kontrolerom, potrebna je složenija putanja.

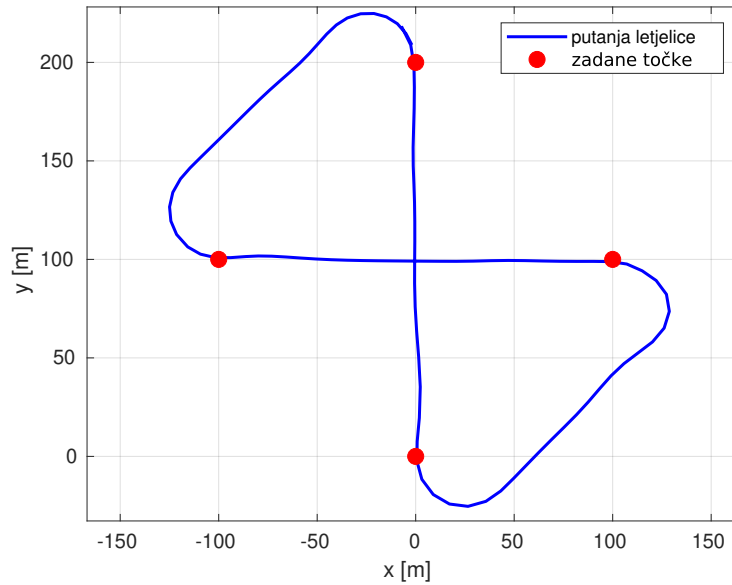
Za ovu provjeru odabrana je putanja u obliku osmice, gdje su zadane zadane točke, kao što je prikazano na slici 7.10. Uz praćenje zadanih točaka, letjelica također mijenja visinu varirajući između 30 i 70 metara. Trodimenzionalni prikaz letjelice i zadanih točaka prikazan je na slici 7.9.



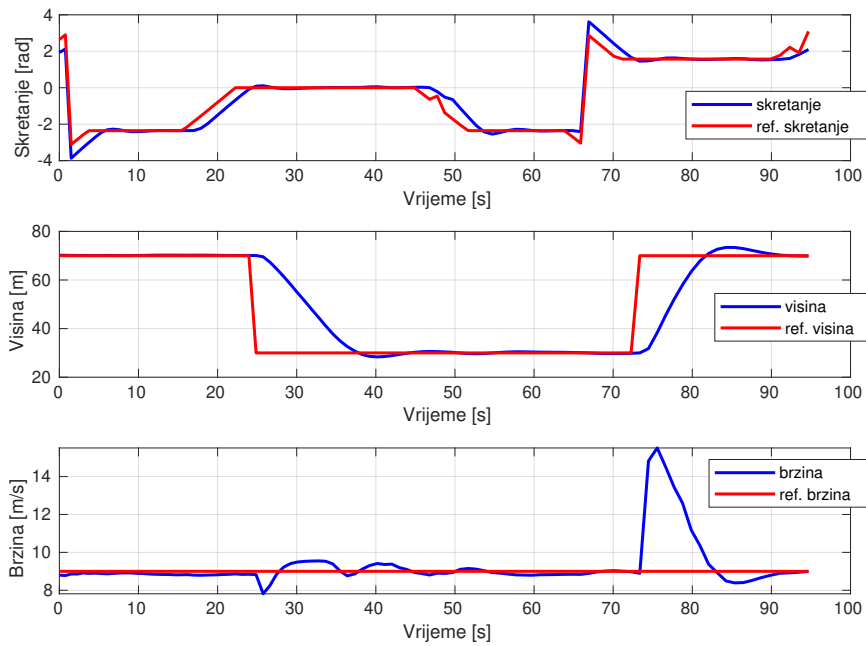
Slika 7.9. Trodimenzionalni prikaz praćenje osmice uz varijaciju visine

Na slici 7.10. prikazani su odzivi skretanja, visine i brzine letjelice sa svojim referentnim vrijednostima. Može se vidjeti da letjelica prati svoje referentne vrijednosti uz odstupanja koja su prihvatljiva.

Rezultati testiranja pokazuju da letjelica uspješno prati zadane referentne vrijednosti uz minimalna odstupanja. Praćenje složenije putanje, poput osmice, potvrdilo je stabilnost i preciznost kontrolera, čime je sustav upravljanja pokazao svoju učinkovitost u različitim uvjetima leta.



Slika 7.10. Putanja letjelice i zadane točke u xy-ravnini u maneuvru osmica



Slika 7.11. Skretanje, visina i brzina uz njihove referentne vrijednosti tijekom putanje u obliku osmice

8. Zaključak

U ovom radu analizirano je modelsko prediktivno upravljanje (MPC) za bespilotnu letjelicu s fiksnim krilima uz integraciju Sustava upravljanja ukupnom energijom (TECS). Implementacija MPC-a na letjelici omogućila je učinkovito lateralno upravljanje, dok je TECS sustav osigurao pouzdano longitudinalno-vertikalno upravljanje, optimizirajući kontrolu brzine i visine. Eksperimentalni rezultati u simulaciji pokazali su da kombinacija ovih dvaju sustava omogućuje letjelici praćenje zadane putanje s minimalnim odstupanjima i održavanje stabilnosti u različitim scenarijama leta.

Analiza prikazana u radu dokazala je sposobnost MPC kontrolera da predviđa buduća stanja i optimizira ulaze u stvarnom vremenu, što je ključni čimbenik za autonomne letjelice. Ponašanje letjelice tijekom eksperimenta pokazalo je minimalna odstupanja u visini i brzini, dok je lateralna kontrola bila precizna i stabilna. Ovaj pristup pokazao se učinkovit za nadzor putanja koje uključuju kompleksne manevre, poput spirala i kvadratnih putanja, što sugerira da bi sličan pristup mogao biti primjenjiv i na druge bespilotne sustave.

Daljnji razvoj ovog istraživanja mogao bi uključivati optimizaciju MPC parametara kako bi se dodatno smanjile oscilacije u longitudinalnoj kontroli te poboljšalo ponašanje letjelice u nepovoljnim vremenskim uvjetima. Također, uvođenje dodatnih senzora i poboljšanje algoritama upravljanja moglo bi omogućiti širu primjenu ovog sustava u industrijskim i komercijalnim scenarijima.

Literatura

- [1] L. Bauersfeld i D. Scaramuzza, “Range, endurance, and optimal speed estimates for multicopters”, 2024. [Mrežno]. Adresa: <https://arxiv.org/abs/2109.04741>
- [2] E. R. Hunt, W. D. Hively, S. J. Fujikawa, D. S. Linden, C. S. T. Daughtry, i G. W. McCarty, “Acquisition of nir-green-blue digital photographs from unmanned aircraft for crop monitoring”, *Remote Sensing*, sv. 2, br. 1, str. 290–305, 2010. <https://doi.org/10.3390/rs2010290>
- [3] M. Nayeem, M. T. Islam, R. Haque, i T. Al-Nafis, “Design and optimization of an unmanned aerial vehicle (uav) for pipe line inspection”, 12 2019.
- [4] Gazebo, “Zephyr delta wing model”, http://models.gazebosim.org/zephyr_delta_wing/, accessed: 2024-09-04.
- [5] R. W. BEARD i T. W. McLAIN, *Small Unmanned Aircraft: Theory and Practice*. Princeton University Press, 2012. [Mrežno]. Adresa: <http://www.jstor.org/stable/j.ctt7sbc4>
- [6] E. A. Morelli, “Low-order equivalent system identification for the tu-144ll supersonic transport aircraft”, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, sv. 26, br. 2, str. 354–362, 2003.
- [7] T. J. Stastny, A. Dash, i R. Siegwart, *Nonlinear MPC for Fixed-wing UAV Trajectory Tracking: Implementation and Flight Experiments*. <https://doi.org/10.2514/6.2017-1512>
- [8] I. Lugo-Cárdenas, G. Flores, S. Salazar, i R. Lozano, “Dubins path generation for a fixed wing uav”, u *Proceedings of the International Conference on Unmanned Aircraft*

Systems (ICUAS). IEEE, 2014. <https://doi.org/10.1109/ICUAS.2014.6842272>

- [9] D. Simon, “Model predictive control in flight control design : Stability and reference tracking”, str. 96, 2014., the series name "Linköping studies in science and technology. Licentiate Thesis" is incorrect. The correct series name is "Linköping studies in science and technology. Thesis". <https://doi.org/10.3384/lic.diva-103742>
- [10] Y. Mizushima, I. Okawa, i K. Nonaka, “Model predictive control for autonomous vehicles with speed profile shaping”, *IFAC-PapersOnLine*, sv. 52, br. 8, str. 31–36, 2019., 10th IFAC Symposium on Intelligent Autonomous Vehicles IAV 2019. <https://doi.org/https://doi.org/10.1016/j.ifacol.2019.08.044>
- [11] P. Roupas, “Predictive modelling of dairy manufacturing processes”, *International Dairy Journal*, sv. 18, br. 7, str. 741–753, 2008., MILESTONE ACHIEVEMENTS IN DAIRY SCIENCE RESEARCH AND THEIR CURRENT AND FUTURE INDUSTRIAL APPLICATIONS. <https://doi.org/https://doi.org/10.1016/j.idairyj.2008.03.009>
- [12] C. E. García, D. M. Prett, i M. Morari, “Model predictive control: Theory and practice—a survey”, *Automatica*, sv. 25, br. 3, str. 335–348, 1989. [https://doi.org/https://doi.org/10.1016/0005-1098\(89\)90002-2](https://doi.org/https://doi.org/10.1016/0005-1098(89)90002-2)
- [13] Y. Mizushima, I. Okawa, i K. Nonaka, “Model predictive control for autonomous vehicles with speed profile shaping”, *IFAC-PapersOnLine*, sv. 52, br. 8, str. 31–36, 2019., 10th IFAC Symposium on Intelligent Autonomous Vehicles IAV 2019. <https://doi.org/https://doi.org/10.1016/j.ifacol.2019.08.044>
- [14] A. A. Lambregts, “Operational aspects of the integrated vertical flight path and speed control system”, *SAE Transactions*, sv. 92, str. 29–41, 1983. [Mrežno]. Adresa: <http://www.jstor.org/stable/44647756>
- [15] R. Beard, “Autopilot design for small fixed wing aerial vehicles”, Presentation, BYU MAGICC Lab, Unknown., brigham Young University.
- [16] L. Faleiro i A. A. Lambregts, “Analysis and tuning of a ' total energy control system' control law using eigenstructure assignment”, *Aerospace*

Science and Technology, sv. 3, str. 127–140, 1999. [Mrežno]. Adresa: <https://api.semanticscholar.org/CorpusID:108461497>

Sažetak

Modelsko prediktivno upravljanje bespilotnom letjelicom s fiksnim krilima

Josip Spudić

U ovom radu istražuje se modelsko prediktivno upravljanje (MPC) bespilotnom letjelicom s fiksnim krilima, uz integraciju Sustava upravljanja ukupnom energijom (TECS). Cilj je bio omogućiti precizno lateralno, longitudinalno i vertikalno upravljanje letjelicom kako bi se osigurala stabilnost i preciznost praćenja putanje. Implementacija MPC-a omogućila je optimizaciju lateralnog upravljanja, dok je TECS osigurao kontrolu brzine i visine. Eksperimentalni rezultati pokazali su da kombinacija ovih dvaju sustava omogućuje letjelici minimalna odstupanja od zadane putanje, uz stabilnost tijekom različitih scenarija leta. Nadalje, rad ukazuje na potencijalnu primjenu ovih algoritama na fizičkoj bespilotnoj letjelici u budućnosti.

Ključne riječi: modelno prediktivno upravljanje (MPC), sustav upravljanja ukupnom energijom (TECS), upravljanje, Dubins, bespilotna letjelica (UAV)

Abstract

Model Predictive Control of a Fixed-Wing Unmanned Aerial Vehicle

Josip Spudić

This thesis explores Model Predictive Control (MPC) for a fixed-wing unmanned aerial vehicle (UAV), combined with a Total Energy Control System (TECS). The goal was to enable precise lateral, longitudinal, and vertical control of the UAV to ensure stability and accurate path tracking. The implementation of MPC optimized lateral control, while TECS provided speed and altitude management. Experimental results showed that the combination of these two systems allows the UAV to maintain minimal deviations from the intended path, ensuring stability across different flight scenarios. Furthermore, the paper highlights the potential future application of these algorithms on a physical UAV.

Keywords: Model Predictive Control (MPC), Total Energy Control System (TECS), control, Dubins, unmanned aerial vehicle (UAV)